

천음속 선형 터빈 캐스케이드에서 막냉각 및 내부냉각이 적용된 2단 터빈 베인의 냉각성능 연구: 전냉각효율 측정

이동호*[†] · 강영석* · 김재호* · 이재빈** · 이창용**

Cooling Performance on Second Stage Turbine Nozzle Vane with Film Cooling and Internal Cooling Configurations in Transonic Linear Turbine Cascade: Overall Cooling Effectiveness Measurement

Dong-Ho Rhee*[†], Young-Seok Kang*, Jaiho Kim*, Jaebin Lee**, Chang Yong Lee**

Key Words : Transonic Linear Turbine Cascade(천음속 선형 터빈 캐스케이드), Second Stage Turbine Vane(2단 터빈 베인), Overall Cooling Effectiveness(전냉각효율), Fan-shaped Film Cooling Hole(팬 형상 막냉각 홀), Internal Passage Cooling(내부유로 냉각), Infrared Thermography Method(적외선 열화상 기법)

ABSTRACT

The present study investigated the cooling performance of the second stage turbine nozzle vane using a transonic linear turbine cascade test facility. For experiments, 500 hp or 2,250 hp compressor and electric heaters were used for mainstream supply and 50 hp compressor for secondary flow supply and a single nozzle vane with adjusted sidewalls on each side of the nozzle was installed in the test section. The test nozzle model having complex cooling configuration was made of Inconel 718 using metal 3D printing technique. The overall cooling effectiveness of the cooled turbine nozzle vane was measured using two Infrared cameras. Four different sets of experiments were conducted under two different mainstream conditions, subsonic and transonic conditions and the corresponding Reynolds numbers of the mainstream are 6.5×10^5 and 1.3×10^6 based on chord length, respectively. The results showed that overall cooling effectiveness on the nozzle vane surface is dominated by internal heat convection in a rib-roughened surface, film cooling flow around the leading edge region and heat conduction around the hole and pin-fins. When comparing the results at different inlet Reynolds numbers of the internal cooling passage, the internal cooling configuration has more dominant effect on overall cooling performance than film cooling. Therefore it is obvious that overall cooling effectiveness as well as film cooling effectiveness should be taken into account to assess exact cooling performance and characteristics on turbine nozzle vane cooling design.

1. 서론

가스터빈엔진의 효율 및 성능 개선을 위하여 가스터빈엔진의 터빈입구온도가 지속적으로 증가하는 추세에 있으며, 최근에는 발전용 가스터빈엔진의 경우 터빈입구온도가 $1,600^\circ\text{C}$ 이상에서 운전되는 가스터빈엔진이 출시되어 운용 중에 있다. 따라서 터빈 고온부품에는 막냉각, 충돌제트냉각, 내부유로 냉각 등 다양한 방식의 냉각기술이 적용되고

있으며, 고온부품 냉각을 위한 냉각유체는 압축기에서 압축된 공기를 사용하기 때문에 가스터빈엔진의 효율 개선을 위해서는 냉각유체의 사용량을 감소시키고 냉각효율을 개선하는 것이 필수적이다. 또한, 가스터빈엔진 시스템 효율의 개선의 지속적으로 요구되고 있으며, 이에 따라 터빈입구온도가 증가하는 추세에 있기 때문에 터빈 1단 뿐만 아니라 2, 3단 터빈 고온부품, 슈라우드 등 상대적으로 적은 냉각유체가 사용되는 고온부품에 대한 냉각의 중요성이 증가하고 있

* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

** 두산중공업 (Doosan Heavy Industries & Construction)

† 교신저자, E-mail : rhee@kari.re.kr

다. 따라서 냉각성능을 개선시키기 위하여 다양한 냉각기술을 복합적으로 적용하고 있으며, 각각의 냉각기술에 대한 성능 개선 연구는 물론 복합 적용 시의 냉각성능 개선에 대한 연구가 수행되고 있다.

본 연구에서는 발전용 대형 가스터빈엔진의 2단 터빈 노즐 베인에 대해서 팬 형상 막냉각 및 요철 적용 내부유로 냉각, 핀-휀 및 슬롯냉각이 복합적으로 적용되는 설계 형상에 대하여 아음속 및 천음속 조건에서의 냉각성능을 평가하였다.

전냉각효율(overall cooling effectiveness)은 막냉각 홀의 냉각성능 뿐만 아니라 내부유로 냉각 등의 복합적인 냉각효과를 평가할 수 있는 무차원수이다. 이에 따라 최근에는 막냉각이 적용된 냉각터빈 시제에 대하여 단열막냉각효율(film cooling effectiveness), 내부유로 냉각에서의 열전달 성능 평가뿐만 아니라 전냉각효율을 동시에 평가하는 연구가 활발히 수행되고 있다.

Rhee 등^(1,2)은 환형 섹터 캐스케이드 시험리그를 활용하여 막냉각 및 내부냉각이 적용되는 터빈 노즐에 대하여 막냉각 홀 배열 최적화에 따른 단열막냉각효율 및 전냉각효율을 측정하고, 이를 최적화 해석결과와 비교 분석하였다. 막냉각 홀 배열 최적화에서는 단열막냉각효율을 목적함수로 하여 압력면에서의 냉각효율 또는 분포 균일성을 개선할 수 있는 홀 배열을 도출하였으며⁽³⁾, 단열막냉각효율 측정 결과 정성적으로 일치하는 경향을 확인하였다. 하지만 전냉각효율 분포에서는 내부냉각의 영향으로 인하여 국소적으로 냉각효율이 낮은 영역이 관찰되는 등 기존 막냉각효율 측정결과와는 다른 경향을 확인하였으며, 이로부터 효과적인 냉각설계 개선을 위해서는 단열막냉각효율과 전냉각효율을 모두 고려해야 하는 것을 확인하였다.

Nathan 등⁽⁴⁾은 막냉각 및 충돌제트 냉각이 적용되는 터빈 베인에 대하여 선형 캐스케이드 시험리그를 통해 단열막냉각효율 및 전냉각효율을 측정, 비교하였으며, 그 결과 내부 충돌제트 냉각 및 열전도 효과에 의하여 전냉각효율이 높고 균일한 분포를 갖는 것을 확인하였다. 또한, 전냉각효율 측정을 통하여 터빈 베인 전연 영역에서 과온도 영역(hot spot)의 발생을 관찰하였고, 단열막냉각효율과 함께 전냉각효율 측정결과를 냉각설계 개선에 활용될 수 있음을 확인하였다. Wiese 등⁽⁵⁾은 터빈 노즐 베인의 전연 영역에서 전냉각효율 측정에 영향을 주는 인자들 중에서 냉각유체의 물성치의 민감도를 분석하여, 냉각유체와 주유동 간의 밀도비상사가 주된 영향요인이며, 비열비는 상대적으로 무시할만하다는 것을 확인하였다.

이 밖에도 Mensch와 Thole⁽⁶⁾, Williams 등⁽⁷⁾, Chavez 등⁽⁸⁾이 터빈 노즐 및 블레이드의 다양한 형상 및 조건에 대한 전냉각효율 측정 관련 연구를 수행하였으며, 막냉각과 내부냉각, 열전도에 의한 영향성 등을 평가하여 복합열전달 효과의 측정 중요성을 확인하였다.

이에 따라 본 연구에서는 대형 발전용 가스터빈엔진의 2단 터빈 노즐 베인에 대하여 미드스팬(midspan) 영역에서의 냉각효율을 측정하였고, 다양한 주유동 및 냉각유체 유량 조건에 따른 노즐 표면에서의 냉각특성을 고찰하였다. 본 결과는 냉각설계의 기초자료 및 냉각설계프로그램의 데이터베이스 구축에 활용될 수 있을 것이다.

