

# 나프탈렌 포화공기가 분사되는 막냉각 홀을 가진 터빈 블레이드 표면의 열/물질전달 계수 측정

이동현\* · 이동호\*\* · 김경민\* · 조형희\* · 김범수\*\*\*

## Heat/Mass Transfer Measurements on a Film Cooled Blade with Naphthalene Saturated Coolant

Dong Hyun Lee\* · Dong-Ho Rhee\*\* · Kyung Min Kim\* · Hyung Hee Cho\* · Beom Su Kim\*\*\*

### ABSTRACT

In this paper, heat/mass transfer characteristics on a film cooled stationary rotor blade are investigated using the naphthalene sublimation method. A row-speed annular wind tunnel with a single annular turbine stage is used. Three rows of film cooling holes are machined on the leading edge of the test blade. Detailed heat/mass transfer distributions are measured with changing the blowing rate from 1.0 to 2.0. As the blowing ratio increases, overall heat/mass transfer increases and the lower peak formed on the pressure side were disappeared.

### 초 록

본 논문에서는 막냉각홀이 설치된 동익 표면에서의 열/물질전달 특성을 나프탈렌 승화법들 이용해 고찰하였다. 실험에는 저속 환형풍동이 이용되었으며, 풍동 내에는 16개의 동익으로 구성된 터빈단이 설치되어 있다. 동익의 선단부에는 막냉각을 위한 홀이 3열로 배치되어 있으며, 막냉각유체의 분사비를 1.0에서 2.0으로 조절하며 국소 열/물질전달계수를 측정하였다. 전반적인 열/물질전달 계수는 분사비가 높아짐에 따라 증가하며, 박리기포에 의해 압력면에 형성된 낮은 열/물질전달 계수를 갖는 영역은 분사비의 증가와 함께 사라진다.

Key Words: Filmg Cooling(막냉각), Heat/Mass Transfer(열물질전달), Naphthalene Sublimation Method(나프탈렌 승화법), Gas Turbine(가스터빈), Rotor Blade(동익)

### 1. 서 론

가스터빈 엔진은 발전 산업 및 항공기의 추진 등에 광범위하게 사용되고 있다. 가스터빈 엔진의 효율과 출력을 향상시키기 위해서 터빈 입구 온도(TIT)는 지속적으로 상승되어 왔으며, 이와 함께 고온의 연소가스로부터 가스터빈의 연소기와 블레이드 등의 고온부품을 보호하기 위한 냉

\* 연세대학교 기계공학과

\*\* 한국항공우주연구원

\*\*\* 한전전력연구원

연락처, E-mail: hhcho@yonsei.ac.kr

각기술에 대한 연구도 활발히 이루어져 오고 있다. 특히 가스터빈 엔진의 동익(rotor blade)은 고속으로 회전하기 때문에 높은 기계적 강도가 요구되고, 이는 냉각시스템의 설계에 있어 큰 제한조건으로 작용한다. 가스터빈 엔진 동익은 정익 후류의 충돌, 동익 끝단과 케이싱사이 간극을 통한 누설유동 등 복잡한 3차원으로 유동장에 있으며, 이로 인해 매우 불균일한 열부하를 받으며, 국소적으로 매우 높은 열부하를 받는 영역이 존재한다. 이러한 동익에 막냉각이 적용될 경우 동익 표면의 냉각성능은 동익 주위의 유동장에 큰 영향을 받을 것이다.

Dring 등[1]은 동익 표면과 평판에서의 막냉각 성능을 비교하여 막냉각 성능이 흡입면에서는 평판과 유사한 값을 가지나 압력면에서는 평판보다 훨씬 더 빠르게 감소함을 밝혀내었다. Camci와 Arts[2]는 6개의 동익 모형으로 구성된 선형 케이스케이드(cascade)에서 냉각유체의 밀도, 분사비, 주유동의 난류강도에 따른 열전달계수의 변화를 측정하였다. 선형 케이스케이드를 이용해 동익 표면의 막냉각 성능을 예측하려는 노력은 Teng 등[3]과 Du 등[4]을 비롯한 많은 연구진들에 의해 이루어져 왔다. 환형 케이스케이드를 활용한 동익 표면의 냉각성능을 연구하기 위한 노력 또한 Heidmann 등[5], Takeish 등[6] 그리고 Ahn [7]등에 의해 이루어져 왔으나, 보다 효율적인 동익 막냉각 설계를 위해서는 많은 연구가 필요한 상황이다.

