

터보샤프트 엔진 가스발생기터빈 1단 베인의 냉각성능 상사시험 평가 연구

정희윤*† · 이동호* · 강영석* · 안철주** · 임병권** · 서중보***

Similarity Testing for Cooling Performance Assessment in the 1st Stage Turbine Vane of a Turboshaft Engine

Heeyoon Chung*†, Dong-Ho Rhee*, Young-Seok Kang*, Chulju Ahn**,
Byeongkwon Lim**, Joongbo Seo***

Key Words : Gas Turbine(가스터빈), Cooling Performance(냉각), Similarity Test(상사시험), IR Thermography(적외선 열화상)

ABSTRACT

In this study, a similarity test was conducted to validate the cooling performance of high-pressure turbine vanes within a gas generator turbine of a turboshaft engine. Key similarity variables, which represent heat transfer characteristics encompassing convection, conduction, and radiation heat transfer within the turbine vane, were rigorously defined. Test conditions for the similarity test were meticulously derived from the actual engine conditions, ensuring that they faithfully replicated the relevant similarity factors. The validity of these similarity conditions was subsequently verified through a comprehensive conjugated heat transfer analysis using conditions identical to those of the test setup. Based on these test conditions, the cooling performance of the high-pressure turbine vanes was experimentally assessed through a heat transfer experiment employing an infrared thermography method. In conclusion, this analysis and experimental approach affirm that the cooling performance of high-pressure turbine vanes, operating under high-temperature conditions within a controlled pressure and temperature environment, can be effectively evaluated without necessitating the replication of engine-like conditions characterized by extreme pressures and temperatures.

1. 서 론

가스터빈 엔진의 성능은 터빈의 작동온도와 비례하여 향상되는 특성이 있으므로, 가스터빈 엔진의 발전은 터빈의 작동온도를 높이는 방향으로 꾸준히 진행돼 왔다. 이로 인해 현대 가스터빈 엔진의 최대 작동 온도는 1,600°C를 초과하는데, 이는 터빈을 모재의 내열 한계 온도를 크게 상회하는 수준이다. 이러한 고온의 작동환경에서 터빈의 부품들이 정상적으로 작동하기 위해서는 모재의 온도가 1,000°C 이하로 유지시켜야 한다. 터빈 모재 온도를 낮추기 위해 가스터빈의 터빈 고온부에는 다양한 냉각기술이 개발되어 적용되고 있

고 현재에도 터빈의 작동온도를 높이기 위해 냉각 기술에 대한 연구는 계속되고 있다.⁽¹⁻⁵⁾

가스터빈 엔진 터빈부의 내구성과 수명은 터빈의 고온부 온도에 따라 크게 좌우된다. 터빈의 고온부분에 냉각을 가하더라도 온도가 상승하게 되면 금속의 강도가 약해져 쉽게 마모되고 산화가 촉진되어 금속의 수명이 급격히 단축된다. 특히 고압터빈의 1단 베인은 연소기에서 뿜어져 나오는 연소가스에 직접적으로 노출 되므로 가스터빈 엔진 부품 중에서도 가장 높은 온도에서 작동되므로 수명관리에 큰 주의를 기울여야 한다. 가스터빈 엔진의 원활한 운영을 위해서는 터빈 베인과 같은 고온부품의 내구성을 적절히 예측할 필요가 있

* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

** 한화에어로스페이스(Hanwha Aerospace)

*** 국방신속획득기술연구원(Defense Rapid Acquisition Technology Research Institute)

† 교신저자, E-mail : hychung@kari.re.kr

으며, 내구성 예측을 위해서는 해당 환경에서의 온도 예측이 선행되어야 한다.⁽⁶⁾

냉각이 적용된 고압 터빈 베인의 온도를 예측하는 가장 직관적인 방법은 가스터빈 엔진의 작동 조건과 동일한 환경을 구현하고 여기에 베인을 노출시켜 베인의 온도가 얼마인지를 측정하는 것이다. 그러나 실제 엔진의 운전조건과 같은 고온, 고압의 환경을 만들기 위해서는 시설구축 및 운영에 많은 비용이 소요된다. 예로, 고온 환경에서는 시설 및 측정 장비도 냉각시켜야 하므로 설비의 복잡성이 크게 증가한다. 또한 측정 장비가 고온에 노출되면 열로 인해 측정 오차가 증가하고 내구성에 문제가 생기기 경우가 많다. 이러한 이유로 실제 환경을 구현하는 대신 완화된 조건에서 시험을 수행하는 상사시험법이 개발되었다. 상사시험은 이론적으로 조건이 다른 두 시험조건 간에도 상사성을 만족한다면 동일한 결과를 얻을 수 있으며 많은 사례가 실험적으로 검증되었다. 터빈 베인에서도 상사시험 방법을 통해 실제 엔진 환경과 다른 완화된 조건에서 시험을 진행하더라도 실제 엔진 환경에서와 같은 결과 도출이 가능하다. 이와 같은 이유로 많은 가스터빈의 터빈 열전달과 관련된 연구에서는 상사시험법을 적용하고 있다.⁽⁷⁻¹²⁾

본 연구에서는 가스터빈 엔진의 작동환경에서 고압 터빈 베인의 냉각성능을 평가하고 설계를 검증하기 위한 열전달 상사시험을 수행하였다. 터빈 열전달과 관련된 주요 상사 변수를 선정하고 상사성을 만족하는 시험조건을 도출하였으며, 도출된 시험조건이 상사성을 만족하는지 해석적으로 검증하였다. 실험결과로 실제 엔진 운용조건에서의 터빈 베인의 냉각성능 및 온도를 예측할 수 있으며, 예측결과는 최종적으로 터빈의 냉각설계를 검증하는데 활용될 수 있다.

2. 연구방법

2.1 주요 상사변수

상사시험을 위해서는 주요 상사변수를 선정하여야 한다. 우선 베인 온도를 무차원화 하여 아래와 같이 정의 한다.

$$\phi = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \quad (1)$$

위 무차원 온도는 고온 가스(T_g)와 냉각유체(T_c), 베인 벽면(T_w) 온도의 비로 냉각성능을 의미한다. 본 연구에서는 측정된 베인의 온도를 위와 같은 무차원 수인 냉각성능으로 제시하였다.

