

# 터보샤프트 엔진 가스발생기 터빈 노즐 섹터 캐스케이드에서의 냉각성능 상사시험 평가 연구

정희윤\*† · 이동호\* · 김재호\* · 김석민\*

## Testing Cooling performance of Turboshaft Engine Gas Generator Turbine Nozzle with Sector Cascade

Heeyoon Chung\*†, Dong-Ho Rhee\*, Jaiho Kim\*, Seokmin Kim\*

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

### ABSTRACT

The cooling performance of high-pressure turbine vanes in the gas generator turbine of a turboshaft engine was investigated through a similarity testing methodology. This approach involved the precise definition of key similarity variables representing the heat transfer characteristics, including convection, conduction, and radiation, within the turbine vane structure. Experimentally tractable test conditions were derived based on engine operating conditions to accurately reproduce relevant similarity parameters. The fidelity of these conditions was verified through a detailed conjugated heat transfer analysis mirroring the experimental setup. Subsequently, an infrared thermography-based experiment was conducted to quantify the cooling performance of the vanes under these derived conditions. The results of this study demonstrate that the cooling characteristics of high-pressure turbine vanes under high-temperature operation can be reliably evaluated within controlled pressure and temperature environments, thus circumventing the complexities of replicating full engine operating conditions.

### 1. 서 론

가스터빈 엔진의 성능 향상은 터빈 작동 온도 상승과 밀접한 관련성을 가지며, 이러한 추세에 따라 현대 가스터빈 엔진은 1,600°C를 상회하는 최대 작동 온도에 도달하였다. 이는 터빈 구성 소재의 내열 한계를 크게 초과하는 수준으로, 고온 작동 환경에서 터빈 부품의 건전성을 확보하기 위해서는 소재 온도를 1,000°C 이하로 유지하는 것이 필수적이다. 이러한 요구에 부응하여 가스터빈 터빈 고온부에는 다양한 냉각 기술이 개발 및 적용되어 왔으며, 터빈 작동 온도 증진을 위한 냉각 기술 연구는 현재도 활발히 진행 중이다<sup>(1-5)</sup>.

가스터빈 엔진 터빈부의 내구성과 수명은 고온부 온도에 결정적인 영향을 받는다. 냉각 기술 적용에도 불구하고 고온에 노출될 경우, 금속 재료의 강도 저하, 마모 촉진, 산화 가속화 등으로 인해 부품 수명이 급격히 단축될 수 있다. 특히

고압 터빈은 연소 가스에 직접적으로 노출되어 가장 극한의 온도 조건에서 작동하므로, 수명 관리에 각별한 주의가 요구된다. 따라서 가스터빈 엔진의 안정적인 운용을 위해서는 터빈 베인과 같은 고온 부품의 내구성 예측이 필수적이며, 이를 위해서는 정확한 작동 환경 온도 예측이 선행되어야 한다<sup>(6)</sup>.

실제 가스터빈 엔진 작동 조건과 동일한 고온, 고압 환경을 조성하여 냉각되는 고압 터빈 베인의 온도를 측정하는 것이 가장 직접적인 방법론이다. 그러나 이러한 극한 환경을 구현하고 유지하는 데에는 상당한 비용과 기술적 어려움이 따른다. 예를 들어, 고온 환경에서의 설비 및 측정 장비 냉각은 시스템의 복잡성을 증대시키며, 측정 장비 자체의 열적 오차 및 내구성 문제를 야기할 수 있다. 이러한 현실적인 제약으로 인해, 실제 엔진 환경을 모사하는 대신 완화된 조건에서 시험을 수행하는 상사 시험법이 대안으로 개발되어 활용되고 있다. 상사 이론에 따르면, 서로 다른 시험조건 하에

\* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : hychung@kari.re.kr

서도 상사성을 만족한다면 동일한 물리적 현상을 관찰할 수 있으며, 이는 다양한 실험적 연구를 통해 입증되었다. 터빈 베인 냉각 연구에서도 상사 시험법을 적용함으로써, 실제 엔진 작동 환경과 다른 조건에서도 유사한 열전달 특성을 파악하는 것이 가능하다. 이러한 이점 때문에 가스터빈 터빈 열전달 연구 분야에서는 상사 시험법이 널리 채택되고 있다<sup>(7-12)</sup>.

본 연구에서는 가스터빈 엔진 작동 환경에서 고압 터빈 베인의 냉각 성능을 평가하고 설계를 검증하기 위해 열전달 상사 시험을 수행하였다. 터빈 열전달 특성을 대표하는 주요 상사 변수를 선정하고, 상사성을 확보하는 시험 조건을 도출하였으며, 도출된 시험 조건의 상사성은 전산 해석을 통해 검증하였다. 본 연구의 실험 결과를 바탕으로 실제 엔진 운용 조건에서의 터빈 베인 냉각 성능 및 온도를 예측할 수 있으며, 터빈 베인의 수명 및 내구성 검증에 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

## 2. 연구방법

### 2.1 주요 상사변수

상사 시험의 핵심은 주요 상사 변수의 선정에 있다. 본 연구에서는 베인 온도를 무차원화하여 냉각 성능 지표로 정의하였으며, 그 식은 다음과 같다.

