

# 터빈 냉각 캐비티 내 막냉각 홀 설치 위치에 따른 냉각 성능 분석

조예림\* · 손호성\* · 임병권\*†

## Analysis of Cooling Performance according to Film Cooling Hole Location in the Turbine Cooling Cavity

Yerim Jo\*, Hoseong Son\*, Byeongkwon Lim\*†

Key Words : Gas turbine(가스터빈), Turbine blade(터빈 블레이드), Film cooling(막냉각), Laidback fan-shaped hole(레이드 백 팬 형상 홀), Injection angle(분사각)

### ABSTRACT

In this study, the film cooling effectiveness according to hole location in the turbine blade cooling cavity was investigated. Specifically, the film cooling effectiveness of a laid back fan-shaped hole with a 60 degree injection angle on the cooling cavity partition wall was considered and compared with that of a reference hole(7-7-7) with a 30 degree injection angle. Computational analysis was performed using the Reynolds-Averaged Navier Stokes(RANS) model, and film cooling effectiveness was calculated at a Reynolds number of 10,000, a density ratio of 2.0 and a blowing ratio of 2.0. As a result, the laid back fan-shaped hole installed on the cavity partition wall with a 60 degree injection angle showed high film cooling effectiveness compared to the reference hole.

### Nomenclature

### Symbols

D : Hole diameter [mm]  
L : Hole length [mm]  
M : Blowing ratio  
Re : Reynolds number  
 $\alpha$  : Injection angle [°]  
 $\beta$  : Expansion angle [°]  
 $\eta$  : Film cooling effectiveness  
 $\rho$  : Density [kg/m<sup>3</sup>]  
 $\mu$  : Dynamic viscosity [N s/m<sup>2</sup>]  
 $\dot{m}$  : Mass flow rate [kg/s]

fwd : Forward direction  
lat : Lateral direction  
m : Mainstream  
c : Coolant  
aw : Adiabatic wall

### 1. 서론

가스터빈의 출력 향상을 위해 터빈 입구 온도는 지속적으로 상승하고 있다. 이러한 고온 환경은 현재 사용되는 소재의 허용 온도를 초과하며, 터빈 부품의 내구성 확보에 심각한 문제를 야기한다. 따라서, 가스터빈의 요구 수명을 충족하고 안정적인 운전을 보장하기 위해서는 고도화된 냉각 기술이 필수적으로 적용되어야 한다. 터빈 냉각 기술은 단순히 열을 제거하는 것을 넘어, 균일한 열 분포를 통해 열응력을 완화하여 궁극적으로 터빈의 요구 수명을 만족시키는데 핵심적인 역할을 수행한다.

막냉각 기법은 터빈 고온 부품에 적용되는 대표적인 외부

### Subscripts

cyl : Cylindrical section

\* 한화에어로스페이스 항공엔진사업부 CTO 한국연구소(Hanwha Aerospace, CTO KR R&D Institute)

† 교신저자, E-mail : joyerim9939@hanwha.com

냉각 기법으로, 터빈 내부 유로를 거친 냉각 유체를 블레이드 표면에 설치된 홀을 통해 분사시켜 에어포일 외부에 저온의 막을 형성하는 냉각 기법이다. 이러한 막냉각 기법은, 고온의 연소 가스가 블레이드 표면에 직접적으로 접촉하는 것을 방지하여 최종적으로 에어포일 표면 온도를 낮추는데 기여한다.

막냉각 성능은 홀의 기하학적 형상, 홀 설치 위치, 주유동 및 냉각 유체의 물리적 특성 등 다양한 요소에 복합적으로 영향을 받는다. 따라서, 특정 가스터빈 엔진의 운전 조건 및 성능 요구 사항을 면밀히 분석하고, 이를 바탕으로 최적화된 막냉각 설계를 수행하는 것이 매우 중요하다.

초기 막냉각은 가장 단순한 형태인 원통형 홀을 사용하여 구현되었으나, 높은 분사비 조건에서 냉각 유체가 부유한다는 단점을 가지고 있다. Gritsch 등<sup>(1)</sup>은 이러한 단점을 극복하기 위해 레이드 백 팬 형상 홀을 제시하였다. 레이드 백 팬 형상 홀은 원형부와 확장부로 구성되어있어, 홀 출구 면적이 원통형 홀에 비해 매우 넓은 것이 특징이다. 이로 인해 홀 출구에서의 냉각 유체 모멘텀이 낮아져 냉각 유체가 상대적으로 에어포일 표면에 안정적으로 부착된다. 이러한 팬 형상 홀의 특성을 바탕으로, 팬 형상 홀의 다양한 형상 변수에 대한 막냉각 성능 검증 연구가 활발히 수행되었다.