냉각이 적용된 베인에서의 열전달 현상이 적절히 상사된다면 무차원 온도인 냉각성능은 엔진조건과 실험조건에서 같은 값을 갖는다고 가정할 수 있다.

$$\phi_{engine} = \phi_{test} \quad (2)$$

결과적으로 실험실환경에서 측정된 베인의 온도로 엔진에서의 베인 온도를 예측할 수 있다.

열전달을 현상을 상사하기 위하여 열전달을 대류, 전도, 복사로 구분하여 각 열전달 현상을 대표하는 상사변수를 선정하고 상사성을 만족하는 시험조건을 도출하여야 하며 이에 대해서는 선행연구를 참조하였다.⁽¹⁴⁾

2.2 상사시험 조건

선행연구에서 정의한 주요 상사변수들인 Stanton 수, Mach 수, Biot 수 등을 엔진 조건으로부터 도출하고, 이를 만족하는 상사시험 조건을 선정한 결과를 Table 1에 나타내었다.

실제 엔진에서 터빈의 작동유체는 연소가스이며 본 시험에서는 일반 공기를 사용한다. 이로 인한 차이를 보완하기 위해 주유로 및 냉각유로에서의 연소가스와 공기의 물성은 NIST의 REFPROP을 참조하여 상사조건을 계산하였으며, 연소가스의 조성은 연소 당량비를 바탕으로 추정하였다.

막냉각 유동의 경우 기하학적 상사성을 만족한 상태에서 주유로와 냉각유로의 유량비, 온도비를 같게 하면 기타 압력비, 밀도비, 분사비 등과 같은 변수들은 자연히 상사된다. 하지만 엔진에서의 막냉각은 연소가스와 공기의 반응이고, 시험에서는 모두 공기이기 때문에 이로 인한 차이가 발생한다. 연소가스의 물성에 따른 밀도비 차이는 최대 3% 수준으로 판단되나 막냉각 홀의 위치에 따라 오차수준이 달라지기 때문에 정확한 분석이 어려워 본 연구에서는 해당 오차에 대한 분석은 포함하지 않았다.

시험조건을 완화하고 온도측정의 용이성을 위해 상사시험은 기하학적 상사성을 유지하며 크기를 2.5배 확대하였다. 결과적으로 엔진조건 대비 상사시험 조건에서는 작동압력과 온도를 크게 낮출 수 있었으며, 동일한 적외선 카메라로 베

Table 1 Summary of test conditions

		Engine Condition	Test Condition
Test model scale		x 1	x 2.5
Gas Condition	Pressure	[kPa]	>1,300
	Temperature	[K]	>1,600
Similarity Parameters (Scaling Parameters)	Gas Reynolds Number	[-]	9.27x10 ⁵
	Gas Pressure Ratio	[P _{ti} /P _{s,o}]	1.4
	Cooling flow ratio	[m _g /m _c]	0.054
	Cooling Temperature ratio	[T _g /T _c]	2.26

인 표면에서의 온도를 더 정밀하게 측정이 가능해졌다.

작동압력은 약 1,100 kPa, 온도는 약 900K가 낮아졌으며 이 조건에서는 대부분의 시험설비들을 고압, 고온용 특수 소재로 교체하거나 냉각설계를 추가할 필요 없이 활용 가능하다. 또한, 압축공기 생성을 위한 동력, 공기가열에 필요한 열량 등 설비운용에 투입되는 전력량이 감소하여 설비 운영비용에 대한 부담도 크게 줄일 수 있다.

2.3 베인 시제 형상

본 연구의 대상이 되는 터빈 베인은 Fig. 1에 나타내었다. 그림에서 좌측은 실제 엔진에 장착되는 베인 형상이며 우측은 본 시험을 위해 2.5배 확대하여 금속 3D프린팅 방식으로 제작된 시제 형상이다. 실제 엔진에 장착되는 베인은 2개의 에어포일이 하나의 세그먼트를 이루지만 시험용 시제는 시험의 용이성을 위해 하나의 에어포일로 만들었다.

베인 냉각을 위해 베인 표면에는 총 5개 열의 막냉각이 설치되었다. 압력면과 전단부에는 원형 막냉각이 총 3열이 있

으며, 흡입면에는 확장각을 갖는 팬 형상(fan-shaped)의 막냉각 홀이 2열이 있다. 베인 내부에는 2개의 독립된 내부유로가 있으며 각 유로에는 공기 제트냉각을 위한 인서트가 2개 설치되어 있다. 전단부측 유로로 공급된 냉각공기는 인서트를 통과 후 압력면, 전단부, 흡입면의 막냉각 홀을 통해서 빠져나가며, 후단부 측 유로로 공급된 냉각공기는 인서트를 통과 후 핀 배열을 통과 후 흡입면 막냉각 홀과 후단부 측 슬롯을 통해서 외부로 분사된다.

2.4 시제 냉각유량 측정

금속 3D프린팅 방식의 경우 작은 금속 파우더를 소결시켜 형상을 구현하기 때문에 제작된 제품 표면이 매우 거칠다. 금속 파우더의 사이즈 수십 마이크로 미터 수준으로 해당 거칠기가 제품의 외형에 영향을 줄 정도는 아니며 연마공정을 통해 대부분 사라진다. 하지만 작은 사이즈의 막냉각 홀의 경우 거칠기에 의해 홀의 유효직경이 달라질 수 있으며 연마 또한 불가능하다. 유효직경이 달라지면 동일 압력조건에서 흐르는 유량이 달라지며 막냉각 홀 간 냉각유량 분배도 달라지기 때문에 유량시험을 통해 유효직경을 확인하는 것이 필요하다. 이와 같은 이유로 유량시험용 지그를 제작하였으며 이를 Fig. 3에 나타내었다.

