

研究論文

블레이드 팁의 Groove 형상이 터빈 캐스케이드 팁 열전달 계수분포에 미치는 영향에 대한 실험적 연구

노영철* · 조용화* · 이용진** · 김학봉*** · 궤재수****†

Effect of Groove Shape of Blade Tip on Tip Surface Heat Transfer Coefficient Distributions of a Turbine Cascade

Young Cheol Nho* · Yong Hwa Jo* · Yong Jin Lee** · Hark-Bong Kim*** · Jae Su Kwak****†

ABSTRACT

In this study, the conventional plane tip, double squealer tip, and various groove tip blades were tested in a linear cascade in order to measure the effect of the tip shapes on tip surface heat transfer coefficient distributions. Detailed heat transfer coefficient distributions were measured using a hue-detection based transient liquid crystals technique. Two tip gap clearances of 1.5% and 2.3% of blade span were investigated and the Reynolds number based on cascade exit velocity and chord length was 2.48×10^5 . Results showed that the overall heat transfer coefficients on the tip surface with various grooved tips were lower than those with plane tip blade. The overall heat transfer coefficient on grooved along suction side tip was lower than that on the squealer tip.

초 록

본 연구에서는 팁 형상이 가스터빈 블레이드의 팁 열전달에 미치는 영향을 알아보기 위하여 선형 캐스케이드의 블레이드에 설치된 평면 팁, 스킨러 팁, Groove 팁들에 대하여 열전달 계수가 측정되었다. 블레이드 팁에서의 열전달 계수는 색상검출방식에 기반을 둔 천이액정법을 이용하여 측정되었으며 각각의 팁 형상에 대하여 팁 간극은 블레이드 스패의 1.5%와 2.3% 두 조건에서 실험을 수행하였다. 캐스케이드 출구 속도와 블레이드 코드길이에 기초를 둔 Reynolds 수는 2.48×10^5 이다. Groove 팁 표면에서의 열전달 계수는 평면 팁보다 낮게 측정되었으며, 특히 흡입면을 따라 경사진 홈이 파인 팁에서는 스킨러 팁보다 낮은 열전달 계수가 측정되었다.

Key Words: Gas Turbine Cascade(가스터빈 캐스케이드), Turbine Blade Tip(터빈 블레이드 팁), Transient Liquid Crystals Technique(천이액정법), Grooved Tip(Groove 팁)

접수일 2010. 5. 31, 수정완료일 2010. 10. 27, 게재확정일 2010. 11. 4

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 (국방기술품질원)

*** 중신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

**** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

† 교신저자, E-mail: jskwak@kau.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회(2010. 5. 27-28, 대한항공 중앙교육원) 발표논문을 심사하여 수정 · 보완한 것임.]

Nomenclature

- C* 블레이드 코드, [mm]
- G* 블레이드 팁 간극, [%]
- h* 대류 열전달 계수, [$W/m^2 \cdot K$]
- k* 열전도도, [$W/m \cdot K$]

Nu	Nusselt 수
Re	Reynolds 수
T	온도, [°C or K]
t	시간, [sec]
$T.I.$	난류강도, [%]
x	블레이드의 축 코드 방향, [mm]
Greek Symbols	
α	시험부의 열확산도, [m^2/s]
τ	Duhamel 중첩법에서의 시간 스텝
Subscripts	
0	주유동의 초기 조건
a	공기
i	시험부 표면의 초기 조건
m	주유동 조건
w	블레이드 표면

1. 서 론

최근의 가스터빈은 효율을 증가시키기 위해 터빈으로 유입되는 연소가스의 입구온도를 증가시키고 있으며, 이에 따라 터빈 내 각 부품들의 열부하도 증가하고 있다. 특히 회전하는 터빈의 블레이드 림 부근에서는 블레이드 압력면과 흡입면의 압력차이로 인해 림 누설유동이 발생한다. 이 누설유동에 의해 형성되는 유동박리 및 재부착은 블레이드 림 부근에 국부적으로 열응력을 증가시켜 블레이드의 수명을 단축시키는 요인이 된다. 또한 림 누설유동은 블레이드 림에 얇은 경계층을 형성시켜 림에 높은 열전달 계수를 야기하게 되고 이로 인해 블레이드 림의 파손에 주요한 요인으로 작용한다. 따라서 많은 연구자들이 이러한 림의 파손을 일으키는 누설유동과 열전달을 줄이기 위한 연구를 수행하였다. Bunker는 2000년 이전의 블레이드 림 열전달에 대한 연구들을, Sunden과 Xie는 2000년 이후부터 최근까지의 연구들을 정리하여 높은 열부하로부터 림을 보호하기 위한 여러 가지 냉각기법을 보여주었다[1, 2]. 이 중에는 블레이드 림의 형

