

# 환형 섹터 터빈 노즐 캐스케이드에서 팬 형상 막냉각 홀의 복합분사각도 적용에 따른 막냉각 효율 특성

이동호\*<sup>†</sup> · 김재호\*

## Effect of Compound Angle Injection of Fan-shaped Film Cooling Holes on Film Cooling Effectiveness in an Annular Sector Turbine Nozzle Cascade

Dong-Ho Rhee\*<sup>†</sup>, Jaiho Kim\*

*Key Words* : Annular Sector Turbine Nozzle Cascade(환형 섹터 터빈 노즐 캐스케이드), Film Cooling Effectiveness(막냉각 효율), Fan-shaped Film Cooling Hole(팬 형상 막냉각 홀), Compound Angle Injection(복합각도분사), Infrared Thermography Method(적외선 열화상 기법)

### ABSTRACT

The present study investigated the effect of compound angle injection of fan-shaped film cooling holes on film cooling performance on the nozzle vane surface in an annular sector cascade. Two different configurations were examined to investigate effect of compound angle injection. The baseline has streamwise injection holes on the pressure and suction side surfaces and normal injection holes in leading edge region. The other configuration has compound angle injection holes on the leading edge and the pressure side surface. An annular sector turbine cascade test facility was used and the measurements using an infrared thermography method were conducted at the exit Reynolds number of  $2.2 \times 10^6$  and exit Mach number of 0.8. Total coolant mass flow rate ranges between 5 and 10% of mainstream. The results showed that the baseline configuration shows skewed trajectory of coolant downstream of holes on the pressure side surface, which is not observed in ‘flat-plate’ study and strongly related to mainstream flow direction near the nozzle surface. On the other hands, the coolant follows the mainstream direction and spread more uniformly on the pressure side surface with compound angle injection configuration. However as coolant mass flow rate increases, compound angle injection induces stronger interaction of mainstream and coolant and film cooling effectiveness drops quickly in the downstream region. Also, film cooling effectiveness in the suction side surface shows lower values for compound angle injection configuration since compound angle injection on the showerhead region causes non-uniform distributions of film cooling effectiveness due to stronger secondary flow.

### 1. 서 론

가스터빈엔진 고압 터빈 노즐 및 블레이드는 소재 용융점 이상의 고온고압 환경에서 안정적으로 운용되기 위하여 다양한 냉각방식이 적용되고 있으며, 냉각성능을 극대화하기 위한 다양한 연구개발이 수행되어 실제 엔진에 적용되고 있다. 막냉각은 대표적인 고효율 냉각방식 중 하나로써, 고온

부품 표면에 단순한 원형 단면 형상의 홀을 가공하여 냉각유체를 분사하는 것에서 출발하여, 최근에는 제작기술의 발달과 더불어 다양한 형태의 팬 형상 막냉각 홀(fan-shaped film cooling hole)이 개발, 적용되고 있다.

팬 형상 막냉각은 막냉각 홀 출구가 확장되는 형태로 설계되어 출구 면적이 증가하기 때문에 냉각유체의 운동량이 감소하여 기존의 원형 형상의 홀에 비하여 냉각유체가 표면에

\* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : rhee@kari.re.kr

고르게 퍼지는 효과가 나타나며, 이로 인하여 막냉각 홀 하류에서 높은 막냉각 효율을 갖는 것으로 알려져 있다. 이러한 팬 형상 막냉각 홀의 냉각 및 유동 특성은 1990년대 이후 많은 연구가 이루어져왔고, Bunker<sup>(1,2)</sup>, Bogard와 Thole<sup>(3)</sup>에 관련된 다양한 연구가 요약 정리되어있다.

최근에는 팬 형상 막냉각 홀에 대하여 최적화 기법을 적용하거나 적층제조기술을 고려하여 기존의 고전적인 설계 개념에서 벗어난 다양한 시도가 이루어지고 있다. Lee 등<sup>(4)</sup>, Nita 등<sup>(5)</sup>은 팬 형상 막냉각 홀을 포함하여 막냉각 효율을 극대화할 수 있는 형상 최적화 연구를 수행하였고, Lee 등<sup>(6)</sup>은 팬 형상 막냉각 홀에 대하여 강건 최적 설계기법을 적용하여 다양한 운용조건에서 냉각성능을 개선할 수 있는 막냉각 홀 형상 설계를 연구하였다. Kim과 Kim<sup>(7)</sup>은 단면적이 축소되는 수렴형 막냉각 홀 형상에 대한 성능해석을 수행하였고, 와류 제어를 통한 막냉각 성능 향상 가능성을 확인하였다. Seo 등<sup>(8)</sup>은 팬 형상 막냉각 홀에 대하여 Fig 1(a)에 제시된 팬 형상 막냉각 홀 설계변수의 최적화를 통하여 최적 홀 형상을 도출하고, 이를 전산해석 및 실험을 통해 검증하는 연구를 수행하였다. 그 결과, Fig. 1(b), (c)의 막냉각 효율 분포를 얻었으며, 이는 기존 팬 형상 막냉각 홀 대비 해석결과 기준 70% 이상 막냉각 효율이 개선되는 결과이다.

팬 형상 막냉각과 더불어, 막냉각 성능을 개선할 수 있는 설계기술로는 복합각도 분사(compound angle injection) 기술을 들 수 있다. 복합각도 분사는 막냉각 유체를 주유동과 횡방향으로 일정 각도를 갖도록 분사하는 방식으로, 막냉각 홀 하류에서 냉각유체에 의하여 보호되는 면적을 증가시키고 냉각 균일성을 개선하는 효과를 가질 수 있다. 이에 팬 형상 막냉각 홀 형상에 대해서도 복합각도 분사 적용 시의 막냉각 특성에 대한 연구가 수행되고 있다.

Kusterer 등<sup>(9)</sup>은 다양한 팬 형상 막냉각 홀과 NEKOMIMI 형상의 막냉각 홀에 대한 형상 최적화 연구를 수행하였고, 0°~16°까지 횡방향 분사각도 변화에 따른 영향성을 평가하였다. 두 경우 모두 횡방향 분사각도 변화에 따른 영향은 미미한 것으로 나타났으나, NEKOMIMI 형상의 경우 분사각도 증가에 따라 최대 6.8% 막냉각 효율이 감소하는 것을 확인하였다. Haydt와 Lynch<sup>(10)</sup>는 팬 형상 막냉각 홀에 대하여 횡방향 분사각도를 0°~60°까지 변화시켜가며 복합각도 분

사 막냉각 효율 특성을 고찰하였다. 그 결과, 횡방향 분사각도 증가에 따라 막냉각 홀 인접 하류 영역에서는 냉각유체가 횡방향으로 고르게 분포하며, 분사비가 높아질수록 효율 개선 효과가 증가하는 것을 확인하였다. 하지만, 분사비가 2.0보다 낮은 경우 복합각도 분사 시에 하류에서 오히려 막냉각 효율이 낮아지는 경향을 확인하였다.

Kang과 Kwak<sup>(11)</sup>은 평판에 설치된 팬 형상 막냉각 홀에 대하여 다양한 분사비와 횡방향 분사각도에 따른 막냉각 효율을 실험적으로 평가하였으며, 횡방향 분사각도가 증가할수록 효율 분포가 편향되며 평균 효율이 감소하고, 분사비가 증가할수록 그 경향이 심화하는 것을 확인하였다.

기존의 팬 형상 막냉각 홀에 대한 연구들은 주로 형상 설계에 대한 연구가 주를 이루었으며, 이 경우 평판(flat plate)과 같은 단순한 형상에 막냉각 홀을 적용하여 연구를 수행하여 왔다. 하지만, 실제 막냉각 홀은 터빈 노즐, 블레이드 등 곡면의 형상에 적용되어 복잡한 유동장에 노출되기 때문에 다양한 형상 및 유동조건에 따른 영향성 평가가 필요하다.

Jeong 등<sup>(12)</sup>은 선형 터빈 캐스케이드의 끝벽(endwall)에서 팬 형상 막냉각 홀이 적용되는 경우 막냉각효율 분포 특성을 고찰하였다. 그 결과, 유로 내에서 발생한 이차유동에 의하여 효율 분포가 편향되는 것을 확인하였으며, DBD 플라즈마를 활용하여 이차유동 제어를 통한 막냉각효율 개선이 가능함을 보였다.