일반적으로 3D프린팅으로 막냉각 홀을 제작하면 설계직경보다 작아지게 된다. 때문에 이를 보완하기 위해 막냉각 홀 구현방식을 다르게 하여 총 5개의 시제를 제작하였다. 시제 1~3번은 3D프린팅으로 제작 완료 후 방전가공을 통해 막냉각 홀 내부를 후가공 하였으며 전극 팁 직경을 막냉각 홀의 설계직경 대비 98%, 94%, 90% 수준으로 변경해가며 가공하였다. 시제 4, 5번은 막냉각 홀 직경을 설계직경보다 10%, 20% 증가시켜 3D프린팅으로 제작하고 후가공 없이 그대로 사용하였다.

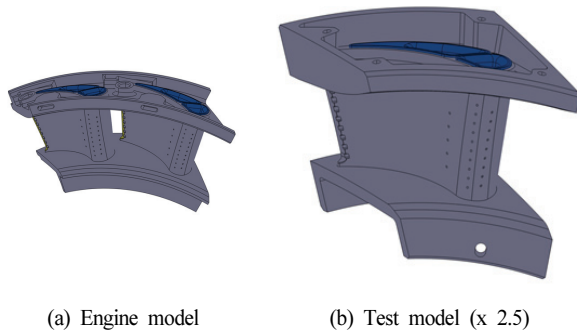


Fig. 1 Turbine vane for similarity test

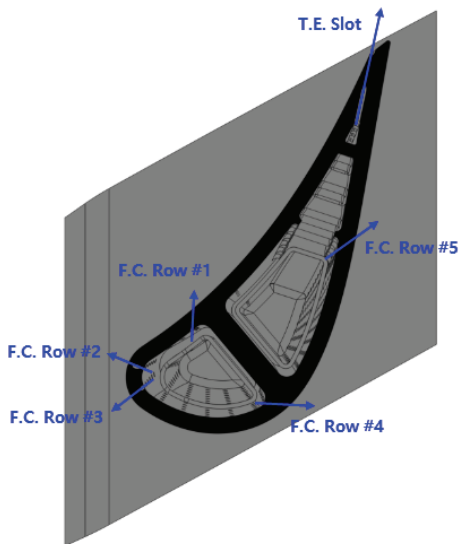


Fig. 2 Film cooling rows on turbine vane

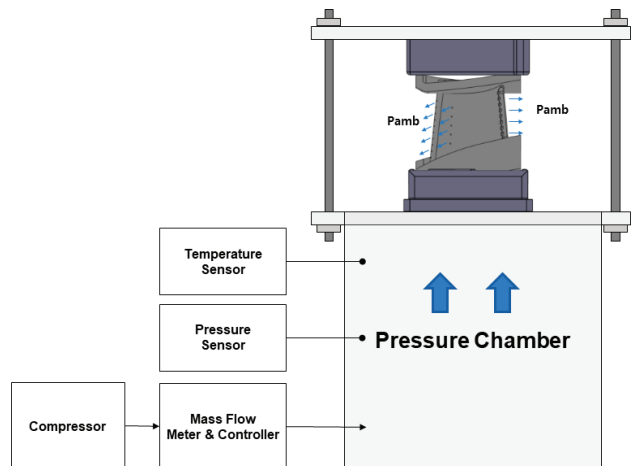


Fig. 3 Cooling channel flow measurement apparatus

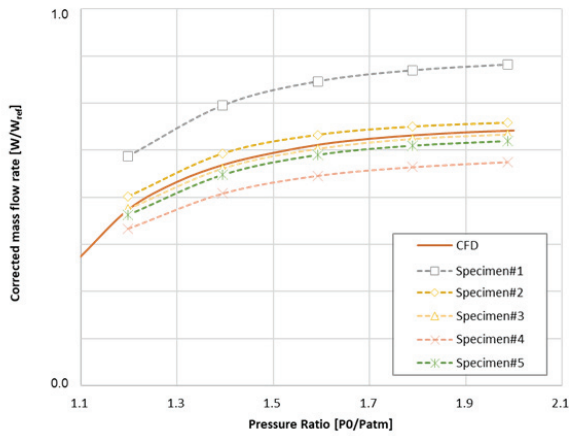


Fig. 4 Measurement result of cooling flow rate on vane specimens

Fig.4 에는 유량시험결과를 압력비에 따른 보정유량으로 환산하여 제시하였다. 5개 시제의 측정결과를 설계결과인 CFD 해석 값과 비교하였으며, 막냉각 흡 구현 방식에 따라 유효직경이 최대 17%까지 달라지는 것을 확인하였다. 비교 결과 막냉각 흡을 방전가공을 통해 후가공한 시제 3번이 설계와 가장 유사한 결과를 나타내는 것을 확인하였으며 해당 시제를 기준으로 시험결과를 분석하였다.

2.5 시험설비 및 리그 구성

Fig. 5 에는 본 연구에서 활용된 시험 설비의 개략도를 나타내었다. 시험설비는 선행연구와 동일한 시험설비를 사용하였으며 해당 설비에 대한 내용은 선행연구를 참조한다.⁽¹⁴⁾

Fig. 6 에는 터빈 베인 캐스케이드 리그의 상세형상을 나타내었다. 베인 캐스케이드 구성을 위해 총 5개의 베인을 설치하였다. 터빈 캐스케이드의 경우 5개 이상의 베인으로 구성된 경우 주기성 만족에 문제가 없음을 선행연구를 통해 확인되었으며, 본 연구에서는 CFD를 활용해 캐스케이드의 주기성과 입구유동의 균일성을 확인하였다. 캐스케이드의 5개 베인 중 가운데 1개의 베인이 냉각성능 측정용 시제다.

냉각이 적용된 베인은 금속 3D프린팅 기법을 이용하여 제작하였으며 소재는 실제 터빈 블레이드 제작에 사용되는 같은 종류의 니켈 합금을 사용하였다. 그 외 나머지 블레이드의 소재는 스테인레스 계열의 소재 사용하여 제작하였다.