Zhang 등<sup>(2)</sup>은 팬 형상 홀의 전방향 확장각이 막냉각 성능에 미치는 영향을 분석하였으며, 전방향 확장각이 증가하면 홀 출구에서의 냉각 유체 모멘텀이 낮아져 우수한 막냉각 성능을 보이지만, 일정 수준 이상으로 커지면 막냉각 홀 확장부에서 강한 와류가 발생하여 막냉각 성능이 저하되는 것을 확인하였다. Park 등<sup>(3)</sup>은 PSP(Pressure Sensitive Paint) 기법을 이용하여 레이드 백 팬 형상 홀의 전방향 확장각, 횡방향 확장각, 원형부 길이비에 대한 최적 설계를 수행하였다. 더불어, Seo 등<sup>(4)</sup>은 막냉각 홀의 분사각까지 고려하여 최적 설계를 수행하였으며, 분사각이 35°인 경우에 가장 높은 막냉각 효율이 나타난 것을 확인하였다. Thole 등<sup>(5)</sup>은 보다 더 현실적인 터빈 블레이드 내부 환경을 모사하기 위하여 단순 플레넘 챔버 환경이 아닌, 냉각 유체의 Cross-flow를 모사하여 막냉각 성능 평가를 수행하였으며, Kang 등<sup>(6)</sup>은 이를 더 발전시켜 Rib이 설치된 내부 유로에 Cross-flow 영향성까지 고려한 막냉각 성능 분석을 수행하였다. 두 결과 모두, Cross-flow의 영향으로 인해 냉각 유체가 편향된 채 분사되어 막냉각 성능이 저하되는 것을 확인하였다.

Colban 등<sup>(7)</sup> 및 Wei 등<sup>(8)</sup>은 팬 형상 홀의 출구 면적, 홀 간 거리 및 분사비에 따른 막냉각 성능 분석을 수행하였으며, 이를 바탕으로 막냉각 효율 상관관계식을 제시하였다.

앞서 언급한 선행 연구를 비롯한 대부분의 막냉각 홀 형상 연구는 30~45° 범위의 분사각을 가진 형상에 대해서 수행되었다. 이는 분사각이 커질수록 냉각 유체의 수직 속도 성분이 커져 냉각 유체의 부유 현상이 발생하기 때문이다.

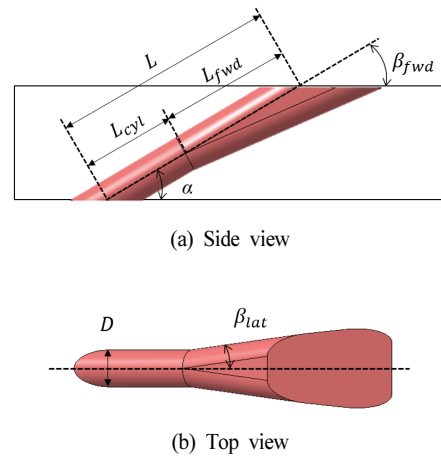
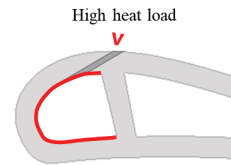
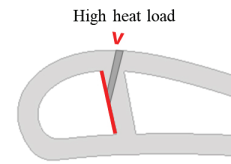


Fig. 1 Geometry of laidback fan-shaped hole



(a) Film cooling hole on the outer-facing wall



(b) Film cooling hole on the cavity partition wall

Fig. 2 Location of film cooling on coolant cavity

또한, 막냉각 홀은 냉각 캐비티 분리벽을 제외한 영역에 설치된다. 즉, 냉각 캐비티 내에서 외부를 향한 벽면에 설치된다. 이는 캐비티 분리벽에 홀을 설치할 경우, 막냉각 홀이 큰 분사각을 가지는 형태로만 설치될 수 밖에 없기 때문이다. 하지만, 캐비티 분리벽에 막냉각 홀이 설치되면, 냉각 유체가 홀로 유입될 때의 유동 방향이 변화하기 때문에 이에 따른 유동 현상에 대한 심층적인 분석이 필요하다.

따라서, 본 연구에서는 전산 해석 기법을 이용하여 막냉각 홀이 캐비티 외향 벽면과 분리벽에 설치되었을 때의 막냉각 성능을 비교하였다.