2. 시험장치 및 방법

2.1 시험 장치

Fig. 1은 본 연구에서 활용된 시험설비 및 시험리그의 구성도를 나타낸 그림이다. 해당 설비를 이용하여 터빈 유로의 유동 조건이 아음속 조건 및 천음속 조건에 대하여 다양한 냉각유체 공급조건에서의 전냉각효율 측정시험을 수행하였다. 아음속 조건의 시험을 위하여 500마력의 압축공기 공급장치를 사용하였으며, 천음속 조건을 위하여 2,250마력 압축공기 공급장치를 사용하였다. 시험리그의 상류에 수동밸브를 설치하여 주유동 공급을 위한 공기공급 압축기를 변경할 수 있도록 하였다. 냉각유체를 모사하기 위하여 50마력 압축기 2대를 사용하였고, 건조기, 열교환기, 유량측정장치(오리피스 유량계 및 벤추리 유량계)를 통과하여 시험리그로 공급되도록 설비를 구축하였다. 시험리그에 공급된 냉각유체 중 일부는 외부로 배출될 수 있도록 배관을 구성하였으며, 별도의 유량계 및 유량조절밸브를 설치하여 냉각유로의 압력, 레이놀즈 수 및 막냉각 유량을 조절할 수 있도록 하였다.

시험리그는 유동 안정화를 위한 플레넘 챔버(plenum chamber), 입구덕트, 선형 캐스케이드로 구성된다. 선형 캐스케이드는 천음속 조건 구현을 위하여 단일 터빈 노즐이 설치되도록 설계, 제작하였으며, 이에 따라 Fig. 2와 같이 단일 노즐 베인 주위에 2개의 유로가 구현되며, 터빈 노즐 베인의 양옆 벽면(sidewall)은 베인의 형상을 갖도록 제작되었다. 이때 단일 베인 주위에서의 유동에 대하여 실제 터빈 주위에서의 유동과 동일한 유동분포를 갖도록 하기 위하여 흡입면 측의 벽면 각도를 적절히 조정하였고, 전산해석을 통하여 결과를 검증하였다. 또한, 노즐 베인 표면압력 측정을 통하여 동등한 유동특성을 갖는 것을 확인하였다. 주유동의 난

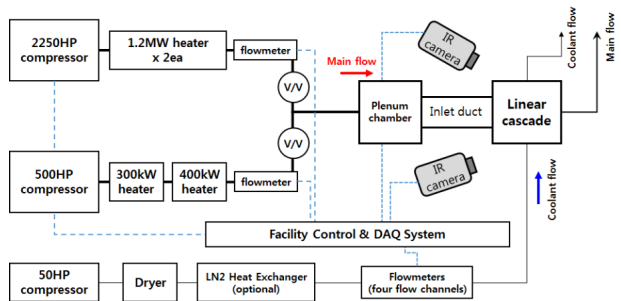


Fig. 1 Transonic Turbine Cascade Test Facility

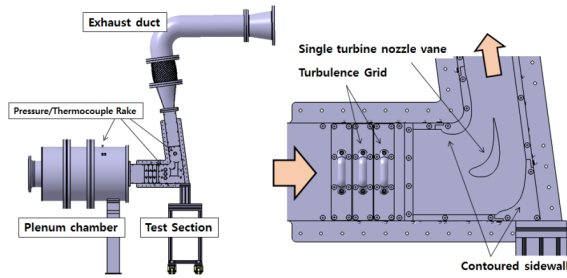
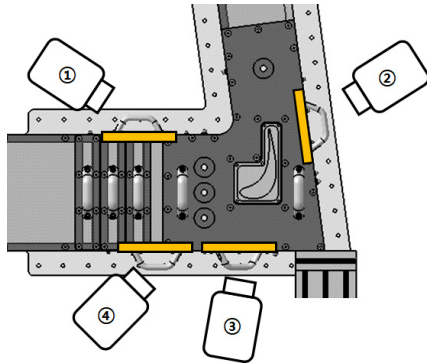
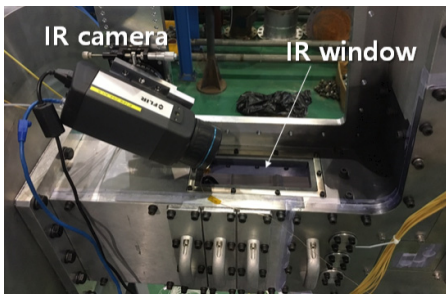


Fig. 2 Schematic of test section

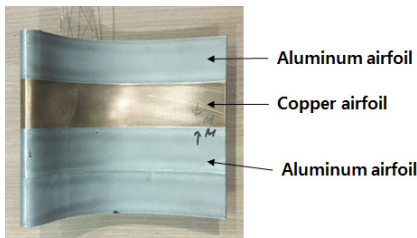


(a) IR camera installation position

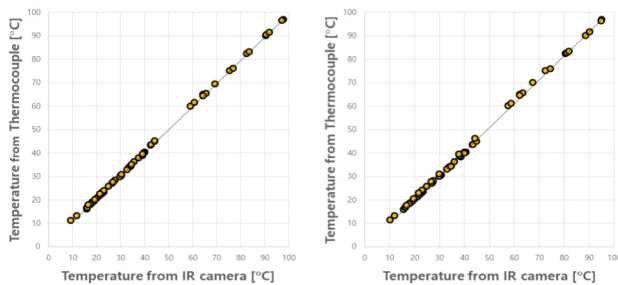


(b) photo of IR camera installed in a test rig

Fig. 3 IR camera installation in test rig



(a) Airfoil for IR camera calibration (before coating)



(b) Calibration curve for two different IR cameras

Fig. 4 Calibration of IR cameras

류강도를 증가시키기 위하여 Fig. 2에 표시된 바와 같이 노즐 베인 상류에 직경 10 mm의 원형 봉 난류발생격자를 설치하였으며, Roach⁽¹⁰⁾의 상관관계식에 따라 노즐 입구에서의 난류강도는 8% 이상 구현되는 것을 확인하였다.

냉각효율 평가를 위하여 주유동을 75~100°C로 가열하여 시험을 수행하였고, 아음속 조건에서는 300kW 및 400kW 공기가열기를 통하여 온도를 증가시켰다. 2,250마력 압축기의 경우, 설비 운용 중 자체 가열에 의하여 주유동의 온도가 90~100°C 수준으로 유지되어 별도의 공기가열기를 사용하지 않고 시험을 수행하였다. 이때 플레넘 챔버에서의 주유동 온도를 측정하여 정상상태 조건을 확인한 이후 시험을 수행하였고, 전냉각효율 측정 중에는 플레넘챔버 측정온도 기준 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 이내로 유지되도록 하였다. 냉각유체는 상온의 공기를 사용하였고, 노즐 베인 시제 입구에서 온도를 측정하였다.

본 연구에 사용된 적외선 열화상 카메라는 FLIR A655sc 모델로 장파장 대역의 열화상 카메라이다. 총 2대의 카메라를 설치하여 측정하였으며, Fig. 3(a)에 제시된 바와 같이 4개의 위치에서 터빈 노즐 베인의 압력면 및 흡입면 표면 온도를 측정하였다. 적외선 투과창은 게르마늄(Germanium) 소재의 투과창을 사용하였으며, 표면에는 반사 방지(AR, anti-reflecting) 코팅을 적용하였고, 이때 투과창의 투과율은 약 80%이다. Gustavsson 등⁽⁹⁾에 따르면, 적외선 열화상 기법을 통한 표면온도 측정 시에 투과창의 온도 영향이 매우 큰 것으로 나타났으며, 이에 따라 본 시험 수행 중 투과창 온도 영향성 보정을 위하여 시험 중 투과창의 외부표면온도 측정을 위하여 열전대를 부착하였다. 해당 투과창의 측정온도를 기반으로 열화상 카메라 온도를 보정하여 전냉각효율 측정에 활용하였다.