베인 캐스케이드 상류에는 총 5개의 Kiel Probe를 설치하여 리그로 유입되는 공기의 전압을 측정하였으며, 해당 프로브에는 전온도 측정용 열전대가 내장돼 있어 공기의 전온도도 함께 측정하였다. 블레이드 온도 측정에는 해상도 648x480의 적외선 카메라(Flir a655sc)를 활용하였으며, 적외선 카메라가 블레이드를 관찰할 수 있도록 리그에는 총 3개의 적외선 포트를 설치하였다.

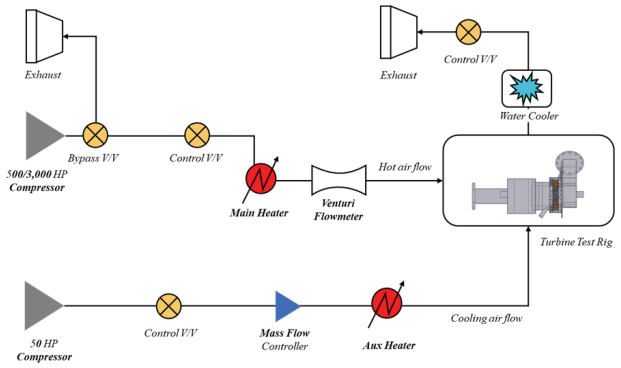
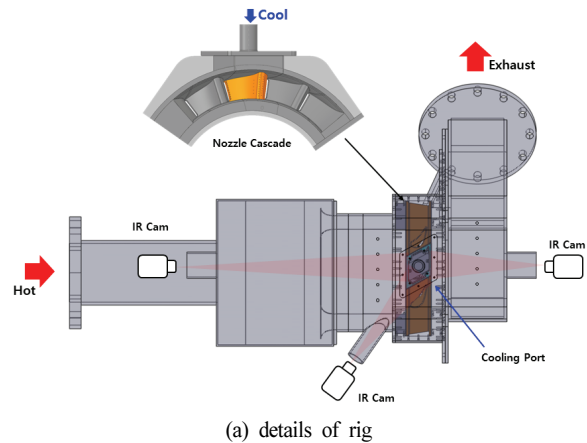
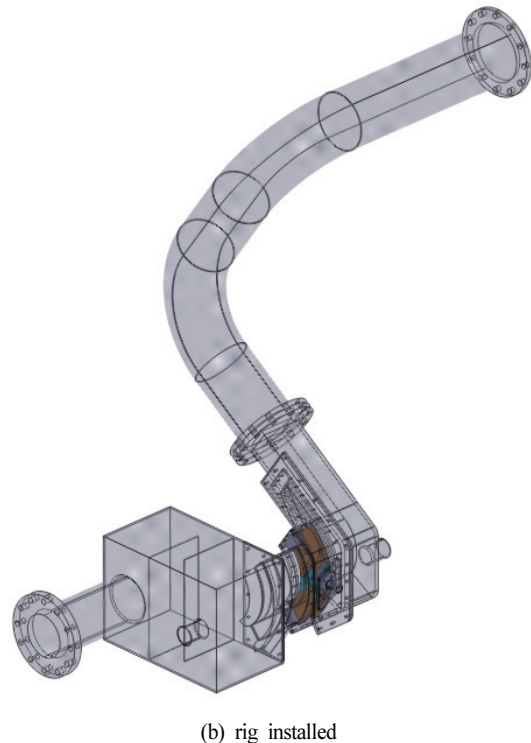


Fig. 5 Schematics of test facility configuration



(a) details of rig



(b) rig installed

Fig. 6 3D model of test rig with turbine vane sector cascade

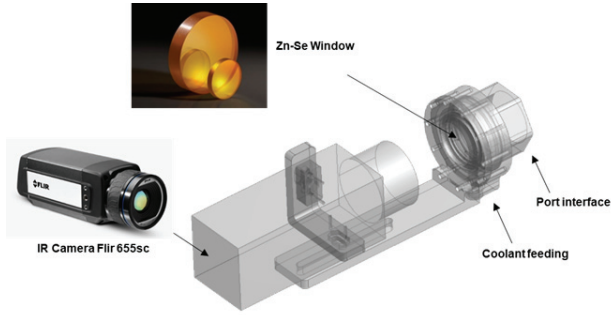


Fig. 7 Air cooled jig for IR camera and Zn-Se window⁽¹⁴⁾

적외선 포트에는 적외선이 투과 가능한 Zn-Se 소재의 윈도우를 설치하였다. Zn-Se 윈도우는 온도가 높아지면 적외선 투과율이 낮아지므로^[13] 높은 투과율 확보를 위해 윈도우 냉각을 위한 지그를 설계하여 장착하였다. Zn-Se 윈도우의 상온에서 장파장대역 적외선 투과율은 약 95% 로, 본 연구에서는 냉각형 지그를 활용하여 모든 시험구간에서 윈도우 온도를 약 40℃ 미만으로 유지하였다.

적외선 카메라 측정 오차를 줄이기 위해 베인 시제를 포함한 리그 내부의 모든 면에는 방사율 95% 수준의 고풍사율 페인트를 도포하였다. 냉각이 적용된 베인 시제를 제외한 리그 내부의 모든 면은 입구 공기온도와 같다고 가정하고 적외선 온도측정결과를 보정하였다.

2.6 적외선 카메라 온도 검증

본 시험은 적외선 카메라로 촬영한 베인의 온도로부터 결과 도출하므로 적외선 카메라로부터 측정된 온도의 정확도를 상사시험 조건의 온도범위에서 검증해야 한다. 검증 방법은 베인에 부착된 열전대 온도와 리그에 장착된 적외선 카메라로 측정된 온도를 비교하는 것이다. 본 시험은 선행연구와 동일한 설비, 계측장비를 사용하여 동일한 절차를 시험을 수