Rhee 등<sup>(13-15)</sup>은 냉각이 적용된 고압터빈 환형 섹터 캐스케이드에 대하여 다양한 배열의 팬 형상 막냉각 홀 적용 시 막냉각 효율 및 전냉각 효율 분포 특성에 대하여 고찰하였으며, 홀의 위치 및 배열에 따라 냉각특성이 달라지는 것을 확인하였다. Shiao 등<sup>(16,17)</sup>은 천음속 터빈 캐스케이드에 대하여 전연(leading edge) 및 흡입면에 막냉각이 적용되는 경우 전연에서 분사되는 막냉각에 따른 하류 흡입면에서의 막냉각 효율 특성을 연구하였고, Hossain 등<sup>(18)</sup>은 'Sweeping Jet' 형태의 막냉각 홀이 터빈 캐스케이드에 적용된 경우의 막냉각 효율을 평가하였다.

본 연구에서는 Seo 등<sup>(8)</sup>이 평판 형상에서 도출한 최적형상의 팬 형상 막냉각 홀을 고압 터빈 노즐 환형 섹터 캐스케이드에 적용하여 분사각도 및 냉각유체 유량 변화에 따른 막냉각 효율 특성을 고찰하였으며, 이때 전연(leading edge)에

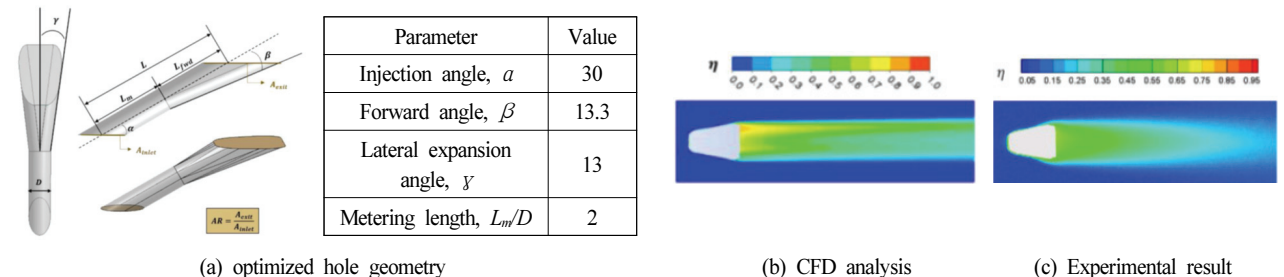


Fig. 1 Optimized film cooling hole geometry and film cooling effectiveness at M=2.0 and DR=2.0<sup>(8)</sup>

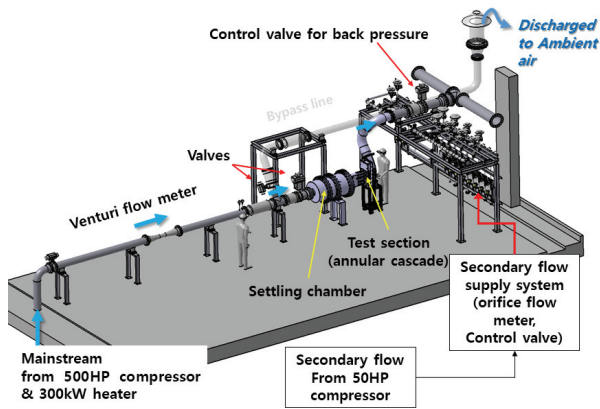


Table 1 Turbine nozzle vane configuration

Parameters	Value
Number of Nozzle Vane	5
Number of passages	4
Inlet angle	0°
Exit angle	74°
Chord length	123.2 mm
Span (h/C)	0.53 at inlet, 0.40 at exit
Pitch (p/C)	0.76

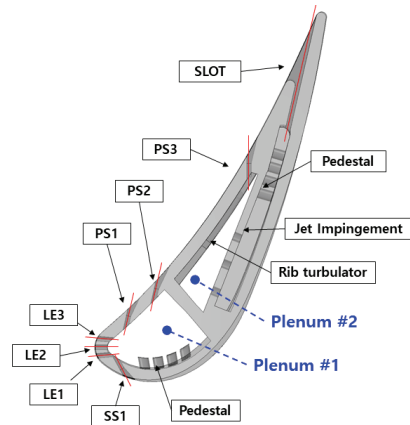
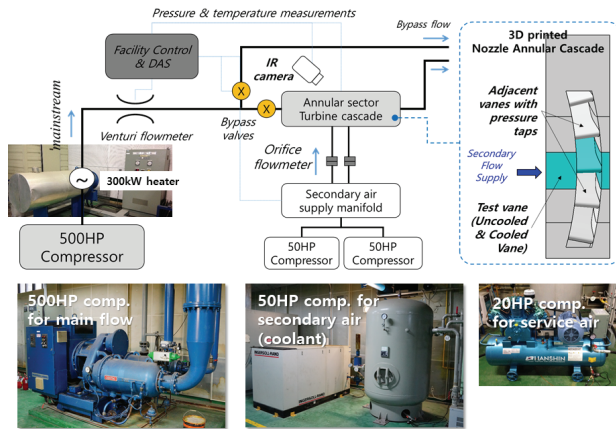


Fig. 2 Experimental facility

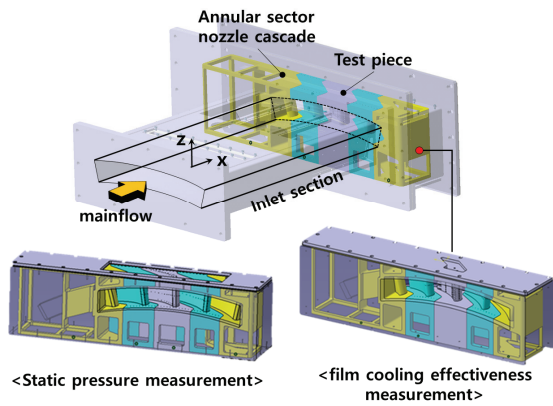


Fig. 3 Schematic of annular sector turbine cascade test section

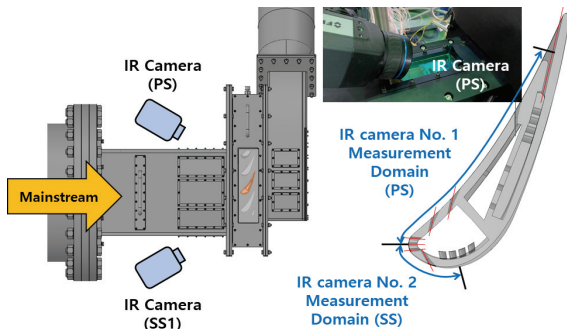


Fig. 4 Infrared camera setup for measurements

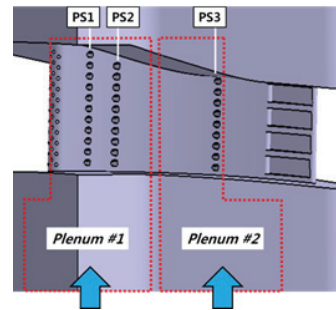


Fig. 5 Cooling configuration of test nozzle guide vane

서의 막냉각 분사각도 영향성을 함께 평가하였다. 이를 통하여 평판에서 최적화된 막냉각 홀 형상에 대한 터빈 형상에서의 냉각특성을 평가하고 성능 개선을 위하여 설계에 고려해야 하는 점을 고찰하였다. 이러한 결과는 향후 터빈 노즐 및 블레이드를 비롯한 고온부품의 냉각설계에 유용한 참고자료로 활용될 수 있을 것이다.

## 2. 시험장치 및 방법

### 2.1 시험 장치

Fig. 2는 본 연구에서 활용된 환형 터빈 노즐 섹터 캐스케이드 시험설비의 모델링 및 구성도를 나타낸 그림이다. 주유

환형 섹터 터빈 노즐 캐스케이드에서 팬 형상 막냉각 홀의 복합분사각도 적용에 따른 막냉각 효율 특성

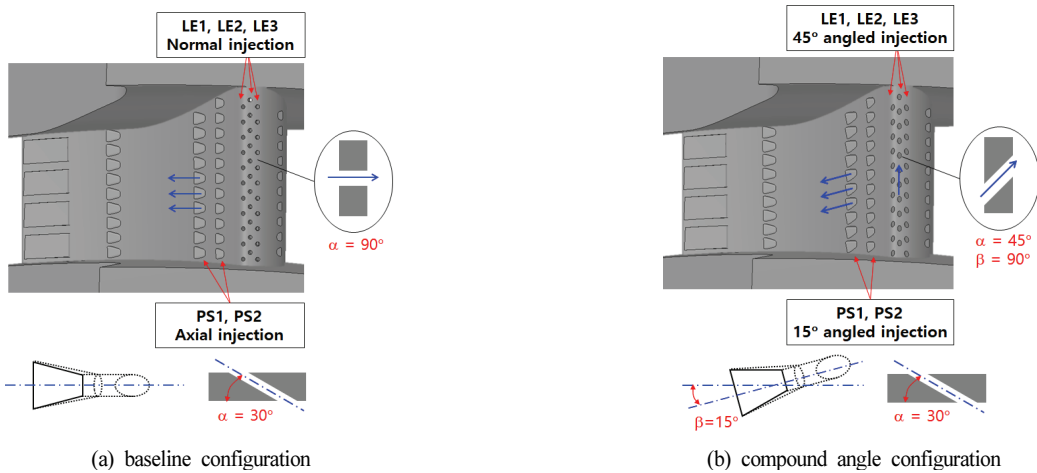
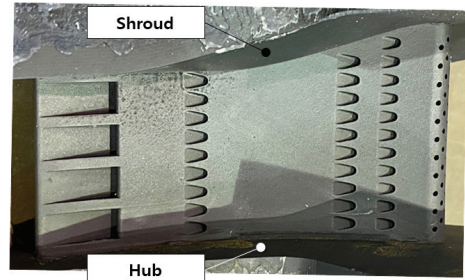