상을 변화시켜 누설유동을 감소시킴으로써 블레이드 림의 열전달을 줄이고자 하는 다양한 연구 결과가 포함되었다. Ameri는 평면 림과 깊이가 서로 다른 두 가지의 스컬러 림에 대해서 열전달 특성과 효율을 알아보려고 전산모사를 하였다[3]. 그리고 캐비티에서 열전달률에 지배적인 영향을 미치는 두 개의 와류가 발생하는 것을 보였으며, 특히 캐비티 출구에서의 와류는 매우 높은 열전달률을 야기한 것을 보였다. Bunker 등은 전산모사와 함께 천이액정법을 이용하여 각진 모서리와 곡면형 모서리를 갖는 평면 림에 대해 열전달 현상을 연구하였다[4, 5]. 결과로 곡면형 모서리를 갖는 림에서 누설유동이 더욱 강하게 발생하여 높은 열전달 특성을 갖는다는 것을 알아내었다. Azad 등은 평면 림과 스컬러 림 표면의 열전달 계수분포를 천이액정법을 이용하여 측정하였다[6, 7]. 결과로 스컬러 림의 스컬러 림이 캐비티보다 높은 열전달 계수를 가지며 캐비티 안에서는 앞전부근이 뒷전부근보다 높은 열전달 계수를 가지는 것을 보였다. 전체 열전달 계수(overall heat transfer coefficient)는 스컬러 림이 평면 림보다 낮은 값을 가짐을 보였다. Azad 등은 천이액정법을 이용하여 스컬러 림의 위치에 따른 누설유동과 열전달 특성을 측정하였다[8]. 결과적으로 싱글 스컬러 림이 더블 스컬러 림보다 낮은 열전달 계수분포를 가지며, 싱글 스컬러 림 중에서도 흡입면 스컬러 림이 가장 낮은 열전달 계수분포를 가짐을 보였다. 이는 Kwak 등의 연구와 동일한 결과이다[9]. Yang 등은 림 간극의 변화에 따른 평면 림과 스컬러 림의 열전달 특성에 대해 알아보려고 전산모사를 하였다[10]. 그들은 캐비티 안에서 박리된 유동이 재부착되는 부분이 가장 높은 열전달 계수 값을 가지며, 스컬러 림이 누설와류와 열전달을 감소시키는 효과가 있음을 알아냈다. Papa 등은 나프탈렌 승화법을 이용하여 스컬러 림과 윙렛-스컬러(압력면 윙렛+흡입면 스컬러) 림의 물질 전달률을 비교하였다[11]. 결과로 윙렛-스컬러 림이 스컬러 림보다 작은 물질 전달률을 가진다는 것을 보였다. Kwak과 Han은 선형 캐스케이드에

서 천이액정법을 이용하여 스킨러 팁에 대해 팁 표면의 열전달 계수를 측정하였다[12]. 결과로 캐비티 내부의 열전달 계수분포는 압전쪽이 뒷전쪽보다 높고 캐비티 내부의 열전달 계수가 스킨러 림의 열전달 계수보다 작게 나타남을 보였다. Nasir 등은 천이액정법을 이용하여 스킨러 팁의 캐비티의 깊이가 블레이드 팁의 열전달 계수에 미치는 영향에 대해 연구하였다[13]. 결과로 캐비티의 깊이가 깊은 스킨러 팁이 누설유동 저항효과가 증가되어 낮은 열전달 계수를 가지는 것을 보였다.

이상에서 살펴본 바와 같이 기존의 연구에서는 블레이드 팁 형상이 블레이드 열전달 특성에 미치는 영향에 대해서 다루기는 하였지만 대부분이 윙렛 팁, 스킨러 팁, 그리고 스킨러 림의 위치를 변경한 팁에 대한 연구였다. 윙렛 팁과 스킨러 팁은 기존의 연구에서 밝혀졌다고 공력 및 열전달 측면에서 평면 팁에 비해 우수하지만, 두께가 얇은 윙렛과 스킨러 림은 구조적으로 취약하다는 약점을 가지고 있다. 이러한 구조적 취약성은 팁 누설유동으로 인한 열부하의 집중현상과 맞물려 블레이드의 조기 파손으로 이어질 수 있다. 따라서 본 연구에서는 이러한 구조적인 취약함을 개선하고자, 스킨러 팁이 가지고 있는 레버니스 쉘 효과를 유지하면서 구조적으로도 안정하며 공력적으로도 우수한 새로운 팁, 즉, 경사형 홈을 가공한(Grooved) 팁을 제안하였다[14]. 또한 천이액정법을 이용하여 블레이드 팁 표면의 열전달 계수를 측정하여 기존의 평면 팁 및 스킨러 팁과 비교하였다.