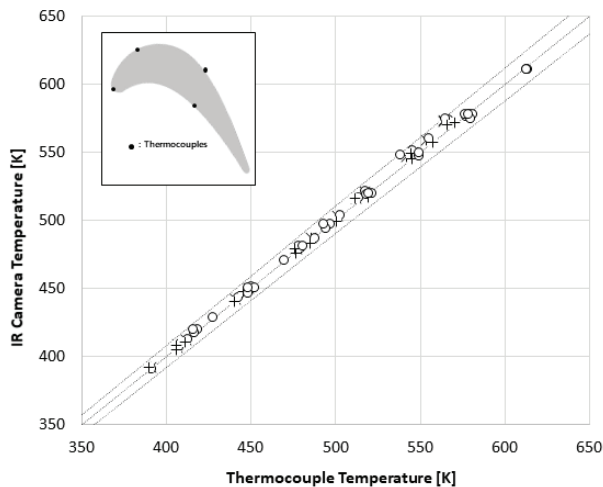


Fig. 8 Temperature comparison; Thermocouple vs IR camera⁽¹⁴⁾

행하였으므로 해당 내용은 선행연구결과를 참조하다.⁽¹⁴⁾

2.7 측정 불확도 분석

열전달 실험에 사용될 적외선 카메라와 열전대의 제작사에서 제공하는 사양을 근거로 냉각성능 측정의 불확도를 평가하였다.

$$\sigma_{\phi} = \sqrt{\left(\frac{\partial\phi}{\partial T_g} \sigma_{T_g}\right)^2 + \left(\frac{\partial\phi}{\partial T_c} \sigma_{T_c}\right)^2 + \left(\frac{\partial\phi}{\partial T_w} \sigma_{T_w}\right)^2} \quad (3)$$

베인의 온도는 적외선 카메라로 촬영하므로 적외선 카메라의 불확도 $\sigma_{T_i} = \pm 2^{\circ}\text{C}$ 을 반영하였으며, 공기의 온도는 열전대를 이용해 측정하므로 열전대의 불확도 $\sigma_{T_c} = \pm 0.5^{\circ}\text{C}$ 를 반영하였다. 불확도는 측정된 냉각성능에 따라 달라지며, 냉각성능이 높을수록 불확도가 낮아진다. 대표적으로 냉각성능이 0.3, 0.5인 경우에 불확도를 계산하여 Table 2에 나타내었다.

2.8 시험조건 상사성 검증

터빈 베인의 냉각성능 측정을 위해 선정된 시험조건이 상사성을 만족하는지를 검토하기 위해 CFD이용하여 복합열전달 해석을 수행하였다.

Fig. 9에는 복합열전달해석에 사용된 해석 도메인을 나타내었다. 복합열전달해석을 위해 리그와 똑같은 형상을 갖는 해석 도메인을 생성하였으며, 베인의 온도계산을 위하여 베인만 솔리드 모델로 구현하였다. 해석에는 CFD 소프트웨어인 ANSYS CFX V19.0을 사용하였으며, 해석에 사용된 모델

Table 2 Cooling Effectiveness Uncertainty

Cooling Effectiveness [ϕ]	Uncertainty [σ_{ϕ}]	Uncertainty [%]
0.3	± 0.00536	$\pm 1.79\%$
0.5	± 0.00534	$\pm 1.07\%$

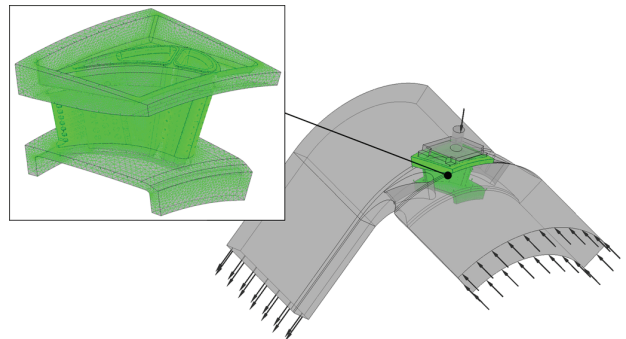


Fig. 9 Conjugate heat transfer analysis model

및 물성들은 선행연구와 동일한 것을 사용하였으므로 관련 된 내용은 선행연구를 참조한다.⁽¹⁴⁾

Fig. 10과 Fig. 11에는 엔진조건과 상사조건 두 가지 조건 에서 해석을 수행하여 베인 표면에서의 온도와 냉각효율을 비교하여 각각 나타내었다. 비교결과 두 조건에서 베인의 온 도는 다르지만 냉각효율은 같게 나타나는 것을 확인하였다. 해당 결과를 바탕으로 시험조건이 열전달 상사성을 만족하 며, 이와 같은 조건에서 시험을 수행한다면 그 결과를 활용 하여 실제 엔진조건에서 베인의 냉각효율 및 온도 예측 가능 하다고 할 수 있다.