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

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 상사성을 만족한다면, 무차원 온도인 냉각 성능은 엔진 조건과 실험 조건에서 동일한 값을 가질 것으로 가정할 수 있다. 이는 실험실 환경에서 측정된 베인 온도를 통해 실제 엔진 작동 조건에서의 베인 온도를 예측할 수 있음을 시사한다.

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

열전달 현상의 상사를 위해서는 대류, 전도, 복사 각 열전달 메커니즘을 대표하는 상사 변수를 선정하고, 이들이 상사성을 만족하는 시험 조건을 도출하는 과정이 필수적이다. 본 연구에서는 이러한 상사 변수 선정 및 시험조건 도출에 관한 구체적인 내용은 선행 연구<sup>(14)</sup>를 참조하였다.

Table 1 Summary of test conditions

|  |                           | Engine Condition                  | Test Condition      |
|--|---------------------------|-----------------------------------|---------------------|
| Test model scale                           |                           | x 1.0                             | x1.0                |
| Gas Condition                              | Pressure                  | [kPa]                             | >700                |
|  | Temperature               | [K]                               | >1,300              |
| Similarity Parameters (Scaling Parameters) | Gas Reynolds Number       | [-]                               | 6.7x10 <sup>5</sup> |
|  | Gas Mach Number           | [-]                               | 0.764               |
|  | Cooling flow ratio        | [m <sub>g</sub> /m <sub>c</sub> ] | 0.0169              |
|  | Cooling Temperature ratio | [T <sub>g</sub> /T <sub>c</sub> ] | 1.93                |

### 2.2 상사시험 조건

본 연구에서는 선행 연구에서 정의된 주요 상사 변수인 Stanton 수, Mach 수, Biot 수 등을 엔진 조건으로부터 산출하고, 이를 기반으로 상사 시험 조건을 선정하여 Table 1에 제시하였다. 해당 상사조건이 실제 엔진조건에서의 냉각성능을 모사하는 지에 대해서는 선행연구<sup>(14,15)</sup>를 통해서 해석적으로 검증하였다.

실제 엔진의 작동 유체는 연소 가스이나, 본 시험에서는 일반 공기를 사용하였습니다. 이러한 작동 유체 차이에 따른 영향을 보정하기 위해 주 유로 및 냉각 유로에서 연소 가스와 공기의 물성치를 NIST의 REFPROP 데이터베이스를 참조하여 상사 조건을 계산하였으며, 연소 가스의 조성은 연소 당량비를 기준으로 추정하였다.

실제 엔진의 냉각은 연소 가스와 공기의 반응인 반면, 본 시험에서는 모두 공기를 사용하므로 물성치 차이에 따른 오차가 발생할 수 있다. 연소 가스 물성에 따른 밀도비 차이는 최대 3% 수준으로 추정되나, 냉각 정도에 따라 오차 정도가 달라져 정확한 분석이 어려우며 무시할 수 있는 수준의 오차로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 해당 오차 분석을 범위에 포함하지 않는다.

시험조건 완화 및 온도 측정 용이성 확보를 위해 본 상사 시험은 기하학적 상사성을 유지하기 위하여 베인 시제는 실제 크기로 진행되었다. 그 결과, 엔진 조건 대비 상사 시험 조건에서 작동 압력은 약 400 kPa, 온도는 약 700 K 낮출 수 있었으며, 이는 동일한 적외선 카메라를 사용하여 베인 표면 온도를 더욱 정밀하게 측정할 수 있는 환경을 제공한다.

낮아진 작동 압력 및 온도 조건은 대부분의 시험 설비를 고압, 고온용 특수 소재로 교체하거나 추가적인 냉각 설계를 적용할 필요 없이 활용 가능하게 한다. 더불어 압축 공기 생산 동력 및 공기 가열에 필요한 열량 감소를 통해 설비 운영 비용 절감 효과를 얻을 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 금속 3D프린팅 방식으로 제작된 시제 형상이다. 실제 엔진에 장착되는 베인은 2개의 에어포일이 하나의 세그먼트를 이루지만 시험용 시제는 시험의 용이성을 위해 하나의 에어포일로 만들었다.

베인 내부에는 내부유로가 있으며 내부유로에는 공기 제트냉각을 위한 인서트가 설치된다. 전단부측 유로로 공급된 냉각공기는 인서트를 통과 후 압력면, 전단부, 흡입면의 내부유로를 지나 후단부 측 슬롯을 통해서 외부로 분사된다.

### 2.4 시제 냉각유량 시험

금속 3D프린팅(AM, Additive Manufacturing) 방식의 경우 1mm 미만 크기의 형상은 온전히 구현이 어렵다. 본 시험에 사용된 터빈 베인 시제의 내부유로 및 후단부 슬롯은 1mm 미만의 간격을 갖는 유로로 설계가 이뤄졌기 때문에 3D프린팅 방식으로 제작된 시제는 유로가 온전히 구현 됐는지 확인하는 과정이 필요하다.