Fig. 6 Tested nozzle vanes with different hole configurations

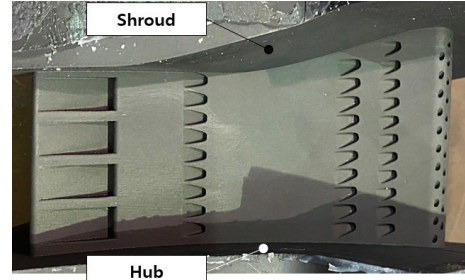
동을 공급하기 위하여 500마력 압축기를 사용하였으며, 주유동을 가열하기 위하여 300kW 전기식 가열기를 사용하였다. 주유동은 압축기 출구에 설치된 별도의 제어밸브를 통해 유량이 제어되도록 하였으며, 벤츄리 유량계를 이용하여 유량을 측정하였다. 이후 주유동이 환형 캐스케이드를 통과한 뒤 외부로 배출되도록 구축되었다. 터빈 노즐로 공급되는 냉각유체의 모사를 위하여 50마력 압축기, 유량계 및 제어밸브를 구성하였고, 시험부로 공급되도록 배관을 구축하였다.

환형 캐스케이드 시험부의 개략도는 Fig. 3에 제시되어 있으며, 터빈 노즐 시제의 형상 정보는 Table 1에 정리되어 있다. 노즐 캐스케이드는 5개의 노즐 시제(4개 유로)로 구성되어 있으며, 노즐의 입구에서 출구로 갈수록 노즐 스펠이 슈라우드 쪽에서 축소되는 끝벽(contoured endwall) 형상을 갖도록 하였다. Fig. 3에 제시되었듯이, 중심부에 설치되는 노즐을 교체하여 압력 측정 및 냉각효율 측정용 시제가 설치될 수 있도록 구현하였다.

본 연구에서는 노즐 시제에서의 막냉각 성능 평가를 위하여 FLIR A655sc 장파장 대역의 열화상 카메라 2대를 Fig. 4에 제시된 바와 같이 설치하여 압력면(PS) 및 흡입면 상류(SS) 막냉각 홀이 설치된 표면에서의 온도를 측정하였으며, 이때 측정되는 영역을 도식적으로 표시하였다. 적외선 투과창은 Zn-Se 소재의 투과창을 사용하였다. 적외선 투과창 표면에는 반사 방지(AR, anti-reflecting) 코팅을 적용하였으며, 해당 코팅이 적용된 투과창의 투과율은 제조사 제공 자료를 기준으로 약 95%이다. 적외선 투과창의 온도가 노즐 시제 표면온도 측정에 영향을 주기 때문에<sup>(19)</sup> 시험 중 투과창의 외부표면온도 측정하여 열화상 카메라 측정온도를 보정하였다. 적외선 열화상 카메라의 온도교정은 정상상태 조건에서 시험리그 상에 K-타입 열전대가 설치된 구리블록의 온도 측정 및 비교를 통하여 수행하였으며, 상세한 절차는 Rhee 등<sup>(13-15)</sup>에 기술되어있다.



(a) baseline configuration



(b) compound angle configuration

Fig. 7 Photographs of test nozzle vanes (black paint coated)

Table 2 Film cooling configuration

Parameters	Value	
No. of Rows	7	
hole diameter	1.5 mm	
hole pitch	p/d = 6	
thickness	t/d = 2.4	
Injection angle	Baseline	Compound angle injection
LE1, LE2, LE3	$\alpha=90^\circ, \beta=0^\circ$	$\alpha=45^\circ, \beta=90^\circ$
PS1 ( $x/C_x=0.15$ )	$\alpha=35^\circ, \beta=0^\circ$	$\alpha=35^\circ, \beta=15^\circ$
PS2 ( $x/C_x=0.28$ )	$\alpha=30^\circ, \beta=0^\circ$	$\alpha=30^\circ, \beta=15^\circ$
PS3 ( $x/C_x=0.67$ )	$\alpha = 30^\circ, \beta=0^\circ$	
SS1 ( $x/C_x=0.11$ )	$\alpha = 40^\circ, \beta=0^\circ$	

### 2.2 터빈 노즐 냉각 형상

Fig. 5는 본 연구에 적용된 터빈 노즐 냉각 형상에 대하여 개략적으로 나타낸 그림이다. 터빈 노즐은 2개의 냉각유체 공급 플레넘 챔버가 있으며, 총 7개 열의 막냉각 홀 및 후연 냉각슬롯, 내부 냉각효과를 높이기 위한 내부냉각 구조물이 구현되어 있다.

막냉각 홀은 전연(leading edge) 3열(LE1, LE2, LE3), 압력면 3열(PS1, PS2, PS3), 흡입면 1열(SS1)로 구성되며, Fig. 5의 노즐 단면도에서 제시된 바와 같이 1번 플레넘(Plenum #1)에 총 6열의 막냉각 홀이 설치되며, 2번 플레넘(Plenum #2)에 압력면 막냉각 홀 1열이 설치된다.

본 연구에서는 막냉각 홀의 분사각도에 따른 영향성을 평가하기 위하여 Fig. 6에서와 같이 두 가지 형상의 노즐 시제에 대하여 연구를 수행하였다. Fig. 6은 전연 및 압력면 표면에서의 막냉각 홀 배치형상을 도식적으로 나타낸 그림이다.

Fig. 6(a)에 제시된 기본형상에서는 전연에 위치한 3열의 막냉각 홀이 표면에 수직( $\alpha=90^\circ$ )으로 구현되었으며, 압력면의 3열은 표면에서  $30\sim 35^\circ$ 의 각도로 축방향으로 분사되도록 구현되었다. 그에 반해 복합분사각도 형상(Fig. 6(b))에서는 전연의 막냉각 홀이 표면과  $45^\circ$ 의 경사각, 주유동 대비 횡방향 분사각  $90^\circ$ 가 되도록 설치되었다. 또한 압력면 상류의 막냉각 홀 2열(PS1, PS2)은 횡방향 분사각이  $15^\circ$ 가 되도록 하여 분사각과 주유동 방향과의 상호 영향성을 고찰하였다. 나머지 압력면 막냉각 홀(PS3) 및 흡입면 홀(SS1)은 두 형상 모두 축방향 분사각( $\beta=0^\circ$ )을 갖도록 하였다.

시험용 노즐 시제는 복잡한 형상 구현이 용이한 SLA(Stereo-lithography) 3차원 프린팅 기술을 이용하여 제작하였고, 상세한 내용은 2.4절에 기술하였다. Fig. 7은 두 가지 노즐 시제 형상에 대하여 3차원 프린팅 제작 후 검정색 도료로 코팅한 시제의 사진을 나타낸다. 막냉각 홀 분사각, 직경 및 간격

등을 포함한 상세한 막냉각 홀 형상 정보는 Table 2에 정리되어 있다.