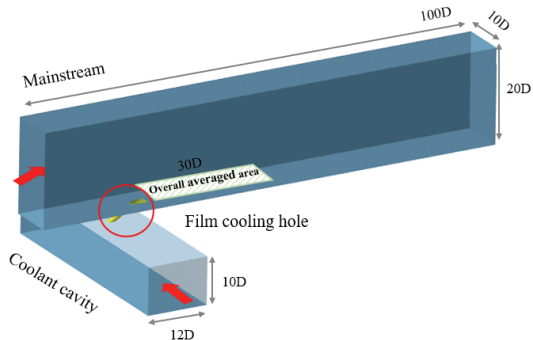
## 2. 전산 해석 기법

### 2.1 막냉각 홀 형상 및 설치 위치 정의

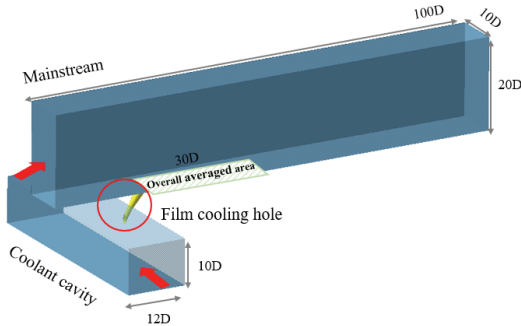
레이드 백 팬 형상 홀은 Fig. 1과 같이 분사각(a), 확장각(beta), 홀 길이(L) 등의 형상 변수로 정의된다. 그림에 나타난

바와 같이 전방향 확장각( $\beta_{fwd}$ ) 및 횡방향 확장각( $\beta_{lat}$ )으로 인해 홀 출구 면적이 넓으며, 특정 분사각( $\alpha$ )을 가진 채 에어포일 표면에 설치된다.

본 연구에서는 터빈 냉각 캐비티 내 막냉각 홀 설치 위치



(a) Geometry of domain with 30° of injection angle



(b) Geometry of domain with 60° of injection angle

Fig. 3 Geometry of domain according to hole location

Table 1 Cases for assessing the effect of injection angle

Case No.	Ref 1	Ref 2
Injection angle ( $\alpha$ )	30°	60°
Hole diameter (D)	0.4 mm	
Forward expansion angle ( $\beta_{fwd}$ )	7°	
Lateral expansion angle ( $\beta_{lat}$ )	7°	
Hole length ratio (L/D)	6	
Metering length ratio ( $L_{cyl}/D$ )	2.5	
Hole installation location	Outer-facing wall	

Table 2 Cases for assessing the effect of hole location

Case No.	1	2	3	4
Injection angle ( $\alpha$ )	60°			
Hole diameter (D)	0.4 mm			
Forward expansion angle ( $\beta_{fwd}$ )	7°	10°	13°	16°
Lateral expansion angle ( $\beta_{lat}$ )	7°	7°	7°	7°
Hole length ratio (L/D)	8	8	8	8
Metering length ratio ( $L_{cyl}/D$ )	2.5	2.5	2.5	2.5
Hole installation location	Cavity partition wall			

에 따른 냉각 성능 비교를 위해 Fig. 2와 같이 냉각 캐비티의 외향 벽면(Fig. 2(a))과 캐비티 분리벽(Fig. 2(b))에 막냉각 홀을 설치한 형상에 대한 해석을 수행하였다. 그림과 같이 에어포일 내 막냉각 홀 위치는 같지만, 냉각 캐비티 내 설치 위치가 다른 경우에는 막냉각 홀의 분사각이 달라진다. 따라서, 냉각 캐비티 외향 벽면에 설치된 경우에는 분사각 30°를, 캐비티 분리벽에 설치된 경우에는 분사각 60°를 가진 막냉각 홀을 적용하여 비교하였다.

Fig. 3은 전산 해석 도메인을 나타낸다. 전산 해석 도메인은 평판 막냉각 효율 측정 장치를 간소화한 형태이며, 주유로, 냉각 캐비티, 막냉각 홀로 구성되었다.

본 연구에서 사용된 막냉각 홀은 선행 연구에서 널리 사용된 7-7-7 형상<sup>(9)</sup>을 참고하였다. Table 1은 분사각 영향성 평가를 위한 케이스를 나타내며, 모든 형상 변수와 홀 설치 위치가 동일하고, 분사각만 다른 형태이다. Table 2는 냉각 캐비티 내 홀 설치 위치에 따른 막냉각 성능을 비교하기 위한 케이스로, 모두 분사각 60°를 가지고 홀은 전방향 확장각이 다른 형상이며, 이는 분사각 증가로 인해 홀 출구 면적이 감소되는 것을 보상해주기 위함이다.

홀 출구 면적은 막냉각 효율을 결정짓는 매우 중요한 요소이기 때문에, 전방향 확장각을 조절하여 홀 면적을 변화시키고, 이에 따른 정량적 분석을 수행하고자 하였다.

또한, 냉각 캐비티 분리벽에 홀이 설치될 경우 홀 전체 길이가 증가하므로, 홀 전체 길이를 8D로 선정하였다. 홀 표기의 편의성을 위하여, 각 케이스를  $\alpha - \beta_{fwd} - \beta_{lat} - L_{cyl}/D$ 로 함께 명명하였다.