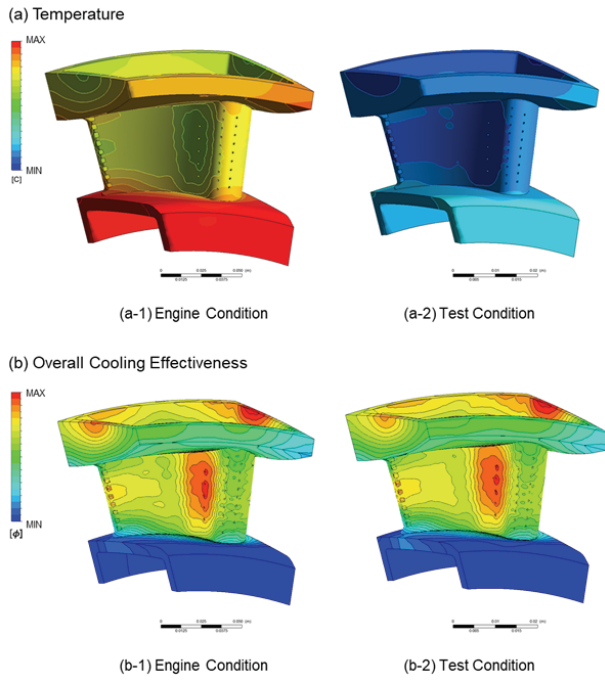


Fig. 10 Temperature and cooling effectiveness of turbine vane

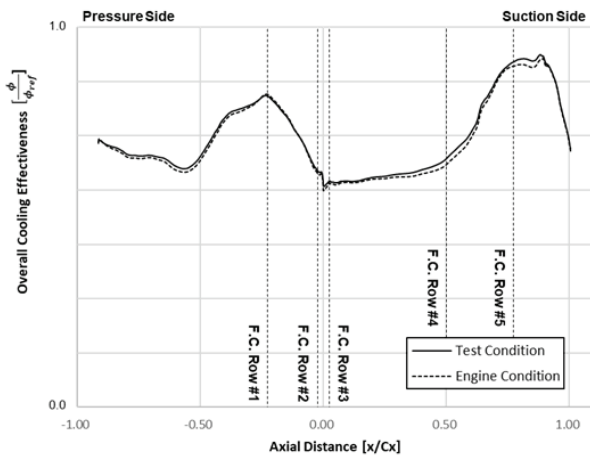


Fig. 11 Cooling Effectiveness distribution on the mid-section of turbine vane

3. 연구결과

3.1 압력측정 시험

제작된 캐스케이드 리그에서의 유동이 설계와 차이가 없 음을 검증하기 위하여 압력측정용 베인 시제를 SLA방식의 3D 프린터로 제작하여 측정을 수행하였다. 압력측정용 블레 이드에는 총 19개의 압력측정용 탭을 압력면과 흡입면에 고 르게 설치하였다. 압력측정은 NetScanner社의 압력스캐너 를 사용하였다.

Fig. 12에는 압력측정 결과는 리그 입구의 전압을 이용하 여 Isentropic Mach 수로 환산하여 CFD결과와 비교하여 나 타내었다. 비교결과로부터 제작된 터빈 캐스케이드 리그가 설계와 차이가 없음을 확인하였다. 해당 결과로부터 캐스케 이드의 유동 주기성도 만족함을 확인할 수 있다.

3.2 냉각성능 측정 시험

Fig. 13에는 리그에 장착된 3개의 적외선 카메라로 부터

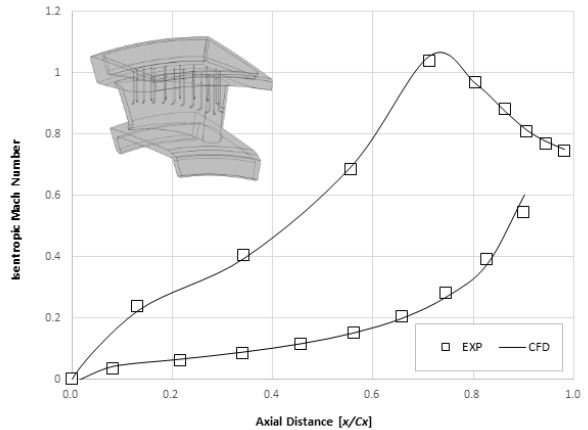


Fig. 12 Isentropic Mach number on turbine vane

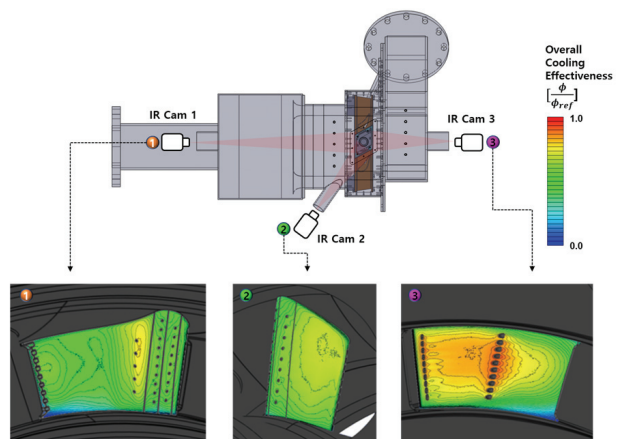


Fig. 13 Cooling effectiveness measured by IR cameras

측정된 베인의 온도로부터 계산된 냉각효율을 나타내었다. 그림을 통해 막냉각 홀 주변부는 막냉각 유동에 의한 열차단 효과와 전도효과에 의한 냉각효과가 복합적으로 작용해 냉각효과가 뚜렷하게 나타나는 것을 알 수 있다.

베인 내부에는 인서트가 있으며 인서트에는 공기 제트가 배열로 설치되어 있어 내부를 냉각한다. 터빈 베인의 경우 표면에서의 열부하가 일정하지 않으며, 공기 제트의 냉각효과가 막냉각의 냉각효과와 섞여 복합적으로 나타나기 때문에 내부유로의 공기 제트의 효과를 구분하여 분석하기는 어렵다.

해당 그림으로 부터 리그에 장착된 3대의 적외선 카메라로부터 베인 전 표면에서의 냉각성능을 측정하는데 적합함을 확인 할 수 있다.

위와 같은 방식으로 측정된 적외선 이미지로부터 냉각성능을 정량적으로 분석하기 위하여 블레이드의 중간을 기준으로 높이방향으로 $\pm 25\%$ 면적에 대해서 냉각성능을 산술평

균 하여 제시하였다. 리그의 덕트 위, 아래 벽면으로 열이 빠져나가기 때문에 블레이드의 팁과 허브영역에서는 유동의 온도가 중심부의 온도와 같다고 보장할 수 없으므로 분석에서 제외하였다.

Fig. 14에는 금속 3D프린팅 방식의 제작한 5개 시제에 대한 냉각성능을 비교하여 제시하였다. 그래프에서 x축은 베인 전단부에서부터의 거리를 의미한다. x축의 값이 0은 전단부를 의미하며 이를 기준으로 좌측은 압력면, 우측은 흡입면에서의 결과이다.

5개의 시제는 똑같은 3D 프린팅 방식으로 제작하였지만 막냉각 홀 후가공 방식을 달리하여 막냉각 홀의 유효면적이 다르다. 앞선 유량측정시험결과로부터 유효면적이 달라짐에 따라 동일압력에서 다른 유량이 흐르는 것을 확인하였다. 하지만 본 시험에서는 설계조건에서의 유량을 기준으로 모든 시제에 동일 유량을 공급하였다.