3D프린팅 시제의 표면은 미세 파우더 소결과정에서 발생한 거칠기와 열처리 과정에서 발생하는 수축현상에 의해 내부유로의 유효직경이 달라질 수 있다. 유로의 유효직경이 달라지면 동일 압력조건에서 흐르는 유량이 다르게 되므로 이를 유량시험을 통해 확인해야한다. 이를 위해 유량시험용 지그를 제작하였으며 이를 Fig. 2에 나타내었다. 유량시험은 베인 시제를 가압용 챔버에 고정하여 가압해가며 내부유로로 흐르는 유량을 측정하는 시험이다. 측정된 유량은 3차원 전산해석결과를 기준으로 오차를 평가한다.

3D프린팅으로 3개의 시제를 제작하였으며, 최초 제작된 시제를 유량 시험한 결과 전산해석결과보다 유량이 약 40% 수준이 적게 흐르는 것을 확인하였다. 이를 보정하기 위하여 베인 시제의 내부유로에서 단면적이 가장 작아 목(throat) 역할을 하는 후단부의 슬롯 면적을 약 40% 가량 증가시켜 제작하였다. 변경된 형상은 Fig. 3에 나타내었다.

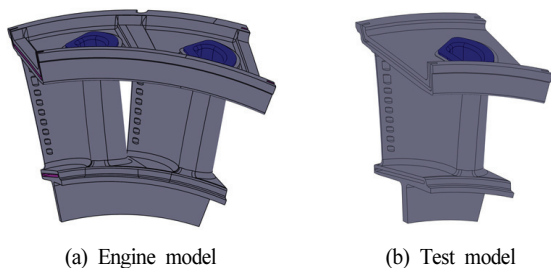


Fig. 1 Turbine vane for similarity test

Fig. 4 에는 유량시험결과를 압력비에 따른 보정유량으로 환산하여 제시하였다. 측정결과 수정형상에서 전산해석과 유사한 유량이 흐르는 것을 확인하였고 해당 시제를 이용하여 냉각성능측정시험을 수행하였다.

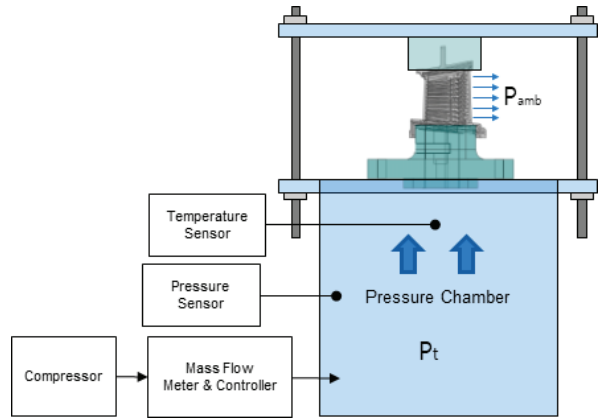


Fig. 2 Cooling channel flow measurement apparatus

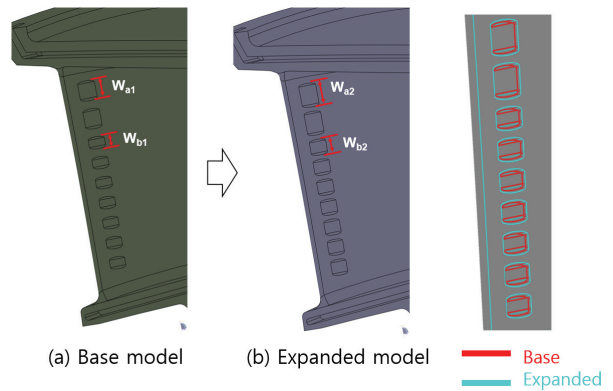


Fig. 3 Design modification for additive manufacturing

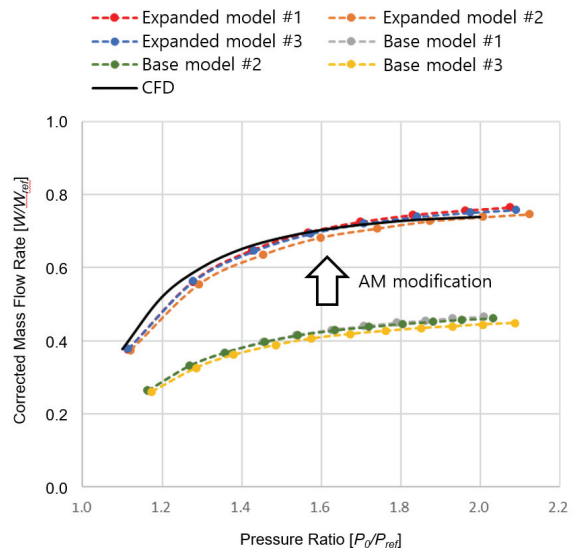


Fig. 4 Measurement result of cooling flow rate on vane specimens

### 2.5 시험설비 및 리그 구성

본 연구에서는 터빈 베인 냉각 성능 평가를 위해 Fig. 5에 제시된 개념도의 시험 설비를 구축하였다. 해당 설비의 상세 구조 및 작동 원리는 선행 연구<sup>(14)</sup>에 자세히 기술되어 있다.