## 2.2 경계 조건 및 격자 생성

본 연구에서는 상용 소프트웨어 Ansys CFX 2024를 사용하여 3차원 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) 해석을 수행하였다. 주유동 입구 유속은 70 m/s이며, 난류 강

Table 3 Boundary condition

Location		Boundary condition	
Mainstream	Inlet	Temperature	298K
		Velocity	70 m/s
		Turbulence intensity	10%
	Outlet	Static pressure	1 atm
Coolant	Inlet	Temperature	149K
		Mass flow rate	0.47 g/s
	Outlet	Mass flow rate	0.45 g/s
Top	Adiabatic wall		
Bottom	No-slip condition Adiabatic wall		
Side	Translation periodic		

터빈 냉각 캐비티 내 막냉각 홀 설치 위치에 따른 냉각 성능 분석

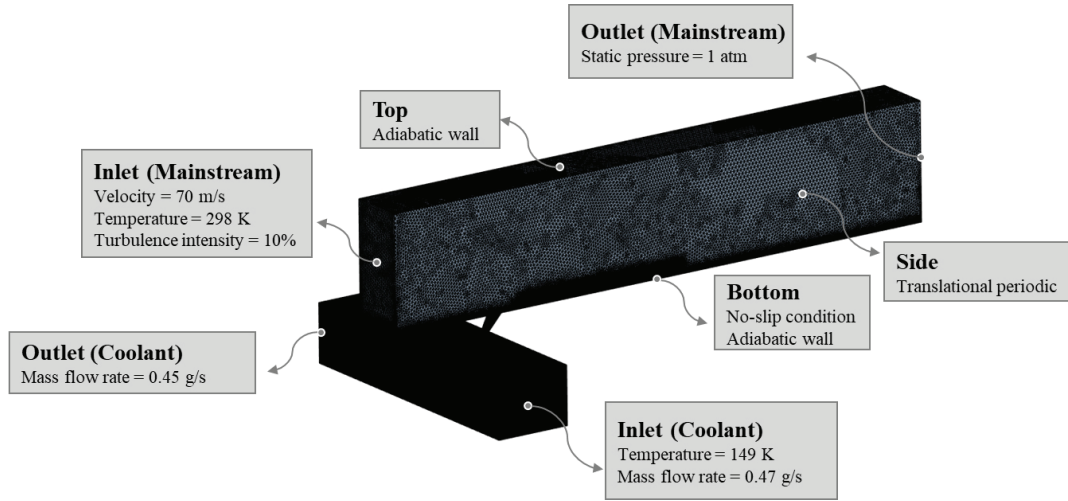


Fig. 4 Numerical domain and boundary conditions

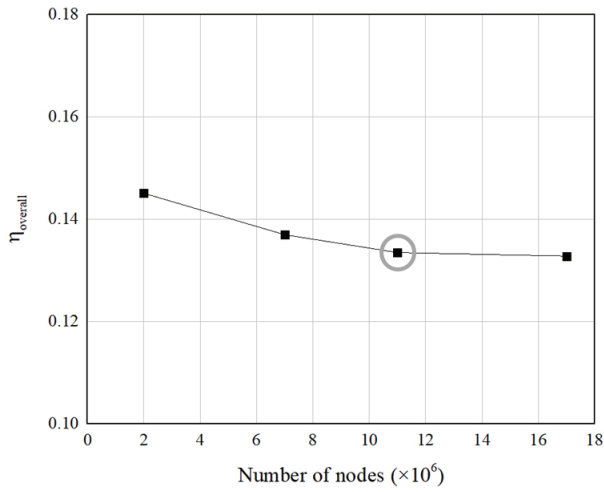


Fig. 5 Result of grid independence test

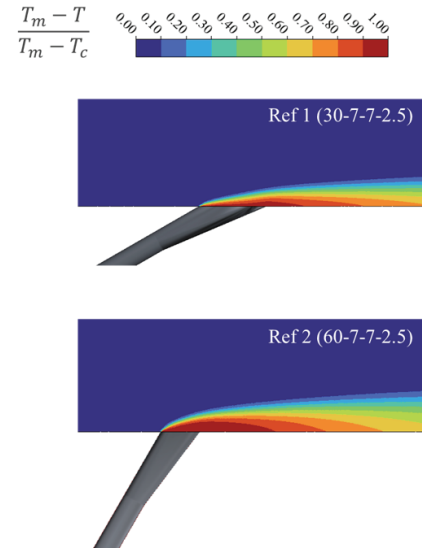


Fig. 6 Non-dimensional temperature distribution

도는 10%이다. 주유동 입구 온도와 냉각 유체 입구 온도는 밀도비 2.0을 모사하기 위하여 각각 298 K, 149 K으로 설정하였다. 주유동 출구에는 대기압 조건을 부여하였으며, 옆면에는 주기 조건을, 바닥면에는 점착 조건을 적용하였다. 또한, 냉각 캐비티의 Cross-flow를 모사하기 위하여 냉각 캐비티의 입구와 출구에 각각 질량 유량 경계 조건을 부여하였다. 이때, 냉각 캐비티의 레이놀즈 수 10,000과 분사비 2.0을 모사하기 위하여 냉각 유체 입구 유량은 0.47 g/s, 출구 유량은 0.45 g/s로 설정하였다.