본 논문에서는 선단에 3열의 막냉각 홀이 설치된 동익 표면의 국소 열/물질전달 계수를 측정하여 분사비에 따른 표면 열/물질전달 특성의 변화를 고찰하고자 한다.

## 2. 실험 장치 및 방법

### 2.1 실험 장치

Figure 1은 본 연구에 사용된 실험장치의 개략도이다. 본 연구에서는 1단의 환형 터빈 익렬이 장착된 저속 풍동을 이용하여 실험을 수행하였

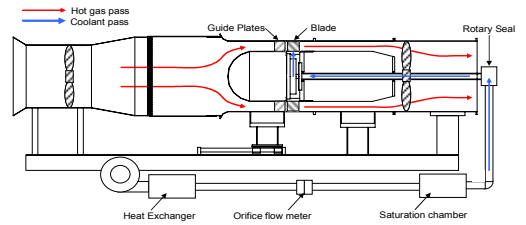


Fig. 1 Schematics of Experimental Apparatus [8]

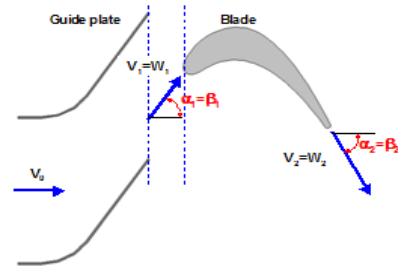


Fig. 2 Schematics of Guide Vane and Blade [9]

다. 풍동의 상류와 하류에 설치된 두 개의 팬을 통해 유입된 주유동을 시험부를 거쳐 외부로 배출된다. 시험부인 환형 유로의 외경과 내경은 각각 900 mm 와 640 mm 이며, 시험부의 높이는 130 mm 가 된다. 시험부에는 회전속도를 독립적으로 제어할 수 있는 1단의 터빈 익렬이 설치되어 있다. 터빈 익렬은 16개의 블레이드로 구성되어 있으며, 이중 1개의 블레이드의 표면에는 열/물질전달 계수의 측정을 위해 나프탈렌을 코팅할 수 있도록 하였다. 동익단의 상류에는 2 mm 두께의 스테인리스 판으로 제작된 가이드베인을 설치하여, 동익으로 들어오는 유동의 입사각을 조절하였다. 막냉각을 위한 냉각유체를 공급하기 위해 풍동 외부에 별도의 송풍기를 설치하였다. 열교환기와 오리피스 유량계를 지단 공기는 포화챔버를 지나며 나프탈렌이 포화된 상가 되도록 하였으며, 이후 증폭축을 거쳐 시험부로 공급된다. 실험은 동익의 축방향 코드길이 ( $C_x$ ) 기준 입구 Re수를  $1.3 \times 10^5$ 으로 고정시킨 상태에서 막냉각의 분사비를 1.0에서 2.0까지 변화시키며 수행하였다.

실험에 사용된 가이드베인과 블레이드의 개략

도는 Fig. 2에 나타내었다. 실험에 사용된 블레

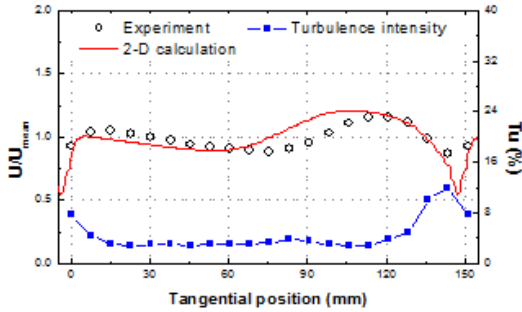


Fig. 3 Velocity Distribution along Mid-span [9]