Fig. 6은 터빈 베인 캐스케이드 리그의 상세 형상을 나타낸다. 주기성 확보를 위해 총 5개의 베인을 설치하였으며, 본 연구에서는 전산유체역학(CFD) 시뮬레이션을 수행하여 제작된 캐스케이드의 주기성 및 입구 유동 균일성을 검증하였다. 해당 결과는 Fig. 7에 나타내었다.

캐스케이드 내 5개의 베인 중 중앙에 위치한 1개의 베인이 냉각 성능 측정을 위한 시험시제이다. 냉각 성능 측정용 베인 시험시제는 실제 터빈 블레이드 제작에 사용되는 니켈 합금인 Inconel 을 이용하여 금속 3D 프린팅 방식으로 제작되었다. 나머지 베인은 스테인레스 금속으로 제작되었다.

베인 캐스케이드 리그 입구에는 총 5개의 Kiel Probe를 설치하여 유입되는 공기의 전압 및 전온도를 동시에 측정하였다. 각 프로브에는 전온도 측정을 위한 열전대가 내장되어 있다. 베인 표면 온도 측정을 위해서는 해상도 648x480의 적외선 카메라(Flir a655sc)를 사용하였으며, 적외선 카메라를 통해 베인을 관찰할 수 있도록 리그 측면에 3개의 적외선 포트를 설치하였다.

적외선 포트에는 적외선 투과율이 우수한 Zn-Se 소재의 원도우를 장착하였다. Zn-Se 원도우는 온도 상승에 따라 적외선 투과율이 감소하는 특성을 보이므로<sup>(13)</sup>, 높은 투과율 유지를 위해 원도우 냉각 지그를 자체 설계하여 설치하였다. 상온에서 Zn-Se 원도우의 장파장 대역 적외선 투과율은 약 95%이며, 냉각 지그를 활용하여 모든 실험 조건에서 원도우 온도를 약 40°C 미만으로 유지하였다.

적외선 카메라 측정의 정확도를 높이기 위해 베인 시험시제를 포함한 리그 내부의 모든 면에는 방사율 95% 수준의 고방사율 페인트를 도포하였다. 냉각이 적용된 베인 시험시제를 제외한 리그 내부 모든 면의 온도는 입구 공기 온도와 동일하다고 가정하고, 적외선 온도 측정 결과를 보정하였다.