난류 모델은 Kang 등<sup>(6)</sup>이 수행한 선행 연구에서 Cross-flow의 실제 유동 현상을 가장 잘 모사하였던 k-ε 난류 모델을 사용하였으며, Fig. 5에 나타난 격자독립성 해석 결과를 바탕으로 약 천 만개의 노드로 격자를 구성하였다. 또한, 해석의 정확도를 높이기 위하여  $y^+$ 가 1 이하가 되도록 첫 노드의 높이를 설정하였다. 막냉각 효율은 식(4)와 같이 무차원화된 온도비로 정의되며, 각각  $T_m$ 은 주유동 온도를,  $T_{aw}$ 는

단열벽 온도,  $T_c$ 는 냉각 유체 온도를 의미한다.

$$Re_c = \frac{\dot{m} D h}{\mu A} \quad (1)$$

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_m V_m} \quad (2)$$

$$DR = \frac{\rho_c}{\rho_m} \quad (3)$$

$$\eta = \frac{T_m - T_{aw}}{T_m - T_c} \quad (4)$$

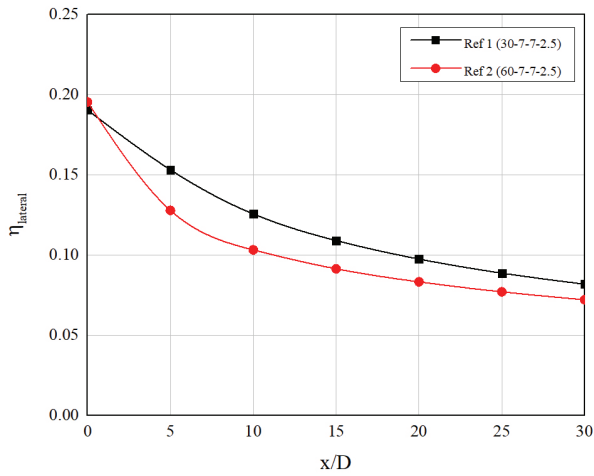


Fig. 7 Lateral averaged cooling effectiveness of Ref 1 and 2

### 3. 해석 결과

#### 3.1 분사각 영향성 분석

분사각에 따른 막냉각 성능을 비교하기 위하여 분사각만 다른 Ref 1과 Ref 2의 막냉각 성능을 분석하였다. Fig. 6은 Ref 1(30-7-7-2.5)과 Ref 2(60-7-7-2.5)의 무차원화한 온도 분포를, Fig. 7은 횡방향 평균낸 막냉각 효율을 나타낸다. 그림에 나타난 바와 같이, 분사각이 30°인 Ref 1의 경우 냉각 유체가 표면에 잘 부착되어 표면에서의 냉각 효율이 상대적으로 높은 반면, 분사각이 60°인 Ref 2의 경우, 냉각 유체의 수직 방향 속도 성분이 강하여 냉각 유체가 표면에 덜 부착되었고, 이로 인해 상대적으로 표면에서의 냉각 효율이 낮게 나타났다.