### 2.3 시험 수행조건

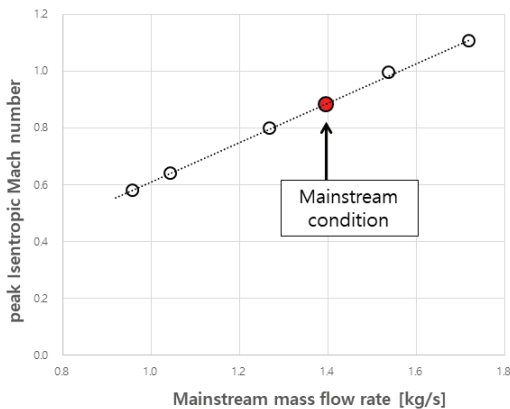
Fig. 8은 노즐 캐스케이드 시험리그에서 공급되는 주유동의 유량 변화에 따른 최고 등엔트로피(isentropic) 마하수( $M_{isen}$ ) 및 본 연구에서의 시험조건에서의 노즐 표면에서의 압력계수 분포를 나타낸 그림이다. 표면 압력측정을 위하여 SLA 기법을 활용하여 압력 탭이 구현된 노즐 시제를 제작, 설치하였으며, 압력 측정결과를 통하여 아래 식 (1)과 (2)를 통하여 계산하였다.

$$M_{isen} = \sqrt{\frac{2}{(\gamma-1)} \left( \left( \frac{P_0}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (1)$$

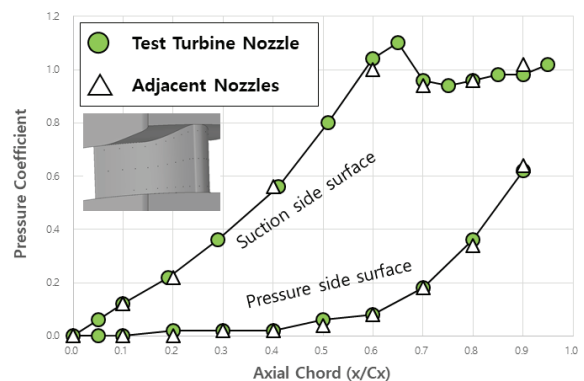
$$C_p = \frac{P_0 - P_s}{P_0 - P_{s,exit}} \quad (2)$$

본 시험리그에서는 입구 유동의 유량에 따라 노즐 흡입면에서 최고 마하수 1.1 수준까지 구현되는 것을 확인하였고, 본 연구 시험조건인 주유동 유량 1.4 kg/s에서는 최고 등엔트로피 마하수 0.86로 나타났다. Fig. 8(b)의 압력계수 분포를 보면 노즐 시험부에서 유동 주기조건이 구현된 것을 알 수 있다. Table 3은 본 연구에서의 대표적인 시험조건을 정리한 표이다. 전술한 바와 같이 본 연구에서는 주유동 유량은 1.4 kg/s이며, 이때 노즐 코드 길이 기준 출구 레이놀즈 수는  $2.2 \times 10^6$ , 출구 마하수는 0.8이다.

본 연구에서 막냉각 효율 측정을 위하여 주유동이 냉각유체 대비 약  $40^\circ\text{C}$  높은 온도를 갖도록 하였으며, 이때 냉각유체와 주유동의 밀도 비는 약 1.14이다. 전체 냉각유체는 주유동 입구 질량유량 기준으로 5~10%까지 변화시켜가며 시



(a) peak isentropic Mach number



(b) pressure coefficient for test condition

Fig. 8 Static pressure measurement results

Table 3 Typical test conditions of mainstream and coolant

Parameters	Value
Mainstream flow rate(kg/s)	1.4
Mainstream Exit Reynolds number, $Re_{c,ex}$	$2.2 \times 10^6$
Mainstream Exit Mach number	0.8
Inlet turbulence intensity at midspan	2.6%
Mainstream temperature(K)	328
Coolant inlet temperature(K)	288
Coolant mass flow rate (% of mainstream inlet)	5, 7, 10
Density Ratio( $\rho_2/\rho_\infty$ )	1.14

Table 4 Ejected coolant mass flow rate distribution based on one-dimensional flow network analysis

Location	$m_c=5\%$	$m_c=7\%$	$m_c=10\%$
LE1, LE2, LE3	1.1%	1.7%	2.5%
PS1	0.4%	0.6%	0.8%
PS2	0.4%	0.5%	0.8%
PS3	0.3%	0.7%	1.1%
SS1	0.6%	0.7%	0.9%
Slot	2.2%	2.8%	3.9%

험을 수행하였고, 각 조건마다 노즐 시제의 1번과 2번 플레넘으로 균등하게 질량유량이 공급되도록 하였다.

각각의 냉각유체 공급조건에 대하여 노즐 막냉각 홀을 통해 분사되는 냉각유체 유량을 단순화된 1차원 유로망 해석을 통하여 평가하였다. 이와 관련된 해석절차 및 방법은 Rhee 등<sup>(20)</sup>에 기술되어 있다. 1차원 유로망 해석에는 송출계수(discharge coefficient,  $C_d$ ) 및 마찰계수(friction factor,  $f$ )를 형상 및 운용조건에 따라 가정하여 계산에 적용하였고( $C_d = 0.6 \sim 0.8$ ,  $f/f_0 = 4 \sim 10$ ), 이를 통해 계산된 막냉각 홀 위치별 분사유량은 Table 4에 정리되어 있다. 단, 해당 냉각유량 분배량은 단순화된 가정에 의하여 계산된 참고치이며, 보다 정확한 냉각유량의 배분량 분석을 위해서는 3차원 유동해석 및 별도 유량 측정 등의 추가연구가 수행되어야 한다.

## 2.4 막냉각 효율(Film Cooling Effectiveness)

본 연구에서의 측정대상인 막냉각 효율,  $\eta$ 는 터빈 표면에서의 단열벽면온도( $T_{aw}$ )의 무차원화 온도이며, 식(3)과 같이 정의된다. 이때, 주유동( $T_{gas}$ ) 및 냉각유체( $T_{coolant}$ )의 온도는 입구온도를 기준으로 하였다.

$$\eta = \frac{(T_{aw} - T_{gas})}{(T_{coolant} - T_{gas})} \quad (3)$$

본 연구에서는 앞서 언급한 바와 같이, 적외선 열화상 카메라를 이용하여 정상상태에서의 냉각터빈 노즐 베인 표면 온도를 측정하여 막냉각 효율을 측정하였다.

전술한 바와 같이, 터빈 노즐 시제는 SLA 방식의 3차원 프린팅 방법으로 제작하였다. 제작에 사용된 프린팅 장비는 CMET EQ-1이며, 노즐 시제 형상에 따른 상대 비교를 위하여 동일 장비 및 소재, 방식으로 제작하여 시험을 수행하였다. 제작 소재의 밀도, 비열, 열전도율 등의 물성치는 별도의 시편을 제작하여 공인인증기관에서 측정하였으며, 이때 열전도계수는 0.2 W/mK(상온 기준)으로 평가되었다. 이와 같이 시제의 열전도계수가 낮기 때문에 홀 인접 영역 등 열전달계수가 높은 일부 국소적인 영역을 제외하면 Rhee 등<sup>(14)</sup>에 제시된 바와 같이 막냉각 효율과 매우 유사한 분포를 가지며, 이에 따라 본 연구에서는 표면온도를 단열벽면온도로 가정하여 막냉각 효율 형태로 결과를 제시하였다.

막냉각 효율 측정을 위하여 적외선 열화상 카메라를 이용하여 표면온도를 측정하였고, 이를 위해 적외선 열화상 카메라의 온도 교정을 수행하였으며 관련 내용은 Rhee 등<sup>(13,14)</sup>에 기술되어 있다. 적외선 열화상 카메라의 측정온도는 실제 시험 환경에서의 적외선 투과창의 투과율, 반사율 및 방사율, 투과창의 온도, 피사체의 방사율, 피사체 주변 환경(온도, 반사율 등), 적외선 열화상 카메라 주변 조건에 따라 영향을 받는다. 이에 따라 여러 환경변수를 고려하여 측정오차를  $\pm 2.0^\circ\text{C}$  이내인 것으로 평가하였다. 본 연구에서의 주유동 온도는 약  $55^\circ\text{C}$ , 냉각유체 온도는 약  $15^\circ\text{C}$ 이며, 이때 주유동과 냉각유체 온도의 측정오차는  $\pm 0.5^\circ\text{C}$  이내이다. 이에 따라  $\Delta\eta = \pm 0.051$ 로 계산되며, 막냉각 효율의 불확도는  $\eta = 0.2$ 인 경우  $\pm 25.5\%$ ,  $\eta = 0.5$ 인 경우  $\pm 10.2\%$ ,  $\eta = 0.8$ 인 경우  $\pm 6.4\%$  수준으로 평가되었다.

## 3. 시험결과

### 3.1 국소 막냉각 효율 분포 특성

Fig. 9와 Fig. 10은 냉각유체 공급유량에 따른 노즐 시제 기본 형상 및 복합각도 분사 형상에 대한 막냉각 효율 분포를 나타낸 그림이다.