Fig. 4는 적외선 열화상 카메라의 온도교정 결과를 나타낸 그림이다. Fig. 4(a)에서와 같이, 구리 블록을 익형 형태로 가공한 후, 표면에 K-타입 열전대를 설치하고 표면을 검정 페인트로 코팅 후 시험리그에 설치하였으며, 주유동 온도를 조절하여 온도교정을 수행하였다. Fig. 4(b)는 온도교정 곡선을 나타내고 있으며, 선형성이 매우 뛰어난 것을 확인하였다.

2.2 시험 형상

2.2.1 압력측정 시제 형상

노즐 베인 표면에서의 정압력 측정을 위하여 미드스팬 및 5% 스펠에 압력 탭을 구현하였으며, 3D 프린팅 제작기술 중 하나인 SLA(Stereo-lithography) 방법으로 시제를 제작하였으며, 제작에는 CMET 사 장비를 활용하였다. 압력측정 시제의 모델링 및 제작사진이 Fig. 5에 제시되어 있다. 본 연구에서는 미드스팬에서의 냉각성능을 측정하였으며, 이에 따라 미드스팬에서의 정압력 분포를 측정하여 그 결과를

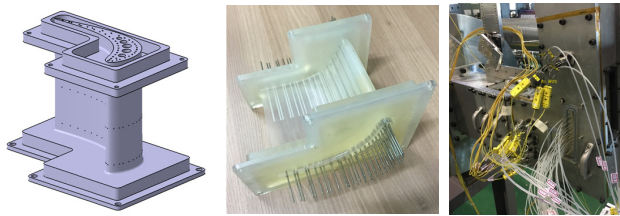


Fig. 5 Test airfoil with pressure taps

제시하였다.

2.2.2 터빈 노즐 냉각 적용 시제 형상

Fig. 6은 본 연구에 사용된 터빈 노즐 베인의 단면 형상을 나타낸 그림이며, 형상 정보는 Table 1에 정리되어 있다.

본 연구에서 냉각터빈 노즐에 적용된 막냉각 홀은 전연(leading edge)에 원형 단면의 홀이 3열로 엇갈린 배열로 설치되어 있으며, 압력면에 1열, 흡입면에 3열의 팬 형상 막냉각 홀(fan-shaped film cooling hole)이 배치되어있다. 막냉각 분사각은 35°로 팬 형상 확장되는 형태를 가지며 터빈 베인 적용 위치에 따라 형상이 조정되었으며, 막냉각 홀 사이 간격은 위치에 따라 $p/d=7\sim14$ 로 설계, 적용되었다.

내부유로는 Fig. 6에 제시된 단면도에서 볼 수 있듯이, 총 4개의 유로로 구성되어 있다. 1번 유로는 전연으로 충돌 제트냉각을 구현하는 홀이 구현된 2개의 유로로 구성되어 있으며, 2, 3, 4번 유로는 단일유로이다. 이때 모든 유로에는 45°의 경사각을 갖는 요철(rib turbulator)이 설치되었다. 이때 요철의 간격은 유로에 따라 $p/e=10\sim20$ 로 적용되었다. 4번 유로는 구조보강 및 냉각을 위한 엇갈린 배열의 환-핀 및 압력면 쪽으로 배출되는 냉각슬롯(pressure side cutback cooling slot)이 구현되어 있다.

막냉각 홀이 설치되어 있는 1, 2번 내부유로의 경우 내부 유로 출구에 별도의 밸브를 설치하여 배출유량을 조절하였고, 이에 따라 공급되는 냉각유체 대비 막냉각 홀을 통해 배출되는 유동의 유량을 제어하였다. 3번 유로에 공급되는 냉각유체는 내부유로냉각만 적용되며, 4번 유로는 공급된 유동이 모두 후연 슬롯을 통해 주유동 유로로 배출되도록 하였다.

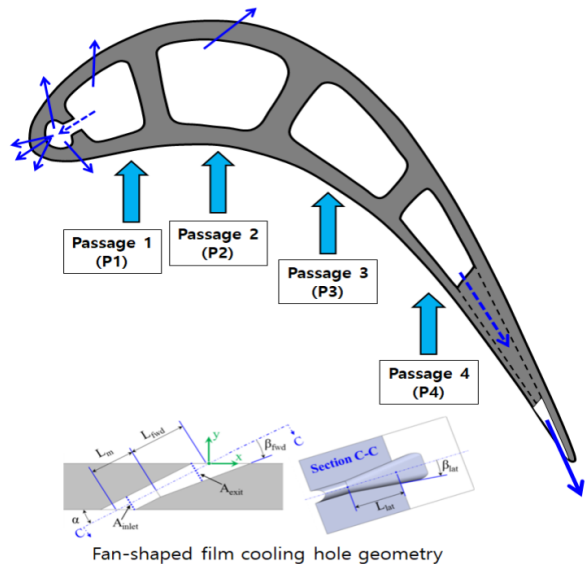
Fig. 7은 금속 3D 프린팅 기술을 적용하여 제작한 시험용 터빈 노즐 베인의 사진을 나타내고 있다. 제작에 사용된 금속 3D 프린터는 Concept Laser사의 Mlab 장비이며, 적용 소재는 In718이다. 엔진부품과 열물성치가 동등한 금속 소재를 시험시제에 적용하는 경우, 노즐 베인의 내부 및 외부 유동 무차원수(레이놀즈 수 등)를 엔진 작동조건과 유사한 조건으로 구현하는 경우 Biot 수 또한 엔진 조건과 유사하게 구현이 가능하다⁽²⁾. 이 경우, 전냉각효율을 냉각설계검증에 직접적으로 활용할 수 있는 장점이 있다.

3D 프린팅 제작 및 열처리 후 레이저 스캐닝을 통한 노즐 외부 익형의 치수 검사를 수행하였으며, 측정 대상 영역인

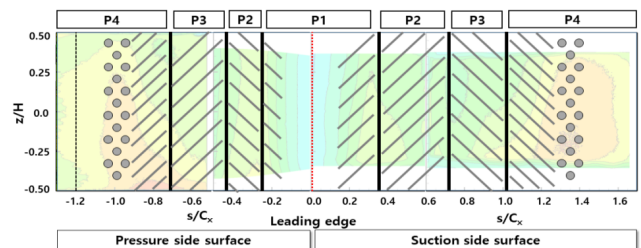
미드스팬 영역에서는 ± 0.2 mm 이내의 제작공차를 갖는 것을 확인하였다. 또한, 막냉각 홀 내부 원형 단면부는 일정한 단면적을 유지하도록 기계가공을 적용하였다.

Table 1 Turbine nozzle vane configuration

Parameters		Value
Number of Nozzle Vane		1
Number of passages		2
Inlet angle		33°
Exit angle		82°
Span (h/C)		0.74
Pitch (p/C)		0.86
Film cooling geometry	hole pitch	$p/d = 7\sim14$
	injection angle	$= 35^\circ$
	showerhead	3 rows of circular holes
	pressure side	1 row of fan-shaped holes
Internal passage geometry	suction side	3 rows of fan-shaped holes
	rib attack angle	45°
	rib pitch	$p/e = 10\sim20$
slot		pressure side cutback



(a) cross-sectional view of turbine nozzle



(b) internal cooling configuration(not to scale)

Fig. 6 Cooling configuration of turbine nozzle vane

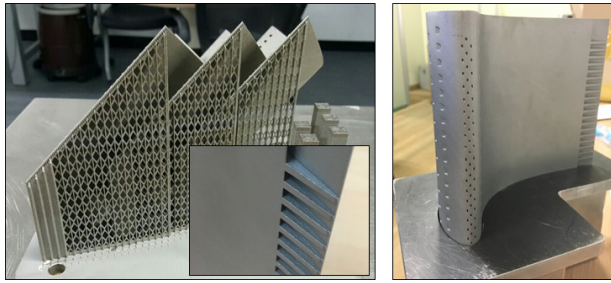


Fig. 7 Photographs of 3D printed test nozzle vane (before coating)