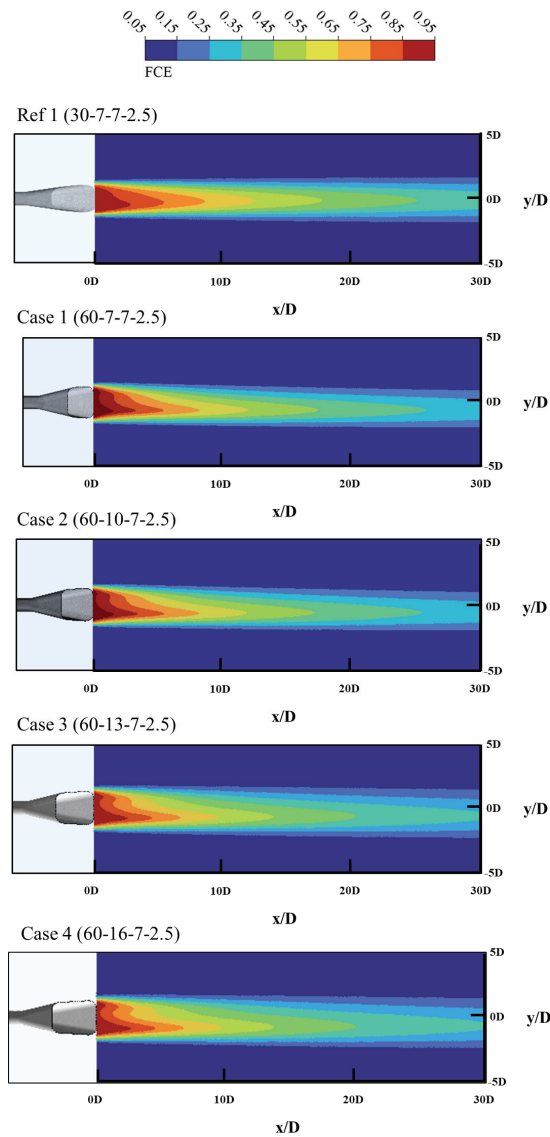


Fig. 8 Distribution of film cooling effectiveness

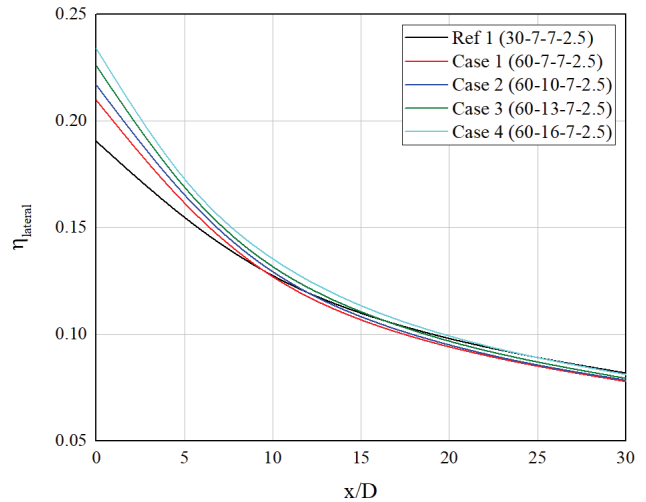


Fig. 9 Lateral averaged film cooling effectiveness

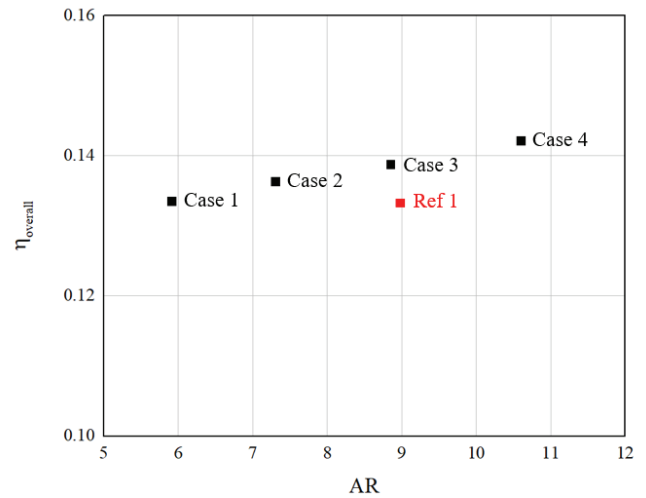


Fig. 10 Overall averaged film cooling effectiveness

### 3.2 홀 설치 위치 영향성 분석

Fig. 8은 Ref 1과 Case 1~4의 막냉각 효율 분포를 나타낸다. 모든 케이스에서 Cross-flow 영향으로 인해 냉각 유체의 편향이 발생하였으며, 이는 Case 1~4에서 더 크게 나타났다. Case 1~4의 경우, 전방향 확장각이 클수록 홀 하류까지 막냉각 효율이 넓게 분포하는 것을 확인할 수 있다. 이는 홀 출구 면적이 증가되면서 냉각 유체의 모멘텀이 낮아지고, 이로 인해 냉각 유체가 표면에 더 잘 부착되었기 때문이다.

Fig. 9는 각 케이스의 횡방향 평균냉각 효율을 나타낸다. 홀 출구 부근에서는 Ref 1보다 Case 1~4에서 더 우수한 냉각 성능을 보이며, 홀 출구 면적이 클수록 막냉각 효율

이 더 높게 나타났다. 홀 하류 부근에서는 비교적 Ref 1을 포함한 모든 케이스에서 유사한 막냉각 성능을 보이는 것을 확인할 수 있다.

막냉각 효율의 정량적 분석을 위하여 Fig. 10에 나타난 바와 같이 홀 출구 기준으로 30D 영역 평균냉각 효율을 비교하였다. 분사각 60°로 설치된 Case 1~4 모두 Ref 1보다 더 높은 막냉각 효율을 보였다. 이때, 홀 면적비가 Ref 1보다 작은 Case 1과 2에서도 더 우수한 막냉각 성능을 보이는 것을 통해 막냉각 홀이 캐비티 분리벽에 설치될 경우, 분사각이 60°일지라도 동등 이상의 냉각 성능이 나타날 수 있다는 것을 확인하였다.