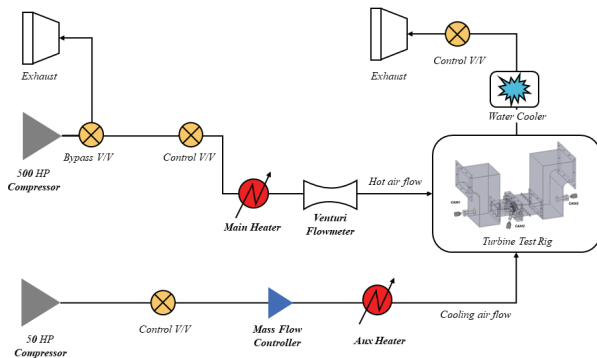


Fig. 5 Schematics of test facility configuration

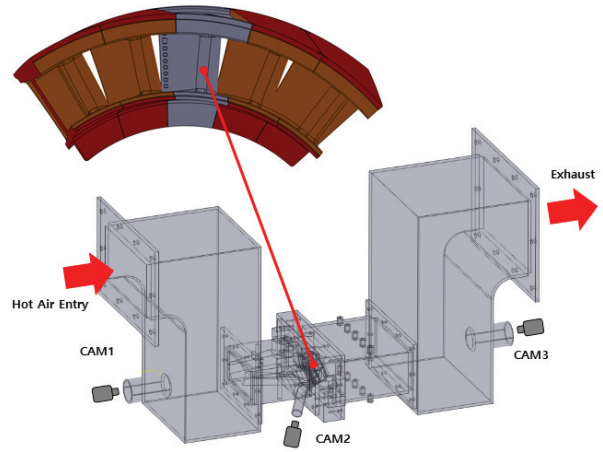


Fig. 6 3D model of test rig with turbine vane sector cascade

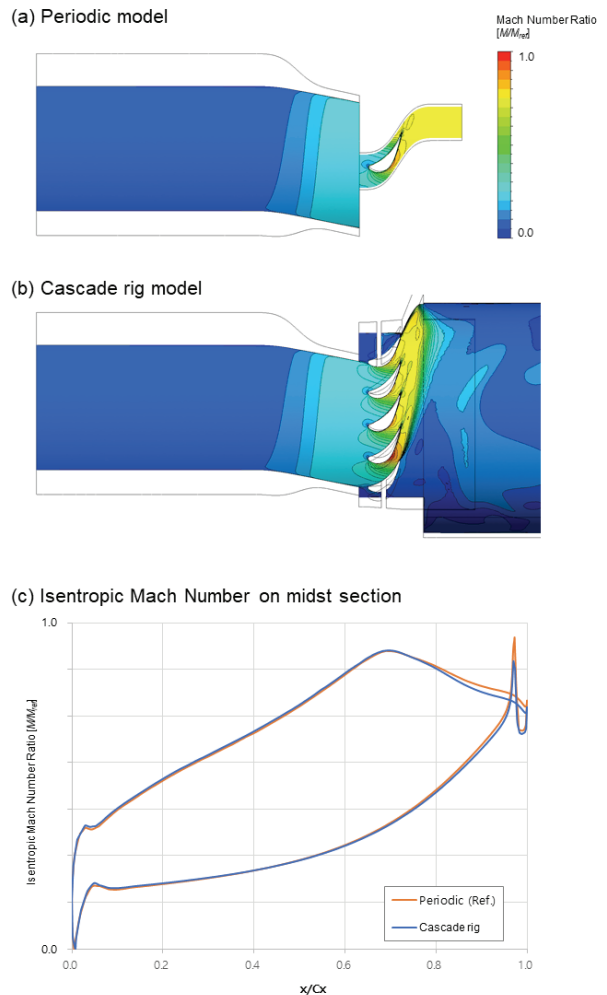


Fig. 7 Aerodynamic validation of the test rig

### 2.6 적외선 카메라 온도 검증

본 연구에서는 적외선 카메라를 이용하여 베인 표면 온도를 측정하고 이를 기반으로 냉각 성능을 평가하므로, 시험 조건의 온도 범위에서 적외선 카메라 측정 온도의 정확도 확

보가 필수적이다. 이를 위해 리그 내부에 설치된 열전대 온도와 적외선 카메라로 측정된 온도를 비교하여 측정 정확도를 검증하였다. 본 시험은 선행 연구와 동일한 시험 설비 및 계측 장비를 활용하여 동일한 절차로 수행되었으므로, 관련 검증 결과는 선행 연구<sup>(14)</sup>를 통해 확인할 수 있다.

### 2.7 측정 불확도 분석

본 연구에서는 열전달 실험에 사용된 적외선 카메라와 열전대의 제작사에서 제공하는 사양을 바탕으로 냉각 성능 측정의 불확도를 평가하였다.

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

베인 표면 온도는 적외선 카메라를 통해 측정되므로 해당 장비의 불확도  $\sigma_{T_b} = \pm 2^\circ\text{C}$ 를 고려하였으며, 공기 온도는 열전대를 이용하여 측정하므로 열전대의 불확도  $\sigma_{T_c} = \pm 0.5^\circ\text{C}$ 를 불확도 평가에 반영하였다. 측정된 냉각 성능 값은 불확도에 영향을 미치며, 일반적으로 냉각 성능이 높을수록 불확도는 감소하는 경향을 보인다. 본 연구에서는 대표적인 냉각 성능 값인 0.3과 0.5에 대한 불확도를 계산하여 Table 2에 제시하였다.

## 3. 연구결과

### 3.1 압력측정 시험

제작된 캐스케이드 리그 내 유동 특성이 설계 목표와 부합하는지 검증하기 위해 압력 측정용 베인 시험체를 광경화성 수지(SLA) 방식의 3D 프린터로 제작하여 실험을 수행하였다. 압력 측정용 베인에는 압력면과 흡입면에 총 10개의 압력 측정 탭을 균일하게 배치하였다. 압력 측정은 NetScanner사의 압력 스캐너를 이용하였다.

Fig. 8는 압력 측정 결과를 리그 입구의 전압을 기준으로 등엔트로피 마하 수(Isentropic Mach number)로 환산하여 전산유체역학(CFD) 해석 결과와 비교하여 나타낸 것이다. 비교 결과, 제작된 터빈 캐스케이드 리그의 유동 특성이 설계 예측과 일치함을 확인하였다. 이는 제작된 캐스케이드 리그가 유동 주기성을 만족하며 실험에 적합하게 구현되었음을

Table 2 Cooling effectiveness uncertainty

| Cooling Effectiveness[ $\phi$ ] | Uncertainty[ $\sigma_\phi$ ] | Uncertainty[%] |
|---------------------------------|------------------------------|----------------|
| 0.30                            | $\pm 0.00634$                | $\pm 2.11\%$   |
| 0.50                            | $\pm 0.00632$                | $\pm 1.26\%$   |

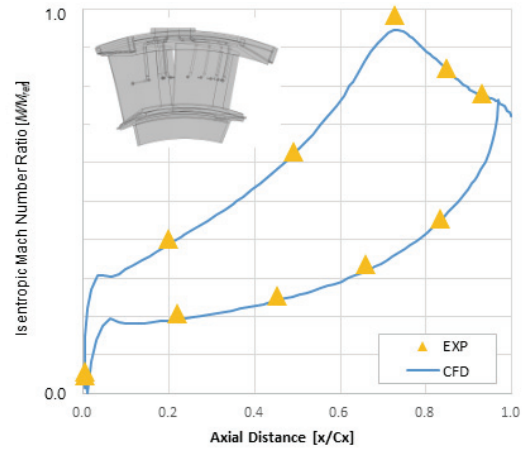


Fig. 8 Isentropic Mach number on turbine vane

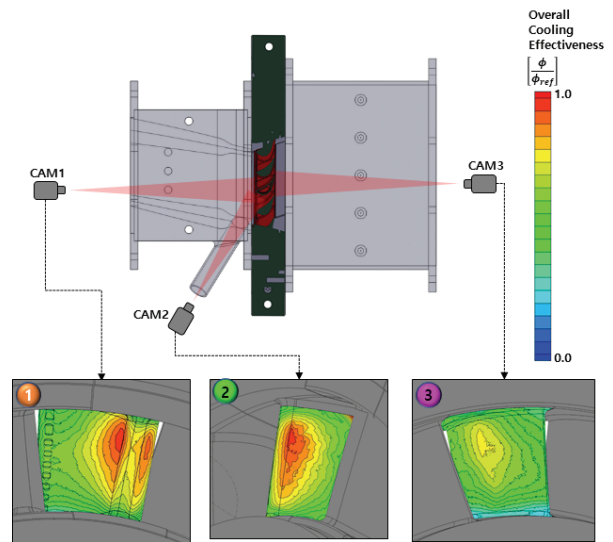


Fig. 9 Cooling effectiveness measured by IR cameras

을 의미한다.