Table 2 Typical test conditions of mainstream and coolant

Parameters	subsonic condition	transonic condition
Mainstream flow rate(kg/s)	1.8	3.8
Mainstream inlet Reynolds number, $Re_{in,C}$	6.3×10^5	1.3×10^6
Mainstream inlet Mach number	0.19	0.27
Mainstream temperature($^{\circ}C$)	74.5	97.5
Coolant inlet mass flow rate(kg/s)	0.064~0.079	0.090~0.125
Coolant inlet temperature($^{\circ}C$)	7.3	14.8

Table 3 Test conditions for cooling flow

Test conditions	Test No.	Inlet Reynolds number of internal passage ($\times 10^4$)				Film and slot cooling mass flow rate (% of mainstream)
		P1	P2	P3	P4	
Subsonic condition	S1	4.8	5.3	6.5	3.3	1.17
	S2	5.9	5.3	6.5	4.7	1.48
	S3	7.2	2.8	6.6	2.1	1.19
	S4	5.0	1.1	9.1	4.8	1.73
Transonic condition	T1	4.9	3.2	9.0	9.8	0.91
	T2	9.5	3.1	8.9	9.7	1.14
	T3	13.0	6.0	8.9	9.7	1.39
	T4	8.8	6.0	9.0	14.0	1.73

Table 4 Film cooling flow conditions at P1 and P2

Test conditions	Test No.	Equivalent Blowing ratio	Temperature ratio	Density Ratio
Subsonic condition	S1	2.0	1.25	1.3
	S2	2.5	1.25	1.4
	S3	3.3	1.26	1.6
	S4	3.2	1.25	2.0
Transonic condition	T1	0.71	1.29	1.1
	T2	1.6	1.29	1.4
	T3	2.2	1.29	1.8
	T4	2.4	1.29	1.8

2.3 시험 조건 및 수행방법

본 연구는 터빈 노즐 베인의 전냉각효율을 측정하여 냉각 설계 기초자료 및 냉각설계프로그램의 데이터베이스를 구축

하는데 목적이 있기 때문에, 주유동이 아음속 및 천음속 조건인 경우에 대하여 4가지 서로 다른 냉각유체 공급조건에 대한 실험을 수행하였다.

본 연구에서의 주유동 및 냉각유동의 시험 조건은 Table 2 및 3에 정리되어 있으며, 막냉각 시험 조건 관련 정보는 Table 4에 제시되어 있다. 참고로, Table 3의 냉각유체 조건은 후연의 슬롯 냉각을 포함한 유량이며, Table 4는 7개 열의 막냉각 홀을 통해 분사되는 막냉각 유체 조건을 기술한 것이다. 또한, Table 4에서 분사비 등 막냉각 조건은 냉각유로 및 막냉각 열(row) 위치 별로 유량, 압력에 따라 서로 다른 값을 갖기 때문에, 시험 조건별 평균값을 제시하였으며, 분사비는 막냉각 홀의 입구기준으로 제시하였다.

여기서 레이놀즈 수는 입구 유동 조건 및 터빈 노즐의 코드 길이를 기준으로 하였으며, 입구 유동조건은 질량유량 및 입구온도를 기준으로 산출하였다. 전냉각효율 측정을 위하여 각 시험 조건별로, 4개의 유로에 서로 다른 조건의 냉각유체유량을 공급하였다. 이때 입구유량은 상류의 제어밸브를 통해서 조절하였고, 내부유로 냉각 및 막냉각 유체의 유량 비율은 배출 배관의 하류에 설치된 밸브를 통하여 제어하였다.

2.4 전냉각효율(Overall Cooling Effectiveness)

본 연구에서의 측정대상인 전냉각효율, ϕ 는 터빈 표면온도의 무차원화 온도이며, 식 (1)과 같이 정의된다. 이때, 주유동 및 냉각유체의 온도는 입구온도를 기준으로 하였다.

$$\phi = \frac{(T_{metal} - T_{gas})}{(T_{coolant} - T_{gas})} \quad (1)$$

전냉각효율을 통하여 다양한 냉각이 적용되는 고온부품의 냉각성능을 평가할 수 있으며, 특히 내부냉각과 막냉각이 복합적으로 적용되는 경우의 냉각성능을 평가하는데 용이한 무차원수이다. 이에 따라 단열막냉각효율과 더불어 전냉각효율을 측정, 비교하여 냉각설계프로그램의 검증 및 개선, 냉각설계 보완 등에 활용할 수 있다.

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

적외선 열화상 카메라의 측정온도는 적외선 투과창의 투과율, 반사율 및 방사율, 투과창의 온도, 피사체의 방사율, 피사체 주변 환경(온도, 반사율 등), 적외선 열화상 카메라 주변 환경에 따라 영향을 받는다. 이에 따라 Fig. 4(b)에 제시된 바와 같이, 적외선 열화상 카메라의 온도 교정 결과 선형성이 매우 우수한 것으로 확인되었으나, 상기 언급한 여러 환경변수를 고려하여 $\pm 2.0^{\circ}C$ 이내인 것으로 평가하였다.

아음속 조건(500마력 압축기 적용)의 경우, 주유동 온도 (T_{gas}) 약 75°C , 냉각유체 온도($T_{coolant}$) 약 10°C 이며, 천음속 조건(2,250마력 압축기 적용)의 경우, 주유동 온도 약 95°C , 냉각유체 온도 약 10°C 으로 수행되었다. 이때 주유동과 냉각유체 온도의 측정오차는 $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ 이내이다. 이에 따라 500마력 압축기 시험에서 $\Delta\phi = \pm 0.031$, 2,250마력 압축기 시험에서 $\Delta\phi = \pm 0.024$ 로 계산되며, 전냉각효율의 불확도는 $\phi = 0.2$ 인 경우 $\pm 12.0 \sim 15.7\%$, $\phi = 0.5$ 인 경우 $\pm 6.2 \sim 4.8\%$, $\phi = 0.8$ 인 경우 $\pm 3.0 \sim 3.9\%$ 수준으로 평가되었다.

3. 시험결과

3.1 압력 분포

구축된 터빈 시험리구에 대하여 터빈 시제 주위에서의 유동 특성을 평가하기 위하여 Fig. 5에 제시된 시제를 장착하여 터빈 노즐 표면에서의 정압력을 측정하였고, 그 결과를 등엔트로피(isentropic) 마하수를 계산하여 제시하였다. 등엔트로피 마하수는 아래와 같이 정의된다.

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{isen}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$M_{isen} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left(\left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (3)$$

Fig. 8은 주유동 조건에 따른 등엔트로피 마하수 분포를 나타내며, 여기서 실선은 전산해석 결과를 나타낸다. 두 경우 모두 해석결과와 매우 잘 일치하는 것을 확인할 수 있으며, 특히, 천음속 조건의 경우 엔진 상사 시험 조건으로, 실제 엔진 운용조건과 동등한 수준의 등엔트로피 마하수가 형성되어 유동의 주기성을 확보한 것으로 확인되었다.

Fig. 8(a)는 아음속 조건에서의 측정결과이다. 해당 유동 조건에서 최대 마하수는 약 0.47이며, $x/C_x = 0.45$ 지점에서 최대값이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 천음속 조건의 경우(Fig. 8(b)), $x/C_x = 0.8$ 에서 최대 마하수 약 1.05로 확인되었다. 두 조건을 비교해 보면, 터빈 노즐 익형을 따라 형성되는 압력분포가 서로 다른 것을 알 수 있으며, 보다 정확한 성능 평가를 위해서는 엔진과 동등한 조건의 입구 레이놀즈 수 상사가 필요한 것을 확인할 수 있다.