기본 형상의 경우(Fig. 9), 전연부에서 분사된 냉각유체는 냉각유체 유량이 제일 낮은 경우에만(Fig. 9(a)) 허브 및 슈라우드에 인접한 막냉각 홀(LE3)에서 노즐 전연에서의 말굽 와류 등 이차유동과의 상호 작용으로 일부 냉각유체가 압력면 상류에 국소적으로 영향을 주며, 나머지 조건에서는 대부분 흡입면으로 유입되는 것으로 관찰되었다. 이는 본 연구에서의 터빈 노즐 형상에서 정체점이 LE3 인접영역에서 형성되기 때문인 것으로 판단되며, 이러한 경향은 본 연구의 노즐 형상에 대한 선행 연구<sup>(21)</sup> 및 유사 연구사례<sup>(22,23)</sup>에서 확

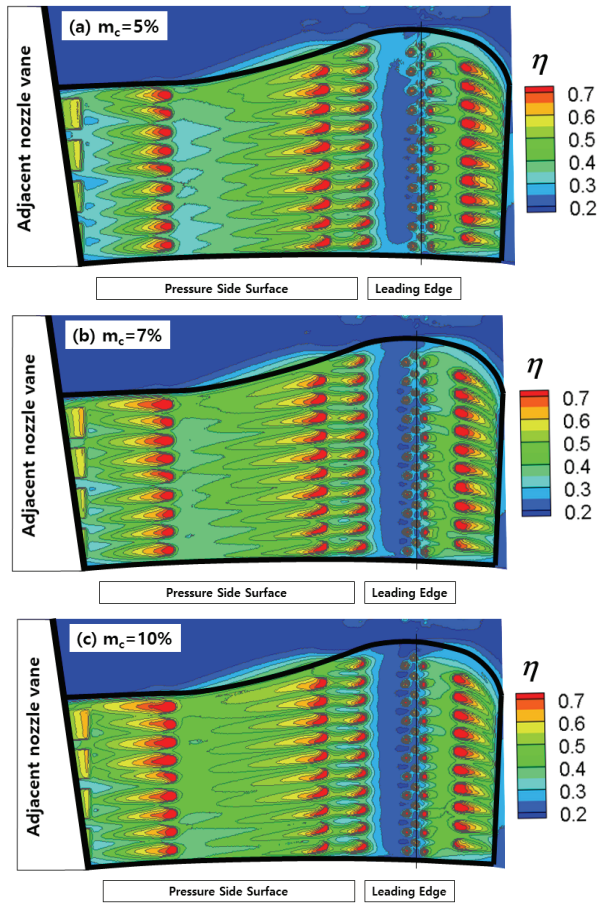


Fig. 9 Contour plots of film cooling effectiveness for baseline configuration

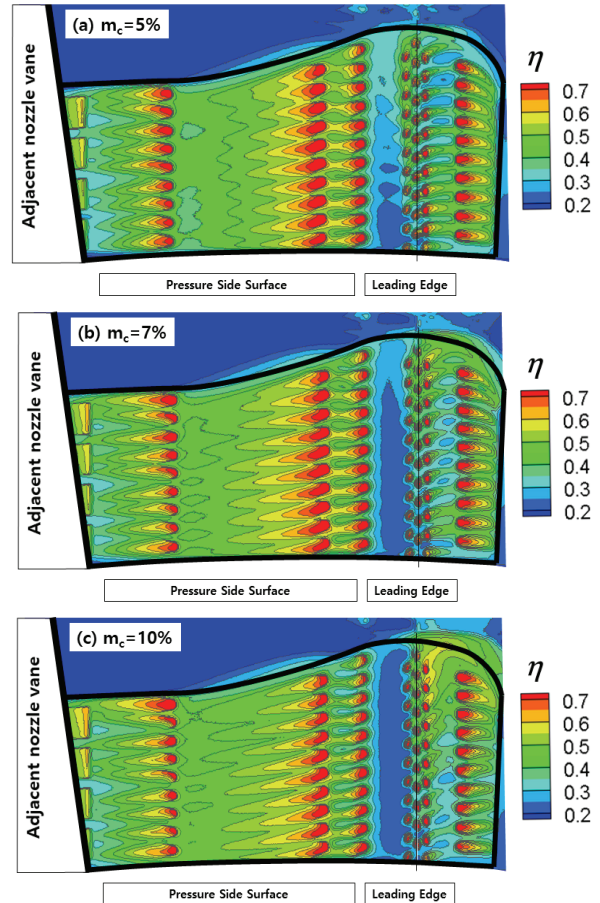


Fig. 10 Contour plots of film cooling effectiveness for compound angle configuration

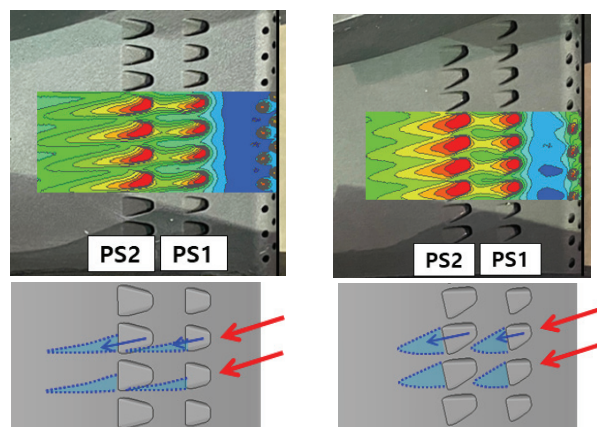
인할 수 있다.

압력면에서의 분포를 보면, PS1과 PS2의 하류 막냉각 효율은 슈라우드에서 허브 쪽 방향으로 편향된 막냉각 효율 분포를 나타낸다. 이는 Fig. 1(b)와 (c)에 제시된 평판에서의 결과와 큰 차이가 보이는 분포 특성으로, 막냉각 유체가 팬형상의 막냉각 홀을 따라 고르게 하류로 분사되지 않고 막냉각 홀의 허브 측 벽면을 타고 하류로 분사되는 것을 의미한다. 이러한 비대칭적인 효율 분포는 노즐 슈라우드 쪽의 유로가 축소되는 형태를 가지면서 노즐 유로에서의 유동이 전반적으로 허브 측으로 편향되기 때문인 것으로 판단되며, 막냉각 홀의 확장각이 크기 때문에 막냉각 유체가 운동량 감소로 인하여 주유동의 영향이 크게 나타나는 것으로 판단된다. 압력면 하류 막냉각 홀(PS3)에서는 유동이 안정화되는 영역이기 때문에 대체로 균일하고 주기적인 냉각효율 분포를 가지며, 냉각유체 유량 증가에 따라 냉각효율 값이 증가하는 것을 알 수 있다.

흡입면의 경우(SS1), 전연에서 분사된 대부분의 냉각유체가 주유동을 따라 축방향으로 흡입면에 유입되며 흡입면 상류에서는 유동이 가속되기 때문에, 분사된 냉각유체가 표면에 부착하여 높고 균일한 막냉각 효율 분포를 가지는 것으로

나타났다. 또한 이러한 특성으로 인하여 냉각유량 증가에 따른 막냉각 효율의 차이는 크지 않은 것으로 나타났다.

기본 형상에서 나타난 압력면 상류 막냉각 홀(PS1, PS2) 하류에서의 비대칭적인 효율 분포를 개선하기 위하여 전연



(a) baseline (b) compound angle configuration

Fig. 11 Comparison of film cooling effectiveness distributions around PS1 and PS2 at  $m_c=5\%$

과 압력면 상류 막냉각 홀에 복합분사각도 형상을 적용하여 시험을 수행하였고, 그 결과가 Fig. 10에 제시되어 있다.

전연에서 분사된 막냉각 유체는 복합분사각도 영향에 따라 냉각유체의 중첩 효과에 기인하여, 전연 영역의 허브 측에서 슈라우드 측으로 갈수록 막냉각 효율이 증가하는 것을 확인하였다. 특히, 냉각유체 유량이 낮은 Fig. 10(a)의 분포를 보면 전연 인접 영역의 압력면에서 슈라우드 방향으로 갈수록 막냉각 효율이 개선된 것이 명확하게 관찰된다. 이는 막냉각 유량이 낮은 경우 막냉각 유체의 운동량이 작기 때문에 복합분사각도 특성으로 인하여 표면에 넓고 고르게 분포하고, 정체점이 LE3 인접영역에 형성되면서 일부 냉각유체가 압력면으로 유입되기 때문이다. 이러한 상류의 영향으로 PS1 슈라우드 영역에서는 일부 막냉각 효율 개선효과가 있을 것으로 예상되나, Fig. 10(a) 압력면에서의 전반적인 막냉각 효율 분포와 Fig. 13의 P1 분포를 보면 영향은 제한적인 것으로 판단된다.

냉각유량이 증가함에 따라 막냉각 유체가 노즐 표면으로부터의 이탈(lift-off)되는 현상이 심화되어  $m_c=10\%$  조건(Fig. 10(c))에서는 압력면으로 유입되는 냉각유체의 궤적이 관찰되지 않으며, 슈라우드 측으로 분사되면서 흡입면 측으로 유입되어, 하류 표면을 보호하지 못하고 오히려 막냉각 효율 분포가 매우 불균일해지는 특성을 갖는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 터빈 전연 영역의 막냉각 설계에서는 엔진 운용조건에 따른 막냉각 유체의 유량을 고려하여 이러한 막냉각 효율의 불균일성을 보완할 수 있는 설계가 반영되어야 할 것으로 판단된다.