### 3.3 홀 내부 유동장 분석

Fig. 11은 홀 설치 위치에 따른 내부 유동장을 비교하기 위해 Ref 1(30-7-7-2.5)과 Case 1(60-7-7-2.5)의 홀 내부 속도장을 나타낸 것이다. 냉각 캐비티 외향 벽면에 분사각 30°로 설치된 Ref 1의 경우 선행 연구 결과와 동일하게 냉각 유체가 확장부를 만나면서 확장부 안쪽으로 박리 기포

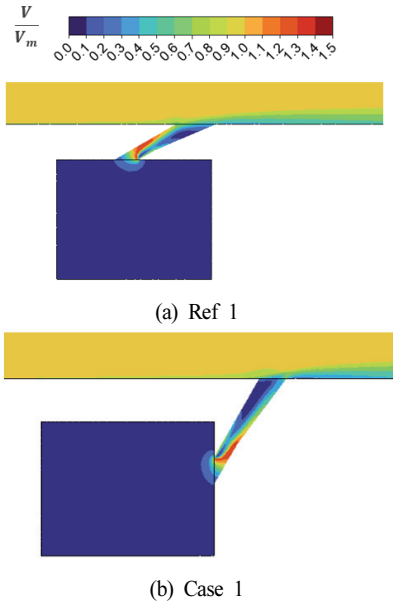


Fig. 11 Non-dimensional velocity distribution

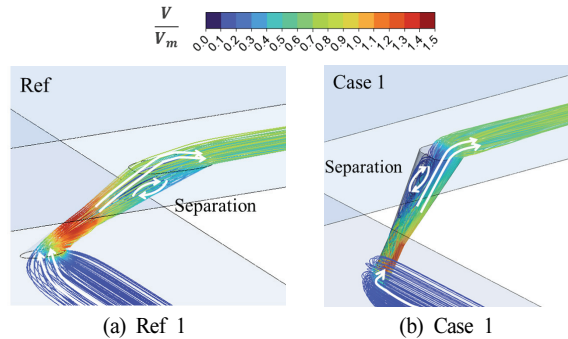


Fig. 12 Streamline of internal flow

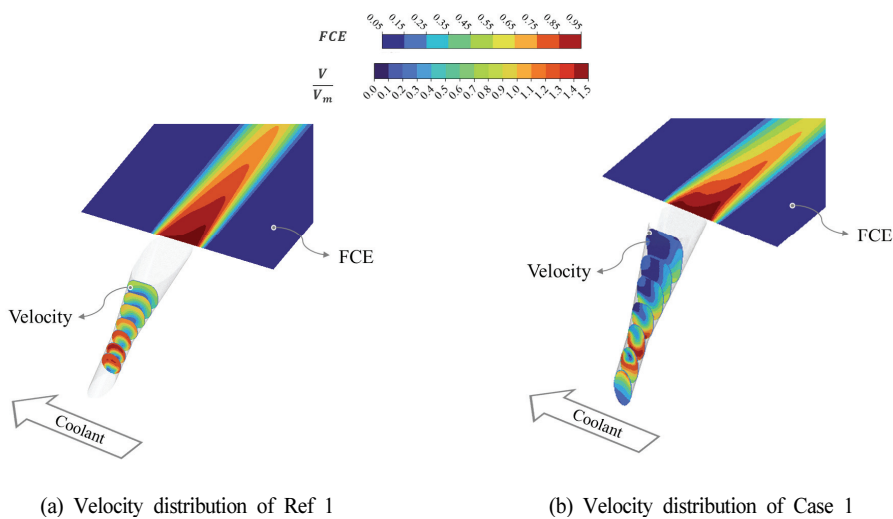


Fig. 13 Non-dimensional velocity distribution

가 발생한 것을 확인할 수 있다.

반면에, 냉각 캐비티 분리벽에 분사각 60°로 설치된 Case 1의 경우, 박리 기포가 홀 확장부 바깥쪽에서 형성되는 것을 확인할 수 있다.

유동장을 상세하게 분석하기 위하여 Fig. 12와 같이 막냉각 홀 내부에서의 유선을 확인하였다. Ref 1의 경우, 냉각 홀이 캐비티의 외향 벽면에 설치되어 냉각 유체가 홀 바깥쪽을 향하여 유입되어 확장부 안에서 박리 기포가 발생하였다. 반면에, Case 1의 경우, 냉각 홀이 캐비티 분리벽에 설치되어 냉각 유체가 홀 안쪽으로 유입되었기 때문에, 자연스럽게 확장부 안쪽을 따라 외부 표면으로 분사되었다. 확장부 바깥쪽으로 박리 기포가 발생하여 최종적으로 외부 표면에 냉각 유체가 부착되기에 더 유리한 유동 형태를 보인다.