3.2 전냉각효율 측정

3.2.1 아음속 조건

Fig. 9는 주유동이 아음속 조건인 경우 터빈 노즐 베인

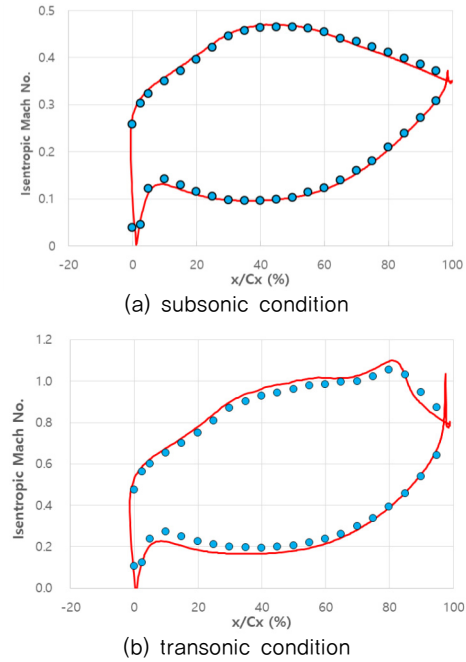


Fig. 8 Isentropic Mach number distributions around the turbine nozzle vane for two different mainstream conditions

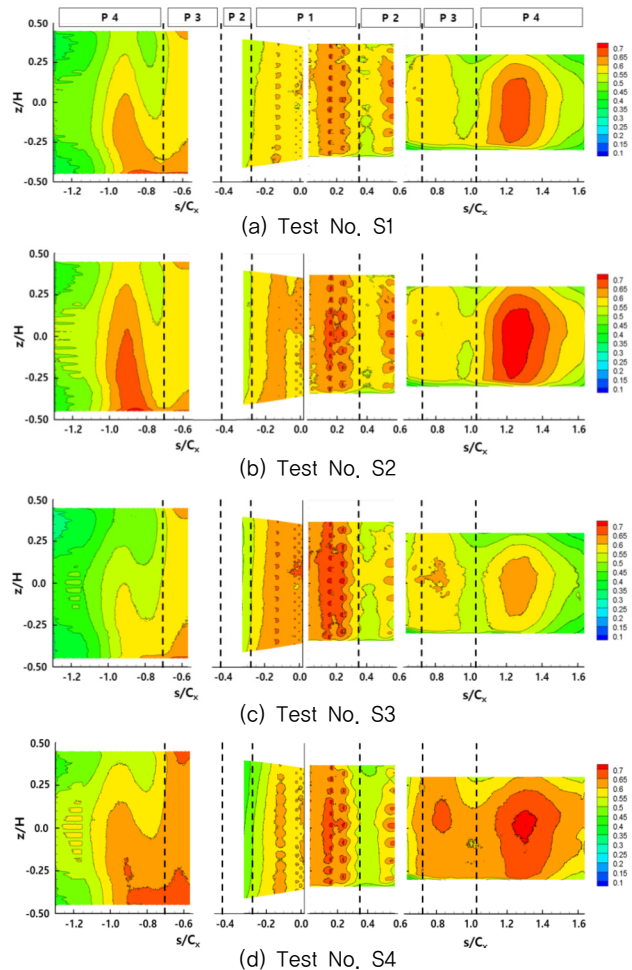


Fig. 9 Contour plots of overall cooling effectiveness on turbine nozzle vane for subsonic mainstream conditions

표면에서의 전냉각효율 분포를 나타낸 그림이다. 여기서 x 축 좌표는 익형 표면의 길이를 축방향 코드 길이로 무차원화한 값이며, 음수는 압력면, 양수는 흡입면 영역을 나타낸다. 또한, 그림에서 점선은 내부유로의 경계면 위치를 나타내며 상단의 숫자는 내부유로 번호를 의미한다. 냉각유체는 그림에서 $z/H=-0.5$ 영역에서 축방향으로 공급된다. 해당 그림에서 압력면 일부 영역($-0.7 \leq s/Cx \leq -0.3$)의 효율 값은 반영하지 않았는데, 이는 적외선 열화상 카메라와 적외선 투과창 지지대 사이의 간섭으로 정확한 온도 측정이 불가능하여 부정확한 값이 나타나기 때문이다.

전냉각효율은 막냉각은 물론 내부유로 대류열전달, 냉각유로 내부 및 내부유로 간의 열전도 영향 등 복합적인 요인에 의하여 영향을 받기 때문에 복잡하고 불균일한 분포 특성을 갖는다. 전반적인 효율 분포를 보면, 일부 냉각유체 유입구간을 제외하면 미드스팬 영역에서 끝벽 측 영역($z/H < -0.3$ 및 $z/H > 0.3$)으로 갈수록 전냉각효율 값이 감소하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 주변 시험리그로부터의 열전달 영향인 것으로 판단된다.

노즐 베인의 전연 인근 영역에서는 총 7열의 막냉각 홀이 배치되어 있으며, 1차 유로 내부에 충돌제트 냉각이 적용되기 때문에 전반적으로 높은 냉각효율을 보이며, 막냉각 홀 내부에서도 대류열전달 및 주변 열전도 효과로 인하여 막냉각 홀 상류 및 주변부에서 국소적으로 높은 냉각효율이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 흡입면 2차 유로에서도 막냉각 홀의 영향을 명확히 관찰할 수 있다.

전연을 중심으로 압력면 상류 영역($-0.3 < s/Cx < 0.0$)과 흡입면 상류 영역($0.0 < s/Cx < 0.3$)의 전냉각효율 값을 비교해 보면, 전반적으로 흡입면에서 높은 효율을 갖는 것으로 나타났다. 이는 흡입면 측에 막냉각 홀이 더 많이 설치되어 열전도 효과가 높은 것과 전연에서 분사된 막냉각유체가 흡입면 측으로 유입되는 효과 때문인 것으로 판단된다.

Fig. 10은 시험과 동일 조건에서의 터빈 노즐 베인 전연 부근에서의 막냉각 유체의 유선(streamline) 및 표면온도분포 전산해석 결과를 나타낸 그림으로, 실제 유동 정체점은 압력면 측에 형성되면서 전연에서 분사된 막냉각유체가 모두 흡입면 측으로 분사되어 흘러가는 것을 확인할 수 있다. 이러한 영향으로 앞서 언급한 바와 같이 흡입면 상류 영역에서 상대적으로 높은 전냉각효율을 갖는 알 수 있다. 전산해석 관련된 상세 내용은 후속논문에서 기술될 예정이다.

3, 4차 유로에서의 전냉각효율은 압력면 끝단을 제외하면 모두 내부유로 냉각에 의해서만 영향을 받는 영역으로, 냉각유로 입구 레이놀즈 수에 따라 변화하는 것을 알 수 있다. 이때 4차 유로 압력면 및 흡입면 영역에서 특징적인 현상으로, 모든 시험 조건의 경우에서 미드스팬 영역에서 상대적으로 높은 전냉각효율을 갖는 것으로 나타났는데, 이는 4차 유로 내부에 설치된 핀-휀의 위치와 동일한 영역이며,