### 3.2 냉각성능측정 시험

Fig. 9에는 리그에 장착된 3대의 적외선 카메라를 통해 측정된 베인 표면 온도 분포로부터 계산된 냉각 효율을 보여준다. 적외선 카메라 1번은 베인을 정면에서 촬영하여 압력면과 전단부를, 적외선 카메라 2번은 흡입면 상류를, 적외선 카메라 3번은 흡입면 하류를 보여주고 있다. 해당 이미지들로부터 3대의 적외선 카메라로 베인 시체의 대부분을 영역을 촬영 가능하다는 것을 확인하였다. 그림에서 제시된 냉각효율은 최대냉각유량 조건에서의 냉각효율 최대값을 기준으로 0부터 1까지의 비율로 제시하였다.

터빈 베인의 내부에는 배열된 공기 제트를 통해 내부 냉각이 이루어지는 인서트 존재한다. 해당 그림에서 내부유로의 충돌제트(Impingement Jet)와 내부유로를 흐르는 냉각

유체의 대류냉각 효과가 베인의 전단부에 뚜렷한 냉각 효과를 나타내는 것을 확인할 수 있다.

베인의 전단부의 리딩에지(leading edge)는 고온의 외부 유동이 충돌하여 정체되는 영역으로 열부하가 가장 높다. 때문에 충돌제트에 의한 냉각이 있음에도 불구하고 상대적으로 온도가 높아 냉각성능이 낮게 나타난다.

베인의 흡입면에서는 냉각성능이 국소적으로 높아지는 영역이 나타나는데 이는 흡입면에서 유속이 급격히 가속하면서 유체의 정온도가 낮아지는 현상 때문이다. 유동해석결과 해당 영역에서의 Mach 수는 국소적으로 1 이상으로 높아지며, 이 경우 정온도는 전온도 대비 약 85% 수준까지 감소한다. 이와 같은 현상으로 인한 열부하 감소로 냉각성능이 높은 것처럼 보이지만 실제로는 냉각과는 관련이 없는 현상이다.

본 연구에서는 베인 시제의 냉각유량이 설계와 다른 경우 냉각성능을 평가하기 위하여 냉각유량을 설계대비 ±40% 범위에서 변화시켜가며 시험을 수행하였다. 각 시험조건에서 적외선 카메라로부터 측정된 결과 이미지를 Fig. 10에 제시하였다.

Fig. 11은 측정된 적외선 이미지를 기반으로 냉각 성능을

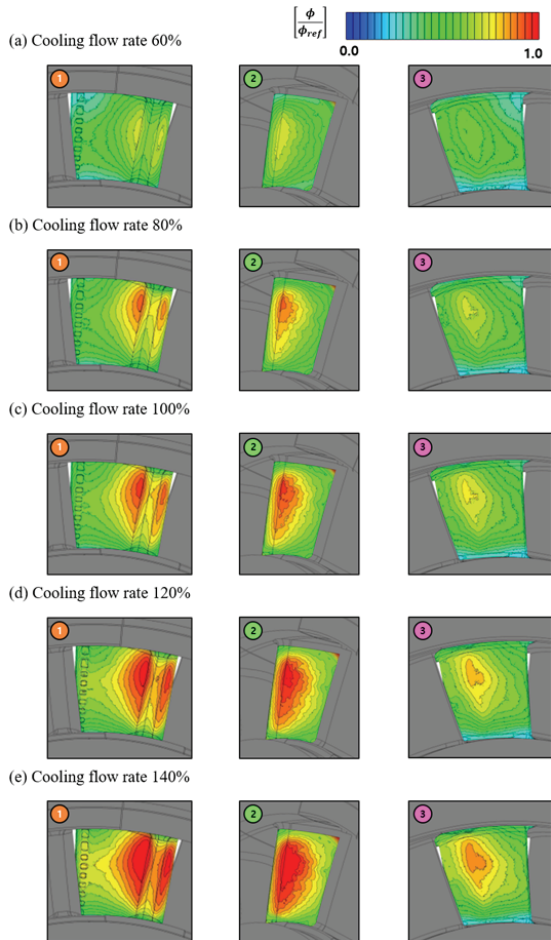


Fig. 10 Overall cooling effectiveness distribution on turbine vane with varying cooling flow rate

정량적으로 평가하기 위해 베인 높이 방향의 중앙 ±25% 영역에 대한 냉각 효율의 산술 평균값을 제시한다. 이는 실험 장치의 상하 덕트 벽면으로 인한 열 손실 가능성으로 인해 베인 팁과 허브 영역에서의 유동 온도가 중심부 온도와 동일하다고 가정하기 어렵기 때문이다. 따라서 베인 팁과 허브 영역은 분석에서 제외하였다.