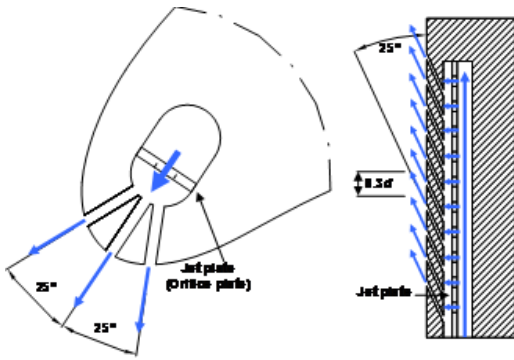


Fig. 4 Schematics of Experimental Apparatus [8]

이드는 56.4°의 입구각과 -62.6°의 출구각을 가지며, 허브(hub)측과 끝단(tip)이 동일한 2차원 형상을 사용하였다. 본 실험에서 동익의 선단(leading edge)은 2개의 가이드베인 사이에 위치하도록 고정하였으며, 이때 블레이드로 유입되는 유동의 속도 및 난류강도 분포는 Fig. 3과 같다. 블레이드의 선단에는 Fig. 4와 같이 3열의 막냉각 홀이 설치되어 있다. 막냉각 홀의 직경은 1.2 mm 이며, 중심열은 동익의 정체선에 위치하도록 하였고, 좌·우의 냉각홀은 중심열과 각각 25°의 각도를 가지고 있도록 하였다. 또한, 모든 막냉각 홀은 스펠방향으로 동익 표면과 25°각도를 가지도록 하였다. 동익의 선단 내부에는 냉각유체의 공급을 위한 유로가 설치되어 있으며 동익 내부의 1차 유로로 공급된 공기는 오리피스판의 지나 선단 내벽에 충돌한 후 막냉각 홀을 통해 배출되도록 하였다.

## 2.1 실험 방법

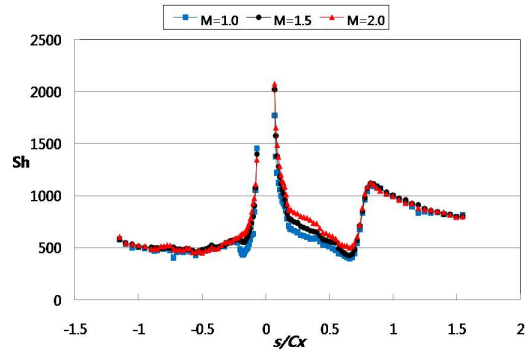


Fig. 5 Spanwise Averaged Sh

실험중 측정영역의 나프탈렌 승화량으로부터 무차원 물질전달 계수인 Sh수를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$Sh = h_m C_x / D_{naph} \quad (1)$$

여기서  $h_m$ 은 동익 표면의 물질전달 계수이며,  $D_{naph}$ 은 공기중 나프탈렌의 확산계수이다.

## 3. 실험 결과

Figure 5는 동익의 표면에서 측정된 열/물질 전달계수의 횡방향평균을 나타낸 그림이다. 그림에서 가로축의 원점은 동익의 정체점을 의미하며, 음수값은 압력면을 그리고 양수값은 흡입면을 나타낸다. 막냉각 홀이 설치된 선단부는 나프탈렌이 코팅되어 있지 않으며 측정은  $s/C_x$ 가  $\pm 0.07$ 인 영역부터 이루어 졌다. 우선, 압력면의 횡방향평균 물질전달 계수의 분포를 살펴보면, 측정이 시작되는 냉각홀 직하류에서 가장 높은 값을 가지며 이후  $s/C_x = 0.2$ 까지 급격히 감소하는 결과를 보인다. 분사비가 1.0인 경우  $s/C_x = -0.2$  근처에서 박리기포(separation bubble)의 형성으로 인한 극소값이 관찰된다. 하지만 분사비가 증가함에 따라 극소값은 점차 증가하여, 분사비가 2.0에 도달하면 사라지게 된다. 하류영역에서는 더 이상 분사비의 영향은 관찰되지 않으며, 전체적으로 균일한 열/물질전달 계수를 관찰할 수 있다. 이러한 균일한 분포는 압력면의 유동이 재