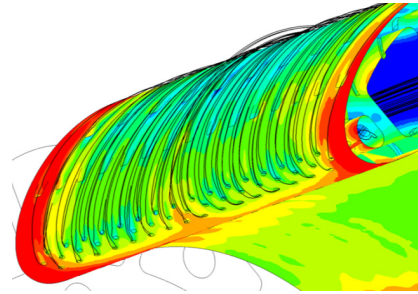
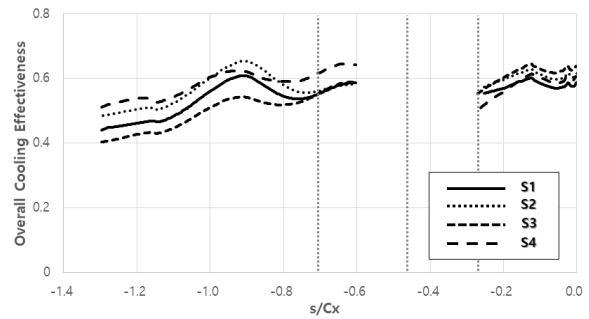
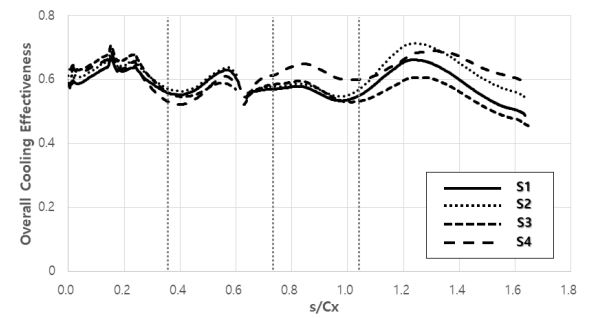


Fig. 10 Streamline of coolant ejected from showerhead film cooling holes obtained from numerical simulation



(a) pressure side surface



(b) suction side surface

Fig. 11 Spanwise averaged overall cooling effectiveness on turbine nozzle vane for subsonic mainstream conditions

핀-휀 설치에 따라 대류열전달 및 열전도에 의하여 내부냉각이 촉진되기 때문인 것으로 판단된다.

시험 조건별 정량적인 비교를 위하여, Fig. 11에 시험시제 미드스팬 영역($-0.25 \leq z/H \leq 0.25$)에서 스펬방향 평균된 전냉각효율 분포를 시험 조건에 따라 제시하였다. 그림에서 점선은 내부유로 사이 벽의 위치를 나타내고 있으며, 압력면 분포에서는 Fig. 9와 마찬가지로 정확한 측정이 되지 않는 영역의 데이터가 제외되었다.

흡입면 하류 영역($s/Cx > 1.1$)에서는 내부유로 냉각만 적용됨에도 불구하고 압력면 하류 영역($s/Cx < -0.7$)보다 전냉각효율이 높은 것으로 나타났는데, 이는 흡입면 하류 영역에서의 실제 주유동 온도가 상류에서 분사된 막냉각 유체와의 혼합, 유동 가속에 따른 온도 감소에 따라 실제 표면에서 받는 열부하가 감소하기 때문인 것으로 판단된다.

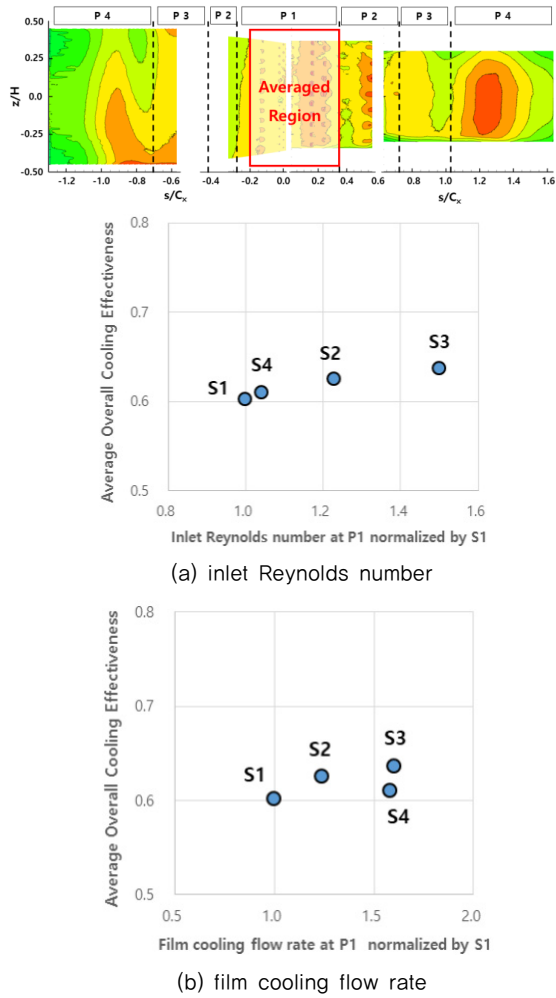


Fig. 12 Average overall cooling effectiveness in the leading edge region($-0.2 \leq s/C_x \leq 0.3$) for subsonic mainstream conditions

Fig. 12는 P1이 위치한 전연 영역에서의 전체 평균된 전냉각효율을 시험 조건에 따라 나타낸 그림이다. 평균값을 취하기 위한 영역을 Fig. 12 상단에 도식적으로 나타내었다.

Fig. 12(a)는 P1에서의 냉각유로 입구 레이놀즈 수 기준, Fig. 12(b)는 P1에서 분사되는 막냉각 유량에 따른 효율분포를 나타낸다. 각각의 경우 모두 S1의 값을 기준으로 무차원화하였다. 결과를 보면, 입구 레이놀즈 수 증가에 따라 전냉각효율이 단조 증가하는 것을 알 수 있다. 하지만, 막냉각 유량을 기준으로 한 분포를 보면, 막냉각 유체가 상대적으로 많이 분사되는 S4의 경우 유사한 막냉각 유량을 갖는 S3에 비해 효율이 낮은 것으로 나타났다. 이를 통하여 전냉각 효율 평가 및 개선을 위해서는 막냉각 뿐만 아니라 내부유로 냉각을 동시에 고려해야 한다는 것을 알 수 있다.

Fig. 13은 4차 유로의 압력면 및 흡입면 표면에서의 전체 평균된 전냉각효율을 나타낸 그림으로, 앞서 설명한 바와 같이 입구 레이놀즈 수에 따라 전냉각효율이 선형적으로 증가하는 것으로 나타났으며, 흡입면 측의 효율이 압력면보다 높은 것을 확인할 수 있다.

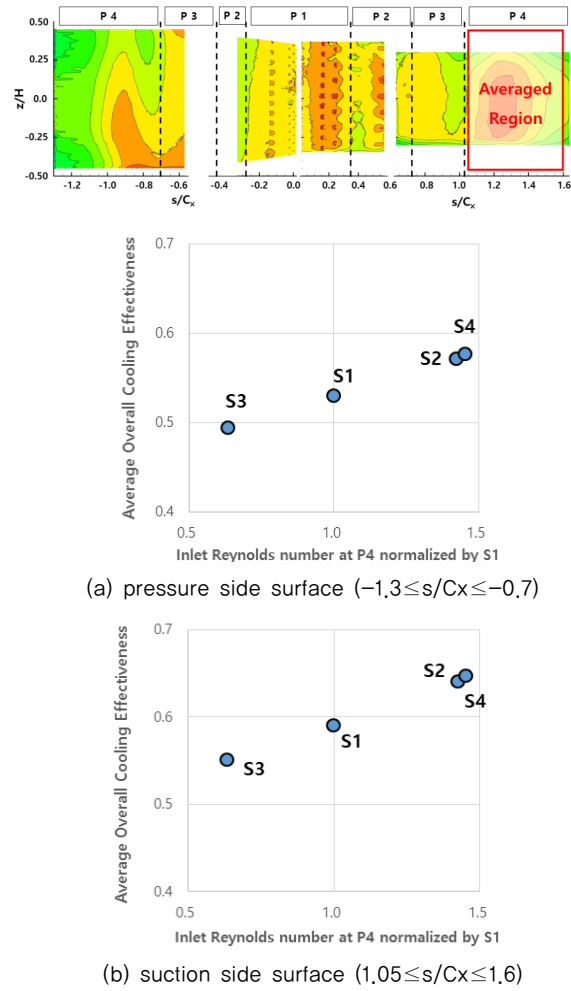


Fig. 13 Average overall cooling effectiveness in P4 region for subsonic mainstream conditions

3.2.2 천음속 조건

Fig. 14는 천음속 주유동 조건에 대하여 4가지 냉각유체 공급조건에 따른 터빈 노즐 베인 표면에서의 전냉각효율분포를 나타낸 그림이며, Fig. 15는 미드스팬 영역에서 스펀 방향 평균된 전냉각효율 분포를 나타낸 그림이다. 아음속 조건과 동일하게 각 내부유로의 위치가 표기되어 있으며, 부정확한 측정영역은 그림에서 제거하였다.