냉각 유량 증가는 베인의 대부분 영역에서 냉각 성능 향상을 가져왔다. 이는 냉각 유량 증가에 따라 내부 유로의 대류 냉각의 열전달 계수가 증가하여 냉각 효율이 향상되는 일반적인 경향과 일치한다. 더욱이, 냉각 공기의 질량유량의 증가로 베인으로부터 흡수할 수 있는 총 열량이 증가함에 따라 냉각 성능은 더욱 뚜렷하게 향상되는 것을 확인할 수 있었다. 본 연구 결과에서도 이러한 특징이 명확하게 나타난다.

Fig. 12는 베인 전체 면적에 대한 평균 냉각 성능을 각 시험편의 시험 결과에 대해 제시하였다. 앞서 논의된 바와 같이, 냉각 유량 증가는 베인 전반에 걸쳐 냉각 성능의 전반적인 향상을 가져오는 것을 확인할 수 있다.

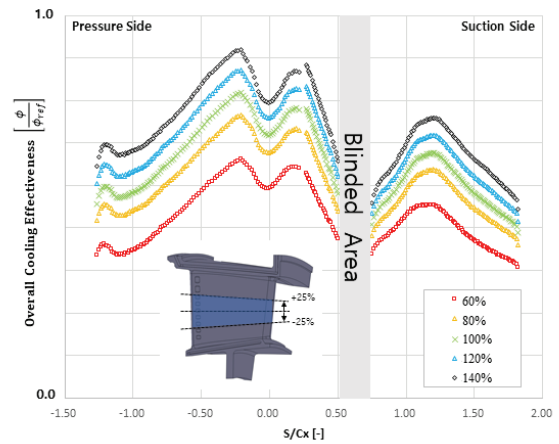


Fig. 11 Overall cooling effectiveness on turbine vane; demonstration of effect of cooling flow rate

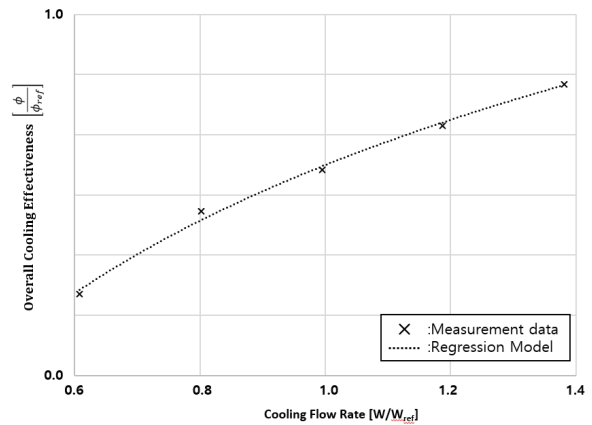


Fig. 12 Regression model of averaged cooling effectiveness on turbine vane

### 3.3 복합열전달 해석

냉각성능시험 결과 분석 및 비교 검증을 위해 복합열전달 해석을 수행하였다. 복합열전달은 3차원 전산해석 소프트웨어인 ANSYS CFX V19를 사용하였다. 터빈 베인 시험리그와 형상이 동일한 해석 도메인을 생성하였다. 해당 도메인은 Fig. 13에 나타내었으며, 벽면 격자에서의  $y^+$ 는 약 1을 유지하도록 하였다. 난류모델은  $k-\omega$  SST(shear stress transport) 모델을 사용하였다. 냉각성능시험에서 측정된 온도와 압력

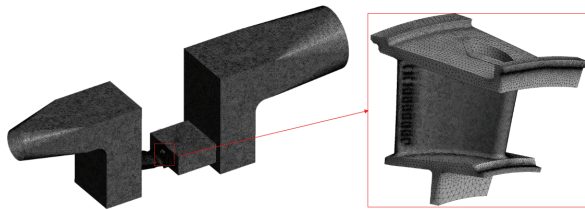
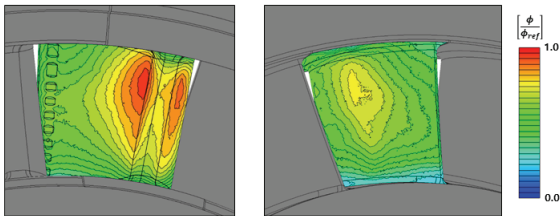
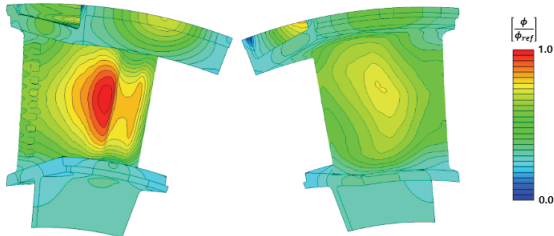