압력면 막냉각 홀 PS1, PS2 하류에서의 막냉각 효율 분포를 보면, 기본 형상 대비 효율 분포가 개선된 것을 명확하게 알 수 있다. 이는 주유동의 유동 특성을 고려하여 막냉각 분사각도를 허브 측으로 조정함으로써 주유동과 같은 방향으로 분사되어 냉각유체가 넓고 고르게 퍼지는 효과를 얻었기 때문이다. 막냉각 유체 유량  $m_c=5\%$ 의 경우 이러한 효과가 두드러지게 관찰되며, 이때의 막냉각 유체의 거동 개념도를 Fig. 11에 도식적으로 나타내었다. 이에 따라 PS2 막냉각 홀 하류에서는 기본 형상 대비 상대적으로 높고 균일한 냉각효율 분포를 갖는 것을 확인하였다.

하지만, 냉각유체 유량이 증가함에 따라 균일성이 상대적으로 감소하는 것으로 나타났으며, 이는 막냉각 유체의 표면으로부터의 이탈, 상류 막냉각 유체와의 상호 작용 등으로 막냉각 유체가 편향되는 거동이 발생하기 때문이다. 이러한 복합적인 상호작용은 막냉각 홀 하류에서의 이차유동을 강화시키고 주유동과의 혼합을 증대하는 효과를 유발하여 냉각유량이 증가할수록 PS2 하류에서의 냉각효율이 감소하는 것을 확인하였다. 마찬가지로 압력면 하류 막냉각 홀(PS3) 영역에서는 냉각유체 유량이 증가함에 따라 오히려 막냉각 효율이 감소하는 분포가 나타났다. 이는 PS3 홀 출구에서의

막냉각 효율 분포를 비교해보면, 복합각도 분사 형상의 경우 막냉각 홀 출구에서 높은 막냉각 효율을 갖는 영역이 기본 형상에 비해 왜곡되고 축소된 것으로 명확히 알 수 있으며, 이는 전술한 바와 같이 상류에서의 주유동-냉각유체 상호작용에 의한 이차유동으로 인해 PS3 팬 형상 막냉각 홀 출구에서 냉각유체의 균일한 배출이 방해되기 때문인 것으로 판단된다.

흡입면에서의 분포를 보면, 복합각도 분사 형상이 흡입면 상류에서의 막냉각 효율 분포에 큰 영향을 주는 것으로 나타났다. 전연에서 분사된 냉각유체는 슈라우드 방향으로 진행되는 운동량을 가지고 있기 때문에 SS1 상류에서 기본 형상 대비 오히려 불균일한 막냉각 효율 분포가 나타났으며, 이는 흡입면 막냉각 홀 하류에서의 냉각효율 분포에도 영향을 미치는 것으로 나타났다. 냉각유량이 높은 경우, 이러한 특성이 강화되어 흡입면 하류에서의 막냉각 유체의 궤적이 슈라우드 측으로 편향되며 불균일한 분포를 갖는 것으로 나타났다.

Fig. 12~14는 각각의 노즐 시제 형상에 대하여 냉각유량 변화에 따른 스펠방향 막냉각 효율 분포를 나타낸 그림이다. Fig. 12에는 압력면 및 흡입면에서의 막냉각 효율 분포를 나타낸 축방향 위치가 표시되어 있으며, Fig. 13은 압력면 5개 지점에서의 분포, Fig. 14는 흡입면 4개 지점에서의 분포를 나타낸다. 이때 효율 분포는 각각의 지점 기준으로 미드스팬 영역( $0.3 \leq z/H_x \leq 0.7$ )에 대하여 제시하였으며, 실선은 기본 형상, 점선은 복합각도분사 형상을 나타낸다.

Fig. 13에서의 압력면 분포를 보면, 모든 냉각유량 조건에 대하여 P1과 P2에서 복합각도 분사 형상이 보다 균일한 냉각효율 분포를 갖는 것을 알 수 있다. P2 분포에서 화살표로 표시한 것과 같이 기본 형상에서는 막냉각 홀 출구에서 허브 측으로 편향되는 현상이 나타나지만 복합각도 분사 형상에서는 편향된 분포 특성이 개선되는 효과가 명확히 나타난다. 냉각유체 유량이 작은 경우 하류인 P3까지 냉각효율이 높게 유지되지만, 냉각유량이 높은 경우 전술한 바와 같이 주유동 및 상하류 막냉각 유체 간의 복합적인 상호작용으로 인하여 P3~P5까지 진행하면서 냉각효율이 기본형상과 같거나 오히려 낮은 값을 갖는 것으로 나타났다. P3 위치에서의 막냉각 효율을 비교하면, 냉각유량이 낮은 경우 복합각도 분사형상이 국소적으로  $\Delta\eta=0.1$  이상 막냉각 효율이 높은 것으로 나타났으나, 냉각유량이 높은 경우 효율 분포가 스펠 방향으로 이격되었을 뿐 전반적인 효율 값은 두 형상이 비슷한 것으로 나타났다.

하류 영역인 P4, P5에서의 분포를 보면, 냉각유량이 낮은 경우 효율의 차이는 줄어들었으나 복합각도 분사형상이 전반적으로 높은 효율 값을 갖는 경향은 그대로 유지되었다. 하지만, 높은 냉각유량 조건에서는 기본형상이 오히려 최대 값 기준  $\Delta\eta=0.1$  정도 높은 막냉각 효율 분포를 갖는 것을



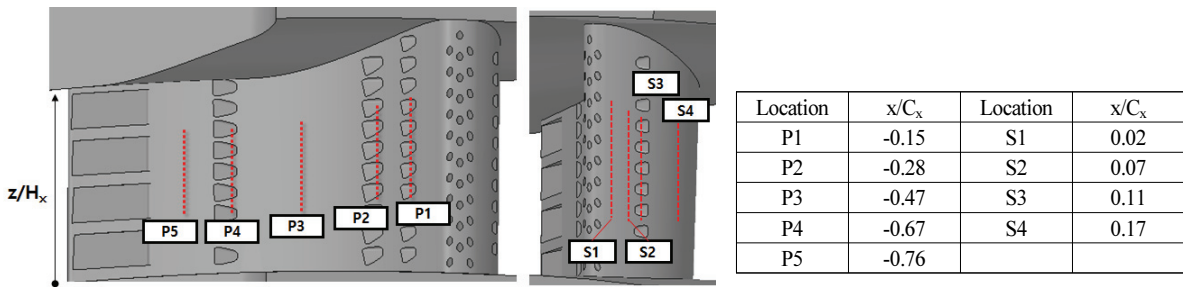


Fig. 12 Line locations for spanwise film cooling effectiveness distribution comparison

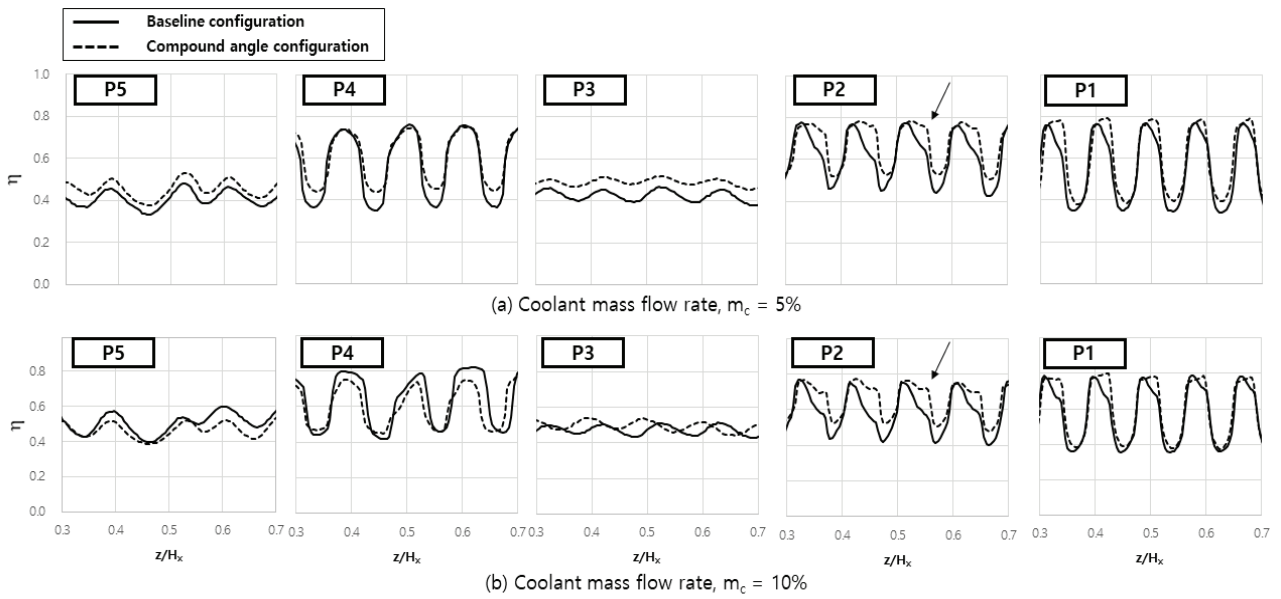


Fig. 13 Spanwise distribution of film cooling effectiveness on pressure side surface at different coolant mass flow rates