전반적인 전냉각효율 분포 경향은 아음속 조건과 유사한 것으로 나타났다. 하지만, 냉각유체 유량이 유사한 조건인 경우에도 전냉각효율이 더 낮은 것을 확인할 수 있으며, 이는 주유동의 레이놀즈 수 증가에 기인한 것이다. 통상적으로 표면에서의 열전달은 정체점 영역에서는 $Re^{0.5}$, 난류경계층 표면에서는 $Re^{0.8}$ 에 비례하며⁽¹¹⁾, 이 경우 주유동 레이놀즈 수가 증가함에 따라 열부하는 각각 1.44배, 1.79배 증가하는 것으로 평가되며, 이러한 열부하 증가량이 터빈 노즐 베인의 전냉각효율을 저하시키는 역할을 한 것으로 판단된다.

흡입면 하류에서는 유동의 가속에 따른 주유동 온도저하의 영향으로 열부하가 감소하기 때문에 냉각효율이 증가하

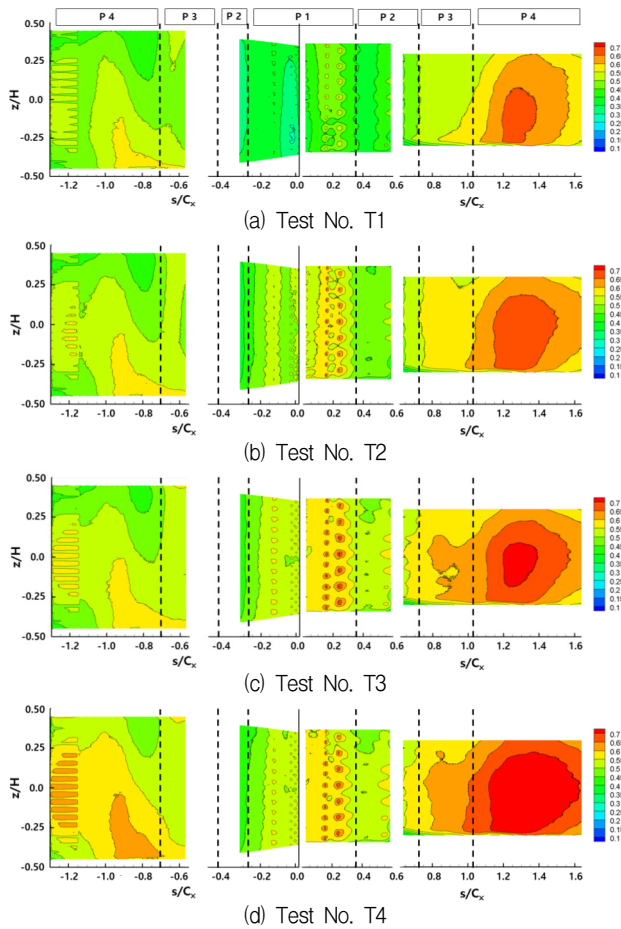


Fig. 14 Contour plots of overall cooling effectiveness on turbine nozzle vane for transonic mainstream conditions

며, 열전도 효과에 의하여 압력면 하류에서의 냉각효율에도 영향을 준 것으로 판단된다. 이에 따라 Fig. 15에 나타난 것처럼 아음속 조건에서는 후연으로 갈수록 냉각효율이 급격히 저하하는 반면, 천음속 조건에서는 일정한 수준을 유지하거나 감소폭이 완만한 것을 확인할 수 있다.

Fig. 16은 전연 영역인 1차 유로 영역에 대해서 입구 레이놀즈 수 및 막냉각 유량에 따른 평균 전냉각효율 분포이며, x축 값을 시험 조건 T1의 값으로 무차원화하여 제시하였다. 전반적으로 입구 레이놀즈 수 또는 막냉각 유량 증가에 따라 전냉각효율이 선형적으로 증가하는 것으로 나타났다. 특징적으로 T4의 경우, 막냉각 유량이 제일 큰 조건임에도 불구하고(Fig. 16(b)) 1차 유로에서 입구 레이놀즈 수는 상대적으로 낮기 때문에 T3보다 낮은 전냉각효율을 갖는 것으로 나타났다. 아음속 조건의 결과에서 기술한 바와 같이, 보다 효과적인 냉각설계를 위해서는 막냉각과 내부냉각을 적절히 고려하여야 하며, 전냉각효율 평가를 통하여 이를 검증하는 것이 필수적이라 할 수 있다.

Fig. 17은 아음속 조건 및 천음속 주유동 조건에 대하여 전연영역에서의 전냉각효율 분포를 나타낸 그림으로,

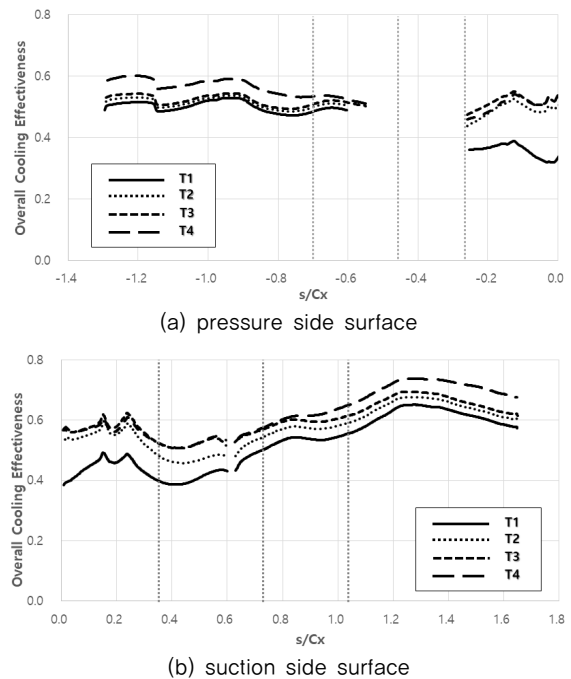


Fig. 15 Spanwise averaged overall cooling effectiveness on turbine nozzle vane for subsonic mainstream conditions