따라서, Ref 1의 경우 홀 출구 부근에서는 막냉각 효율이 Case 1~4에 비해 낮지만, 홀 바깥쪽으로 분사된 냉각 유체가 홀 하류 부근에 부착되면서, 하류에서는 다른 케이스와 비교하였을 때 유사한 막냉각 성능을 보이는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 13은 홀 내부 단면별 속도 분포를 나타내며, 두 케이스 모두 Cross-flow의 영향으로 홀 내부 유동이 편향되는 것을 확인할 수 있다. Case 1의 경우, 홀 안쪽으로 대부분의 냉각 유체가 분사되어 홀 출구 부근에서 더 우수한 냉각 성능을 보이는 것을 확인하였지만, 확장부 바깥쪽에서 형성된 박리 기포가 홀 출구까지 성장하여 Ref 1에 비해 냉각 유체가 더 편향되는 것을 확인할 수 있다. 반면에, Ref 1은 냉각 유체가 홀 바깥쪽에서 분사되어 홀 출구 부근에서는 상대적으로 낮은 막냉각 효율을 가지지만, 박리 기포가 확장부 내부에서 형성되었기 때문에 홀 출구 부근에서 상대적으로 균일한 냉각 효율 분포를 보였다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 터빈 냉각 캐비티 내 막냉각 홀 설치 위치에 따른 냉각 성능에 대해 분석하였으며, 주요 결과는 다음과 같다.

- 1) 터빈 냉각 캐비티 외향 벽면에 분사각 30°로 설치된 막냉각 홀의 경우, 확장부 안쪽 영역에서 발생한 박리 기포로 인해 홀 출구에서 냉각 유체가 상대적으로 바깥쪽으로 분사된다.
- 2) 터빈 냉각 캐비티 분리벽에 분사각 60°로 설치된 막냉각 홀의 경우, 확장부 바깥쪽 영역에서 박리 기포가 발생하여 홀 출구에서 냉각 유체가 외부 표면에 부착되기에 유리한 유동 형태를 띤다.
- 3) 막냉각 홀이 캐비티 분리벽에 분사각 60°로 설치되어도 동등 이상의 냉각 성능을 보이기 때문에 향후 막냉각 설계 시 적용이 가능하다.

본 연구는 밀도비 2.0, 분사비 2.0 조건에서만 막냉각 성능 평가가 수행되었다. 그러나, 해석 결과에서 언급한 바와 같이, 분사각이 60°로 설치된 경우에, 박리 기포가 크게 발생하는 유동이 편향되는 경향이 나타나므로, 다양한 유동 조건을 고려한 추가 연구가 필요하다. 이에 따라, 향후 연구에서는 냉각 캐비티 내 레이놀즈 수, 분사비, 밀도비 등을 변화시켜 보다 폭넓은 유동 환경에서의 냉각 성능을 평가할 계획이다.

#### 후 기

이 연구는 2022년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구임(No. KRIT-CT-22-042)

#### References

- (1) Gritsch, M., Colban, W., Schär, H., and Döbbling, K., 2005, "Effect of Hole Geometry on the Thermal Performance of Fan-Shaped Film Cooling Holes," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 127, No. 4, pp. 718~725.
- (2) Zhang, B., Lin, L. B., Li, J. Q., Zhang, N. R., and Ji, H. H., 2020, "Effect of forward expansion angle on film cooling characteristics of shaped holes," *Open Physics*, Vol. 18, pp. 302~314.
- (3) Park, S. H., Kang, Y. J., Seo, H. J., Kwak, J. S., and Kang, Y. S., 2019, "Experimental optimization of a fan-shaped film cooling hole with 30 degrees-injection angle and 6-hole length-to-diameter ratio," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 144, 118652.
- (4) Seo, H. J., Kang, Y. J., Lee, H. C., Kwak, J. S., Park, J. S., and Lee, K. D., 2019, "Optimization of the configuration of the laidback fan-shaped film cooling hole with a lateral expansion angle of 10 degrees," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 153, pp. 379~389.
- (5) Thole, K. A., Gritsch, M., Schulz, A., and Witting, S., 1997, "Effect of a Crossflow at the Entrance to a Film-Cooling Hole," *ASME. Journal of Fluids*, Vol. 119(3), pp. 533~540.
- (6) Kang, Y. J., Jeong, J. Y., Kim, H. J., Kim, G. M., and Kwak, J. S., 2024, "Effect of Relative Location of Film Cooling Hole With Internal Angled Ribs on the Film Cooling Effectiveness of a Gas Turbine Blade," *ASME Turbo Expo*, London, United Kingdom, GT-2024-122560.
- (7) Colban, W.F., Thole, K. A., and Borgard, D., 2011, "A Film-Cooling Correlation for Shaped Holes on a Flat-Plate Surface," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 133, 011002.
- (8) Wei, H., Zu, Y.Q., Ai, J.L., and Ding, L., 2019, "Exp-

- erimental study on the full-coverage film cooling of fan-shaped holes with a constant exit width,” International journal of heat and mass transfer, Vol. 140, pp. 379~398.
- (9) Schroeder, R. P., and Thole, K. A., 2014, “Adiabatic Effectiveness Measurements for a Baseline Shaped Film Cooling Hole,” ASME Turbo Expo, Düsseldorf, Germany, GT-2014-25992.