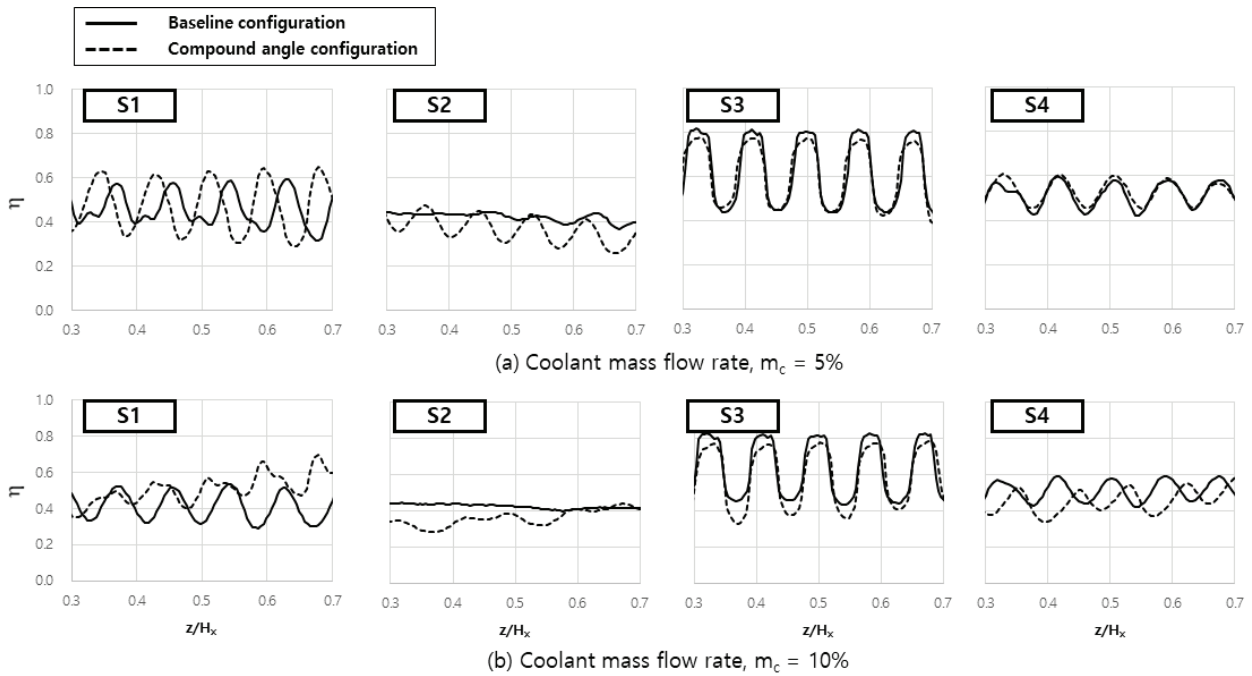


Fig. 14 Spanwise distribution of film cooling effectiveness on suction side surface at different coolant mass flow rates

확인할 수 있다.

흡입면에서의 경우, 복합각도 분사 형상의 경우 전연에서의 냉각유체 분사 효과로 인하여 불균일성이 두드러지게 나타난다. S1 지점에서는 기본형상의 경우 주기적인 효율 분포를 보이는 반면 복합각도 분사 형상은 슈라우드 방향으로 갈수록 막냉각 효율 최대값은 증가하지만 막냉각 효율 최소값은 오히려 낮아지는 것으로 나타났다. 이러한 불균일한 막냉각 효율 분포로부터 냉각유체와 주유동 간에 강한 상호작용이 발생하는 것을 예상할 수 있으며, 그 결과 S2 지점에서도 오히려 기본형상보다 낮은 막냉각 효율을 갖는 것으로 나타났다. 이는 Fig. 10의 막냉각 효율 선도에서 관찰되는 현상과 일치한다. 이러한 상류의 영향으로 인하여 흡입면 막냉각 홀 분사 영역인 S3에서도 복합각도 분사 형상에서 막냉각 효율이 미소하게 낮은 것으로 나타났으며, 냉각유량이 높은 경우 그 영향이 S4 지점까지도 지속되는 것으로 나타났다.

### 3.2 스펠방향 평균 막냉각 효율 특성

Fig. 15는 두 가지 노즐 시제 형상에 대하여 스펠방향 평균된 막냉각 효율 분포를 나타낸 그림이다. 여기서  $x/C_x < 0$ 인 영역은 압력면,  $x/C_x > 0$ 인 영역은 흡입면을 나타낸다.

전연 영역에서는 복합각도 분사형상의 경우가 기본형상 대비 막냉각 효율이 높은 것으로 나타났고, 냉각유량이 낮은 경우 그 차이가 큰 것을 알 수 있다. 특히 압력면에서의 효율 차이가 두드러진 것을 볼 수 있는데, 이는 국소 효율 분포에서 볼 수 있듯이 낮은 냉각유량에서는 복합각도 분사의 효과가 극대화되기 때문인 것으로 판단된다. 하지만 냉각유체 유량이 증가할수록 전연 막냉각 홀에서 분사되는 냉각유체 운동량이 증가하고 표면에서 이탈되는 현상이 발생함에 따라 막냉각 유체에 의하여 표면이 보호되는 효과가 감소하고 주유동과의 강한 상호작용이 발생하여 막냉각 효율의 차이가 줄어드는 것으로 나타났다. 이러한 특성은 유동이 흡입면으로 진행하면서 명확해지는데, 스펠방향 평균 분포에서도 냉각유체 유량이 증가함에 따라 기본형상의 막냉각 효율이 높고 그 차이가 커지는 것을 확인할 수 있다. 이러한 차이는 흡입면 막냉각 홀 SS1 하류에서도 지속되었다.

압력면에서는 복합각도 분사의 경우가 전반적으로 평균 효율 분포가 높은 것으로 나타났으며, 낮은 유량 조건에서는 전반적으로 5%포인트 이상 효율이 개선된 것을 확인하였다. 그 차이는 냉각유체 유량 증가에 따라 감소하였고, 압력면 막냉각 홀 PS3 하류에서는 노즐 시제 형상에 따른 효율 값이 역전되는 것을 확인하였다. 이는  $x/C_x \approx -0.7$  부근 막냉각 효율 분포를 보면 명확히 알 수 있는데,  $m_c=10\%$ (Fig. 15(c)) 조건에서의 분포를 보면 최대  $\Delta\eta=0.07$  기본형상 막냉각 효율이 높은 것으로 관찰되었다. 이는 앞서 Fig. 10의 결과 설명과 같이 복합각도 분사 형상의 경우 냉각유량 증가에 따

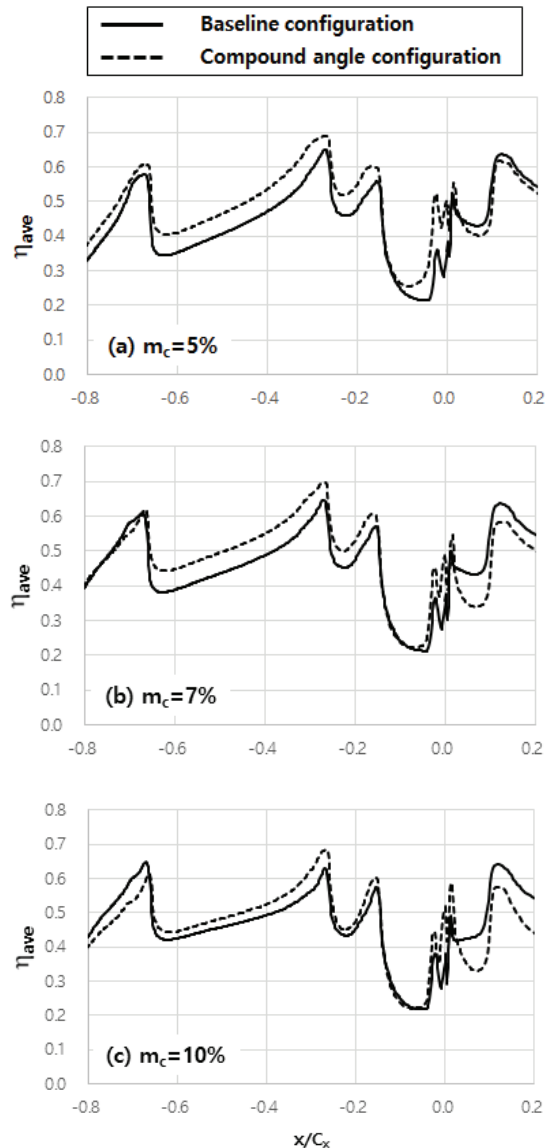


Fig. 15 Spanwise average film cooling effectiveness distributions for various coolant mass flow rates

라 상류의 이차유동이 팬 형상 막냉각 홀 출구에서 막냉각 유체의 균일한 배출을 저해하기 때문인 것으로 판단된다.