층류화 되었음을 의미한다 [10]. 흡입면과 마찬가지로 압력면에서도 열/물질전달 계수는 측정이 시작되는 최상류에서 최고값을 가지며, 이후 급격히 감소한다. 하지만, 압력면과는 달리 흡입면에서는  $s/C_x=0.7$  에서부터 유동의 천이에 의해 열/물질전달 계수가 급격히 증가하는 것이 확인된다. 실험결과 분사비가 높아질 경우 흡입면 상류영역에서는 열/물질전달 계수가 증가하는 것을 확인 할 수 있었지만, 유동의 천이되는  $s/C_x=0.7$  이후 영역은 분사비에 관계없이 동일한 열/물질전달 계수를 보이는 것으로 나타났다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 선단에 막냉각 홀이 설치된 동익 표면에서 분사비에 따른 열/물질전달 계수의 변화를 고찰하였다. 압력면에서는 박리기포에 의한 낮은 열/물질전달 계수의 분포가 분사비의 증가와 함께 사라지며, 흡입면 상류에서는 분사비가 증가할수록 열/물질전달 계수가 증가하는 것을 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 지식경제부주관 전력산업원천기술개발사업의 지원에 의한 결과이며, 이에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. Dring, R. P., Blair, M. F. and Joslyn H. D., "An Experimental Investigation of Film Cooling on a Turbine Rotor Blade," J. Engineering for Power, Vol. 102, No. 1 1980, pp. 81-87
2. Camci, C. and Arts, T. "Effect of Incidence on Wall Heating Rates and Aerodynamics on a Film-cooled Transonic Turbine Blade," J. Turbomach. Vol. 113, No. 3, 1991, pp.

- 493-501.
3. Teng, S., Sohn, D. K. and Han, J. C., "Unsteady Wake Effect on Film Temperature and Effectiveness Distributions for a Gas Turbine Blade," J. Turbomach., Vol. 122, NO. 2, 2000, pp.340-347
4. Du, H., Han, J. C. and Ekkad, S. V., "Effect of Unsteady Wake on Detailed Heat Transfer Coefficient and Film Effectiveness Distributions for a Gas Turbine Blade," J.Turbomach., Vol. 120, No. 4, 1998, pp. 808-817.
5. Heidmann J. D., Lucci B. L. and Reshotko E., "An Experimental Study of the Effect of Wake Passing on Turbine Blade Film Cooling," J.Turbomach., Vol. 123, No. 2, 2001, pp. 214-221.
6. Takeishi K., Aoki S., Sato T. and Tsukagoshi K., "Film Cooling on a Gas Turbine Rotor Blade, J. Turbomach., Vol. 114, No. 4, 1992, pp. 828-834.
7. Ahn J., Schobeiri M. T., Han J. C. and Moon H.K., "Effect of Rotation on Leading Edge Region Film Cooling of a Gas Turbine Blade with Three Rows of Film Cooling Holes," Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 50, No.1-2, 2007, pp. 15-25.
8. Lee, D. H., Rhee, D. H., Kim, K. M. and Cho, H. H., "Effects of Vane/Blade Relative Positions and Showerhead Film Cooling on a Stationary Blade: Heat Transfer," ASME Conf. Proc. GT2010-23321.
9. 이동호, 조형희, "베인과 블레이드 사이의 상대위치 변화에 따른 터빈 블레이드 표면에서의 열/물질전달 특성," 유체기계저널, 제8권, 제4호, 2005, pp. 27-38.
10. Mayle, R. E., "The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines," J. Turbomach., Vol. 113, No. 4, 1991, pp. 509-536.