냉각성능 측정결과 시제별로 유효직경이 다르더라도 동일 냉각유량이 흐른다면 전반적인 냉각성능에는 큰 차이가 없음을 볼 수 있다. 눈에 띄는 차이점은 전단부에서 나타나는

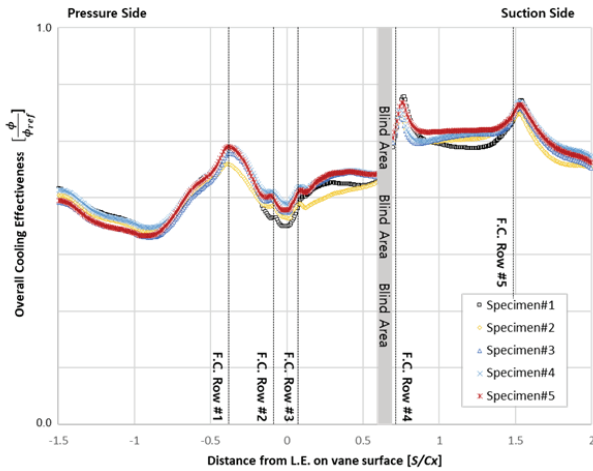


Fig. 14 Overall cooling effectiveness on turbine vane; comparison of 3D printed specimens

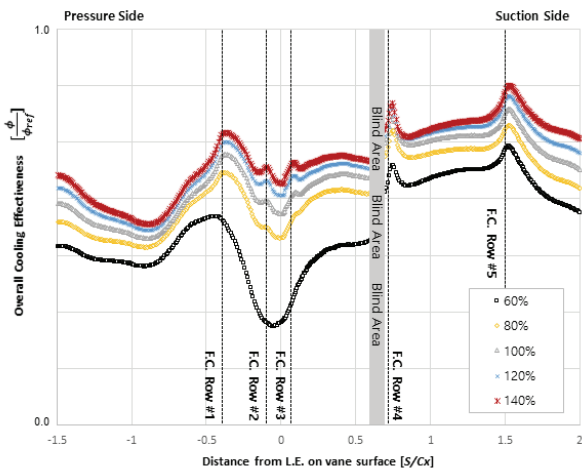


Fig. 15 Overall cooling effectiveness on turbine vane; demonstration of effect of cooling flow rate

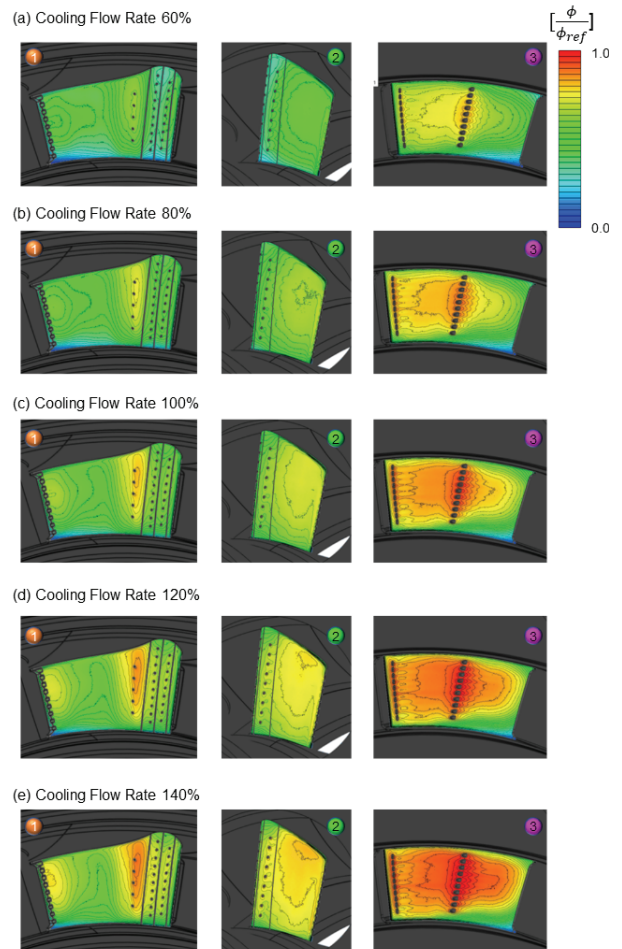


Fig. 16 Overall cooling effectiveness distribution on turbine vane with varying cooling flow rate

데 유효직경이 큰 시제 1번의 냉각공기 공급압력이 낮기 때문에 냉각유량이 압력이 높은 전단부로 나가지 못하고 후단부로 나가게 된다. 이로 인해 전단부의 냉각성능이 다른 시제들보다 낮게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 반면에 유효직경이 작은 경우는 냉각공기 공급압력이 높기 때문에 전단부로도 막냉각 공기가 충분히 흐르기 때문에 상대적으로 냉각성능이 높게 나타난다. 이와 같은 현상은 냉각유량을 줄이면 공기 공급압력이 작아져 더 두드러지게 나타나며, 반대로 냉각유량을 늘리면 공기 공급압력이 높아져 눈에 띄지 않는다.

Fig. 15와 Fig. 16에는 시제 3번에 대해서 냉각유량을 설계조건 기준으로 60%~140% 범위에서 변경해가며 시험한 결과를 제시하였다.

냉각유량 증가에 따라 베인의 대부분의 영역에서 냉각성능이 높아지게 되는데 냉각유량이 증가하면 내부유로의 열전달계수 증가, 막냉각 분사비 증가에 의해 냉각효율이 높아지는 점이 있지만 냉각공기가 베인으로 부터 흡수할 수 있는 열량 자체가 증가하면서 냉각성능이 크게 높아진다. 해당 결과에는 이와 같은 특징이 뚜렷이 나타난다.

특이한 점은 전단부에서 냉각유량 변화에 다른 냉각성능 변화가 다른 부분에 비해서 두드러지게 나타나는데 이는 냉각유량이 감소함에 따라 냉각공기 공급압력이 낮아지면서 압력이 높은 전단부에서 냉각공기 유량이 급격히 감소하기 때문이다. 이러한 이유로 냉각유량이 설계조건 대비 60%를 공급하는 경우 전단부의 냉각성능은 설계조건 대비 절반 이하로 낮아지게 된다.