### 4. 결 론

본 연구에서는 팬 형상 막냉각 홀이 적용된 고압터빈 노즐 베인에 대하여 막냉각 홀의 분사각도에 따른 노즐 표면에서의 막냉각 효율 분포 특성을 고찰하였다.

널리 알려진 바와 같이 팬 형상 막냉각 홀은 냉각유체의 운동량을 낮추고 냉각유체를 표면에 고르게 분포시키는 장점이 있기 때문에 널리 사용되는 대표적인 냉각설계기술이다. 하지만 적용되는 고온부품의 형상 및 유동 특성에 따라 비대칭적이고 불균일한 냉각효율 특성을 갖는 것을 알 수 있었다. 이러한 특성은 형상 및 유동조건을 고려하여 적절한 분사각

도 조정을 통하여 개선할 수 있다는 것을 확인하였으나, 주유동 대비 냉각유체 유량 비율에 따른 냉각 특성이 달라지는 것을 고려해야 하는 것 또한 알 수 있었다.

본 연구에서 노즐 전연 영역에 적용된 복합각도 분사 막냉각 형상의 경우, 주유동과의 강한 상호작용으로 인하여 냉각유체 유량 조건에 따라 오히려 막냉각 효율을 감소시키는 결과가 나타났다. 하지만 복합각도 분사 형상의 경우, 표면에서 수직으로 분사되는 형상에 비하여 막냉각 홀의 길이가 증가하기 때문에 막냉각 홀 내부 및 주변으로의 열전달 촉진 효과가 있을 수 있다. 따라서 보다 정확한 냉각성능 평가를 위하여 막냉각 효율과 함께 전냉각 효율 특성을 고찰하는 것이 필요하며, 이에 대한 후속 연구를 수행할 예정이다.

상기 결과에서와 같이 고압터빈 노즐 형상에 대하여 팬 형상 막냉각 홀과 복합각도 분사 형상의 조합을 통하여 막냉각 효율 값과 균일성을 개선할 수 있었으나, 적용 영역 및 운전 조건에 따라 특성이 달라지므로 보다 효과적인 냉각설계를 위하여 복합적인 요인을 고려한 냉각성능 데이터베이스를 구축하는 것이 필수적이라 하겠다.

## 후 기

본 논문은 산업통상자원부 항공우주부품기술개발사업의 지원(과제번호: 10083654)에 의한 연구입니다.

## References

- (1) Bunker, R.S., 2005, "A Review of Shaped Hole Turbine Film Cooling Technology," ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 127, pp. 441-453.
- (2) Bunker, R. S., 2017, "Evolution of Turbine Cooling," ASME Paper No. GT2017-63205
- (3) Bogard, D. G., Thole, K. A., 2006, "Gas Turbine Film Cooling," AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 2, pp. 249-270.
- (4) Lee, K. D., Kim, S. M., Kim, K. Y., 2013, "Multi-objective Optimization of a Row of Film Cooling Holes using an Evolutionary Algorithm and Surrogate Modeling," Numerical Heat Transfer, Part A: Application, Vol. 63, No. 8, pp. 623-641.
- (5) Nita, K., Okita, Y., Nakamata, C., Kubo, S., Yonekura, K., Watanabe, O., 2014, "Film Cooling Hole Shape Optimization using Proper Orthogonal Decomposition," ASME Paper No. GT2014-27239
- (6) Lee, S., Hwang, W., Yee, K., 2018, "Robust Design Optimization of a Turbine Blade Film Cooling Hole Affected by Roughness and Blockage," International Journal of Thermal Sciences, Vol. 133, pp. 216-229.
- (7) Kim, J. H., Kim, K.-Y., 2017, "Performance Analysis of a Film-Cooling Hole with Converged Inlet Shape," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 20, No. 3, pp. 63-71.
- (8) Seo, H. J., Park, S. H., Kwak, J. S., Kang, Y. S., 2019, "Experimental and Numerical Study on the Effect of Fan-Shaped Hole Configuration on Film Cooling Effectiveness," ASME Paper No. GT2019-90817
- (9) Kusterer, K., Dickhoff, J., Tanaka, R., Kazari, M., Bohn, D., 2016, "Automated Design Space Exploration of Advanced-shaped Film Cooling Holes using the SHERPA Algorithm," ASME Paper No. GT2016-56194
- (10) Haydt, S., Lynch, S., 2018, "Cooling Effectiveness for a Shaped Film Cooling Hole at a Range of Compound Angles," ASME Paper No. GT2018-75726
- (11) Kang, Y. J., Kwak, J. S., 2018, "Influence of Compound Angle of 35-7-10 Fan-shaped Hole on Film Cooling Effectiveness," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 21, No. 4, pp. 5-10.
- (12) Jeong, J. Y., Kim, G. M., Kwak, J. S., 2018, "Film Cooling Effectiveness Enhancement of Gas Turbine Endwall Using DBD Plasma Actuator," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 21, No. 4, pp. 39-45.
- (13) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Cha, B. J., Kang, J. S., Lee, S., Yee, K., 2016, "Film Cooling Performance Improvement with Optimized Hole Arrangements on Pressure Side Surface of Nozzle Guide Vane -Part II: Experimental Validation," ASME Paper No. GT2016-57978
- (14) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Cha, B. J., Lee, S., 2017, "Overall Cooling Effectiveness Measurements on Pressure Side Surface of the Nozzle Guide Vane with Optimized Film Cooling Hole Arrangements," ASME Paper No. GT2017-63421
- (15) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Kim, J., Lee, J., Lee, C. Y., 2020, "Cooling Performance on Second Stage Turbine Nozzle Vane with Film Cooling and Internal Cooling Configuration in Transonic Linear Turbine Cascade: Overall Cooling Effectiveness Measurement," The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 23, No. 2, pp. 5-15.
- (16) Shiau, C., Chowdhury, N. H. K., Yang, S. F., Han, J. C., MirzaMoghadam, A., Riahi, A., 2016, "Heat Transfer Coefficients and Film Cooling Effectiveness of Transonic Turbine Vane Suction Surface using TSP Technique," ASME Paper No. GT2016-56264
- (17) Shiau, C., Chowdhury, N. H. K., Yang, S. F., Han, J. C., MirzaMoghadam, A., Riahi, A., 2017, "Transonic Turbine Vane Suction Side Film Cooling with Showerhead Effect using PSP Measurement Technique," ASME Paper No. GT2017-63143
- (18) Hossain, M. A., Asar, M. E., Gregory, J. W., Bons, J. P., 2019, "Experimental Investigation of Sweeping Jet Film Cooling in a Transonic Turbine Cascade," ASME Paper

- No. GT2019-91678
- (19) Gustavsson, J. P. R, Hysten, J., Kinell, M., Utriainen, 2010, "Window Temperature Impact on IR Thermography for Heat Transfer Measurements," AIAA Paper No. AIAA 2010-670.
- (20) Rhee, D. H., Kang, Y. S, Cha, B. J., 2014, "1-Dimensional Cooling Passage Flow Network Analysis of High Pressure Turbine Nozzle in Turbofan Engine," KSME Spring Conference of Energy and Power Engineering Division, pp. 28-29.
- (21) Kang, Y. S., Rhee, D. H., Cha, B. J., Yang, S. S., 2013, "Design Strategies for Multi-stage Axial Turbines," 2013 KSFM conference.
- (22) Nathan, M. L., Dyson, T., Bogard, D. G., Bradshaw, S. D., 2012, "Adiabatic and Overall Effectiveness for the Showerhead Film Cooling of a Turbine Vane," ASME Paper No. GT2012-69109.
- (23) Chavez, K., Slavens, T. N., Bogard, D., 2016, "Effects of Internal and Film Cooling on the Overall Effectiveness of a Fully Cooled Turbine Airfoil with Shaped Holes," ASME Paper No. GT2016-57992.