Fig. 13 Computational domain for CHT analysis

(a) Measurement



(b) CHT Simulation



(c) Overall Cooling Effectiveness on midst section

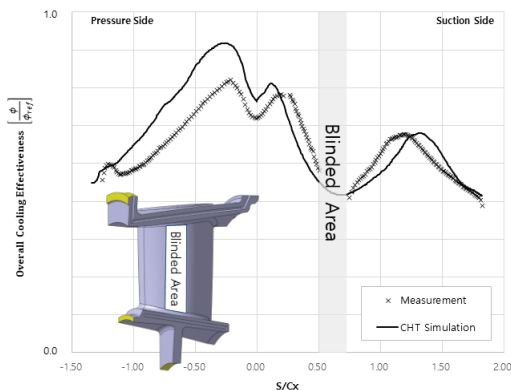


Fig. 14 Comparison of cooling effectiveness results from experiment and CHT simulation

조건을 바탕으로 경계조건을 시험과 동일하게 선정하였다.

Fig. 14에는 복합열전달 해석 결과와 시험결과를 비교하여 제시하였다. 터빈 베인 표면에서의 냉각효율 분포의 경향은 매우 유사하게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 시험과 해석의 상호검증을 통해서 시험과 설계, 해석의 신뢰성을 높일 수 있을 것으로 판단된다.

결과에 일부 차이점이 있는데, 우선 해석결과와 경우 베인의 압력면에서 냉각성능이 시험결과보다 높게 나타난다. 그리고 해석결과와 경우 베인의 중심부에서 냉각성능이 높게 나타나지만 시험결과와 경우 쉬라우드에 가까운 영역에서 상대적 냉각성능이 높게 나타난다.

3D 프린팅 방식으로 제작한 베인의 경우 내부유로와 인서트의 형상이 완벽히 구현되지 않았을 가능성이 있으며, 해석의 경우 리그를 통해 발생하는 열전달 경계조건을 정확히 모사하기 어려운 점이 있다. 이로 인해 시험과 해석간의 차이가 발생하였을 것으로 예상된다.

## 4. 결론

본 연구는 터보샤프트 엔진 가스발생기 터빈 베인의 냉각 성능 평가 및 설계 검증을 목표로 상사 시험을 설계하고 수행하였다.

이를 위해 터빈 베인의 냉각 성능을 나타내는 주요 상사 변수를 정의하고, 엔진 작동 조건으로부터 상사성을 확보할 수 있는 상사 시험 조건을 도출하였다. 상사조건에서 3D 프린팅 기술로 제작된 터빈 베인의 냉각 성능을 적외선 열화상 카메라를 이용한 열전달 실험을 통해 평가하였다.

냉각성능 측정 결과, 설계 유량 조건에서 냉각 성능이 설계 목표치에 부합하는 것을 확인하였으며, 냉각유량에 비례하여 냉각성능이 변화하는 것을 측정하여 상관식을 도출하였다. 추가로 복합열전달 해석을 수행하여 시험결과 분석 및 비교검증 활용하여 시험과 해석의 신뢰성을 높일 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 방위사업청의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 ‘가스발생기 고온부 설계/해석 품질 적합성 검증’ 과제(KRIT-CT-22-042)의 일환으로 수행되었습니다.

## References

- (1) Han, J. C., Dutta, S., Ekkad, S. V., 2000, “Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology, 1<sup>st</sup> 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 Vane—Part I: Optimization & Numerical Investigation,” ASME Turbo Expo, GT2016-57975.
- (3) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Cha, B. J., Kang, J. S., Lee, S., and Yee, K., 2016, “Film Cooling Performance Improvement with Optimized Hole Arrangements on Pressure Side Surface of Nozzle Guide Vane—Part II: Experimental Validation,” ASME Turbo Expo, 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”, ASME Turbo Expo, 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., and Lee, S., 2017, “Overall Cooling Effectiveness Measurements on Pressure Side Surface of the Nozzle Guide Vane with Optimized Film Cooling Hole Arrangements,” ASME Turbo Expo, GT2017-63421.
- (8) 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 Configurations in Transonic Linear Turbine Cascade: Overall Cooling Effectiveness Measurement”, The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 23, No. 2, pp. 5~15.
- (9) Chung, H., et. al, 2023, “Similarity Test for Cooling Performance Assessment in the 1<sup>st</sup> stage Turbine Vane of a Turboshaft engine”, The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 26, No. 6, pp. 7~15.
- (10) Nathan, M. L., Dyson, T., Bogard, D. G., and Bradshaw, S. D., 2012, “Adiabatic and Overall Effectiveness for the Showerhead Film Cooling of a Turbine Vane,” ASME Turbo Expo, GT2012-69109.
- (11) Wiese, C. J., Bryant, C. E., Rutledge, J. L., and Polanka, M. D., 2018, “Influence of Scaling Parameters and Gas Properties on Overall Effectiveness on a Leading Edge Showerhead,” ASME Turbo Expo, GT2018-75332.
- (12) Mensch, A., and Thole, K. A., 2013, “Overall Effectiveness of a Blade Endwall with Jet Impingement and Film Cooling,” ASME Turbo Expo, GT2013-94165.
- (13) Gustavsson, J. P. R., Hysten, J., Kinell, M., Utriainen, 2010, “Window Temperature Impact on IR Thermography for Heat Transfer Measurements,” 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.