Fig. 17에는 베인 전체 면적에서의 평균 냉각성능을 평균한 값을 모든 시제의 시험결과에 대해서 나타내었다. 앞선 결과 설명과 마찬가지로 냉각유량이 증가함에 따라 베인 전 면에서 고르게 냉각성능은 증가하는 것을 확인할 수 있다.

냉각유량이 설계조건보다 적은 경우 시제별로 냉각성능의 편차가 크게 나타나는데 이는 시제별 막냉각 유효직경 차이

로 인해 전단부로 흐르는 냉각유량이 크게 차이가 발생하기 때문이다. 유효직경이 큰 경우 냉각공기 공급압이 적는데 냉각유량을 줄이면서 공급압이 더 낮아지다 보니 전단부로 흐르는 냉각공기가 큰 폭으로 감소하게 된다.

유효직경이 가장 큰 시제 1번의 경우 냉각유량이 설계조건 대비 60%인 경우에는 전단부가 전혀 냉각이 되지 않는 현상이 나타났다. 이 경우 냉각유량에 따른 평균냉각성능의 회귀 모델을 만드는데 큰 오차를 발생시켜 결과에서 제외하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 터보샤프트 엔진의 가스발생기 터빈 1단 베인의 냉각성능 평가 및 설계 검증을 위해 상사시험을 설계하고 수행하였다.

상사시험을 위해 터빈 베인의 냉각성능을 나타내는 주요 상사변수를 정의하였고, 해당 상사변수가 상사성을 만족할 수 있도록 엔진조건으로부터 상사시험조건을 도출하였다. 해당 상사시험조건에 대해서 복합열전달해석을 수행하여 상사성을 만족하는 것을 확인하였고, 같은 조건에서 3D프린팅으로 제작한 터빈의 냉각성능을 적외선 열화상 카메라를 이용한 열전달 실험을 수행하여 평가하였다.

터빈 베인의 냉각성능을 평가한 결과 모든 시제에 대해서 설계유량 조건에서 냉각성능이 설계목표에 부합하는 것을 확인하였다.

막냉각 홀 제작방식에 따라 막냉각 홀의 유효직경의 차이가 발생하였으나 설계유량 조건에서는 유효직경 차이가 평균냉각성능에 미치는 영향은 미미하였다. 하지만 막냉각 홀 유효직경에 따라 냉각공기의 공급압이 달라지기 때문에 공급압력이 제한된 엔진환경에서는 문제가 될 수 있다. 적절한 냉각유량 유지하기 위해서는 막냉각 홀의 유효직경이 설계 직경과 차이가 없도록 적절한 가공방식을 택할 필요가 있다.

후 기

본 연구는 방위산업기술지원센터 주관의 ‘복합형 회전익용 터보샤프트엔진의 가스발생기 핵심기술 개발’ 과제(UC190008D)의 지원을 받아 연구를 수행하였습니다.

References

- (1) Han, J. C., Dutta, S., Ekkad, S. V., 2000, "Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology, 1st ed., Taylor & Francis, New York, p. 646.
- (2) 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

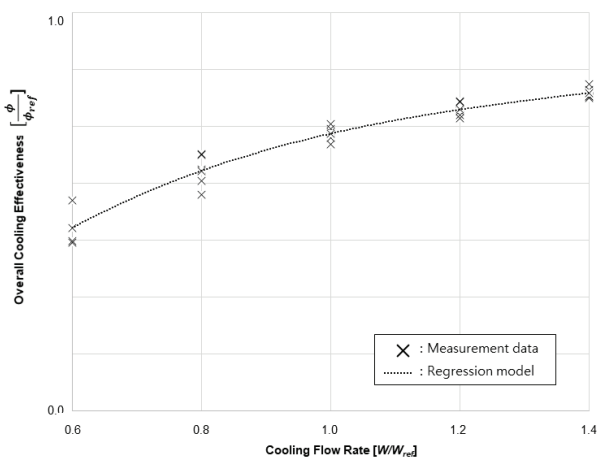


Fig. 17 Regression model of averaged cooling effectiveness on turbine vane

- Vane-Part I: Optimization & Numerical Investigation,” ASME Paper No. GT2016-57975.
- (3) 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.
- (4) Seo, H.J., Park, S.H., Kwak, J.S. and Kang, Y.S., 2019, “Experimental and numerical study on the effect of fan-shaped hole configuration on film cooling effectiveness”, Proceedings of ASME Turbo Expo 2019, GT2019-90817.
- (5) Chung, H., Kim, S., Rhee, D. H., Kang, Y. S., 2021, “Measurement of Film Cooling Efficiency of Fan-shaped Holes on Endwall of turbine vanes”, The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 24, No.5, pp. 5-15.
- (6) Chung, H. Sohn, H. S., Park, J. S., Kim, K. M., Cho, H. H., 2017, “Thermo-structural Analysis of Cracks on Gas Turbine Vane Segment Having Multiple Airfoils”, Energy, Vol. 118, pp. 1275-1285.
- (7) 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.
- (8) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Kim, J., Lee, J., Lee, C. Y., 2020, “Cooling Performance on Ssecond Stage Turbine Nozzle Vane with Film Cooling and Internal Cooling Configurations in Transonic Linear Turbine Cascade: Overall Cooling Effectiveness Measurement”, The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 23, No.2, pp. 5-15.
- (9) Overall Cooling Effectiveness Measurements on Pressure Side Surface of the Nozzle Guide Vane with Optimized Film Cooling Hole Arrangements,” ASME Paper No. GT2017-63421.
- (10) 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.
- (11) 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.
- (12) Mensch, A., Thole, K. A., 2013, “Overall Effectiveness of a Blade Endwall with Jet Impingement and Film Cooling,” ASME Paper No. GT2013-94165.
- (13) 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.
- (14) Chung, H, et. al, 2022, “Similarity Test for Cooling Performance Evaluation of Turbine Blades in Gas Turbine Engine”, The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 25, No.6, pp. 38-46.