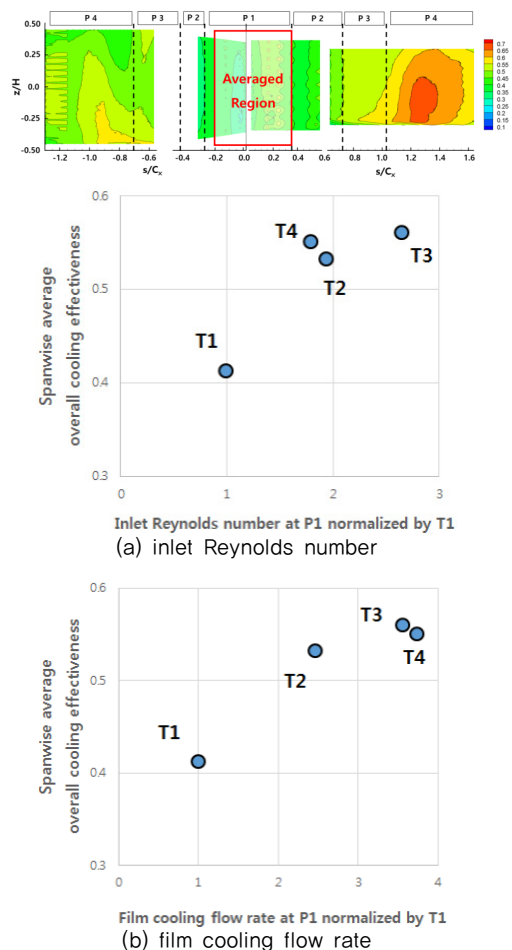
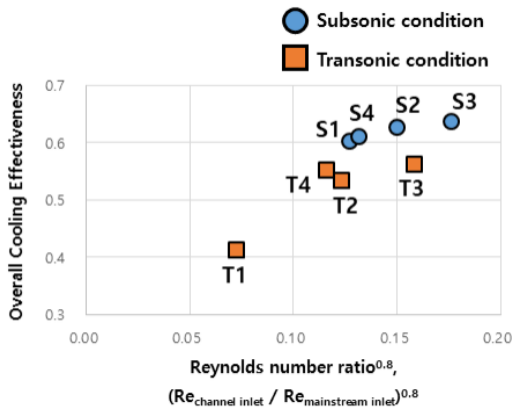
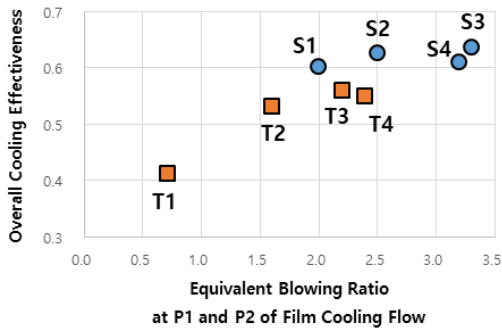


Fig. 16 Average overall cooling effectiveness in the leading edge region(-0.2≤s/Cx≤0.3) for transonic mainstream conditions



(a) inlet Reynolds number ratio



(b) equivalent blowing ratio of film cooling flow

Fig. 17 Average overall cooling effectiveness in the leading edge region ($-0.2 \leq s/Cx \leq 0.3$) for different mainstream conditions

Fig. 17(a)는 주유동 및 냉각유체 유로 입구 레이놀즈 수 비의 0.8승에 대하여, Fig. 17(b)는 막냉각 유체의 유효 분사비에 따른 냉각효율 분포를 나타낸 그림이다. 모든 주유동 조건에 대하여 냉각유로의 레이놀즈 수, 막냉각 유효 분사비가 증가할수록 전냉각효율이 증가하는 경향을 나타냈으나, 유사한 냉각유체 공급조건에 대하여 아음속 조건의 경우가 상대적으로 높은 전냉각효율을 갖는 것으로 나타났다. 이는 주유동의 높은 레이놀즈 수와 연관되어 전반적으로 열부하가 증가된 반면 냉각유로 내부 냉각성능(레이놀즈 수) 및 막냉각 분사비가 낮기 때문인 것으로 판단되며, 추후 무차원수에 기반한 정량적인 분석을 위해서는 복합적인 요소를 고려한 다양한 시험 조건에서의 전냉각효율 측정 데이터베이스를 구축하는 것이 수반되어야 한다.

4. 결 론

본 연구에서는 다양한 냉각이 적용되는 대형 가스터빈엔진의 2단 터빈 노즐 베인 형상에 대하여 냉각특성을 고찰하였다. 이를 위하여 천음속 선형 터빈 캐스케이드 시험리그에 단일 터빈 노즐 베인을 설치하여 시험을 수행하였으며, 적외선 열화상 카메라 기법을 활용하여 터빈 노즐 베인 표면에서의 전냉각효율을 측정하였다. 터빈 노즐 베인은 4개

의 내부냉각유로 및 7개열의 막냉각 홀이 적용되어 있는 등 복합냉각이 적용되는 형상이며, 시험 시제는 금속 3D 프린팅 기술을 사용하여 인코넬 718 소재로 제작하였다. 전냉각 효율 측정을 위하여 주유동의 조건이 아음속인 경우와 천음속인 경우에 대하여 4가지 서로 다른 냉각유량 공급조건에서 시험을 수행하였다.

서로 다른 주유동 조건에서 표면 압력 측정 및 등엔트로피 마하수 계산 결과, 전반적인 유동 특성을 유사한 것으로 나타났으나, 흡입면 하류에서의 마하수 분포가 유동 가속 정도에 따라 다르게 나타나는 것을 확인하였다. 즉, 천음속 조건으로 가면서 역압력 구배가 형성되는 구간의 면적이 축소되었고, 이로 인하여 전냉각효율 측정결과에서 흡입면 하류에서의 냉각특성에 영향을 주는 것을 확인하였다.

전냉각효율 측정시험 수행 결과, 아음속 및 천음속 주유동 조건 모두 복합적인 냉각설계형상으로 인하여 표면 효율 분포가 매우 복잡하고 불균일한 특성을 갖는 것을 확인하였다. 이는 적외선 열화상 기법을 통해 시험시제 표면의 2차원 온도 측정이 가능하기 때문이며, 이러한 시험기법을 통해 국소적인 열부하 과다 영역(hot spot) 등의 평가 및 설계 개선이 가능할 것이다. 냉각유체의 유량 증가에 따라 전반적인 전냉각효율은 증가하였으며, 냉각유로 입구 레이놀즈 수와 막냉각 유체 유량을 기준으로 전냉각효율을 비교하면, 입구 레이놀즈 수에 의한 영향이 좀 더 큰 것으로 나타났으며, 이에 따라 터빈 고온부품의 냉각 설계 시에는 막냉각과 내부유로냉각을 적절히 고려하여야 할 것으로 판단된다. 또한, 천음속 주유동 조건에서는 노즐의 상류 영역에서는 열부하의 증가로 인한 효율 감소, 하류 영역에서는 유동의 가속 및 냉각유체 혼합과 연계된 주유동 열부하의 감소 효과로 인하여 아음속 주유동 조건과 분포 특성이 다르게 나타났다.

이와 같이, 본 연구에서는 다양한 조건에서 2단 터빈 노즐 베인 표면의 전냉각효율을 측정하여 터빈 냉각설계의 기초자료를 확보하였으며, 본 결과는 향후 가스터빈 고온부품 냉각설계 검증 및 데이터베이스 구축에 활용될 것이다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부와 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원(과제번호: 2013101010170D) 및 산업통상자원부 항공우주부품기술개발사업의 지원(과제번호: 10083654)에 의한 연구이며, 이에 감사드립니다.

References

(1) 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.
- (2) 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.
- (3) Lee, S., Rhee, D. H., Cha, B. J., Yee, K., 2016, “Film Cooling Performance Improvement with Optimized Hole Arrangements of Pressure Side Surface of Nozzle Guide Vane –Part I: Optimization & Numerical Investigation,” ASME Paper No. GT2016-57975.
- (4) 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.
- (5) Wiese, C. J., Bryant, C. E., Rutledge, J. L., Polanka, M. D., 2018, “Influence of Scaling Parameters and Gas Properties on Overall Effectiveness on a Leading Edge Showerhead,” ASME Paper No. GT2018-75332.
- (6) Mensch, A., Thole, K. A., 2013, “Overall Effectiveness of a Blade Endwall with Jet Impingement and Film Cooling,” ASME Paper No. GT2013-94165.
- (7) Williams, R. P., Dyson, T. E., Bogard, D. G., Bradshaw, S. D., 2012, “Sensitivity of the Overall Effectiveness to Film Cooling and Internal Cooling on a Turbine Vane Suction Side,” ASME Paper No. GT2012-69110.
- (8) 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.
- (9) 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.
- (10) Roach, P. E., 1987, “The generation of nearly isotropic turbulence by means of grids,” *Heat and Fluid Flow*, Vol. 8, No. 2, pp. 82-92.
- (11) Rhee, D. H., Cho, H. H., 2008, “Effect of vane/blade relative position on heat transfer characteristics in a stationary turbine blade: Part 2. Blade surface,” *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 47, No. 11, pp. 1544-1554.