2. 실험장치 및 방법

시험 장치는 크게 송풍기와 입구부, 시험부, 출구부, 측정 장비 등으로 구성되었다. 시험부에는 5개의 블레이드로 구성된 선형 캐스케이드를 설치하였다. 캐스케이드 입구의 크기는 가로 405 mm, 세로 160 mm 이며, 아래, 위 옆면은 10 mm 두께의 투명 아크릴 판으로 제작하여 시각

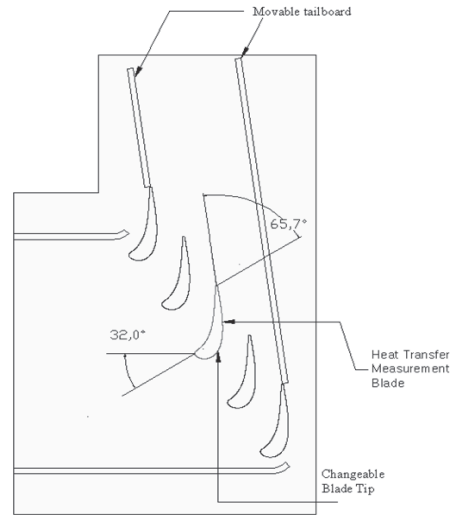


Fig. 1 Schematic of the Linear Cascade used in This Study

적 투시도를 확보하였다. 출구부에는 외곽 블레이드의 뒤쪽에 유동조절판을 설치하여 캐스케이드를 통과하는 유동의 주기성을 확보할 수 있도록 하였다. Fig. 1에는 시험부에 해당하는 캐스케이드의 개략도를 나타내었으며, 주요 사양은 Table 1과 같다. 본 연구에 사용된 팁 간극의 크기는 블레이드 스패んの 1.5%와 2.3%로 각각 2.4 mm와 3.7 mm 이며, 팁 간극의 크기를 조절하기 위해 팁 간극과 두께가 동일한 개스킷을 이용하여 슈라우드에 해당하는 상판의 높이를 조절할 수 있도록 하였다.

시험조건으로써 캐스케이드 입구유동 속도는 15 m/s, 출구유동 속도는 29.5 m/s이며, 블레이

Table 1. Specification of the Cascade

Blade Code(mm)	126
Blade Pitch(mm)	102.7
Blade Span(mm)	160
Aspect Ratio	1.27
Solidity	1.23
Number of Blades	5
Cascade Inlet Angle(°)	32
Cascade Exit Angle(°)	-65.7
Cascade Turning Angle(°)	97.7

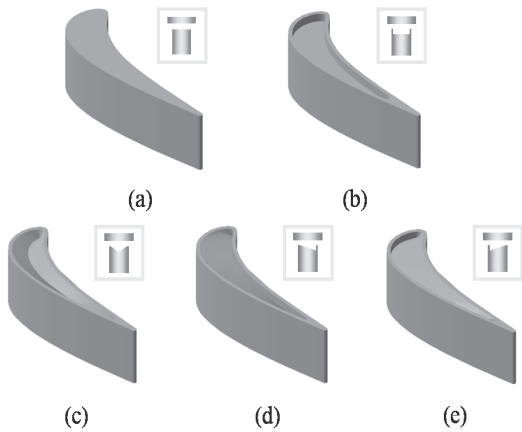


Fig. 2 Shape and Cross Sectional View of Tested Blade Tips (a) Plane Tip(PLN) (b) Double Squealer Tip(DSS) (c) Grooved along Camber Line Tip(GCL) (d) Grooved along Pressure Side Tip(GPS) (e) Grooved along Suction Side Tip(GSS)

드 코드 길이와 출구유동 속도를 기준으로 한 Reynolds 수, Re_c 는 2.48×10^5 이다. 또한 입구유동 끝벽의 경계층 두께는 28 mm, 배재 두께는 3.6 mm, 모멘텀 두께는 1.8 mm로 측정되었으며, 블레이드 코드 길이에 대한 비는 각각 약 0.22, 0.028, 0.014이다.

Figure 2는 실험에 사용된 블레이드 팁의 형상 및 단면을 나타낸 것으로 평면형 팁과 스쿼러 팁, 3가지 형태의 경사형 홈을 가진(Groove) 팁 등 총 5종을 제작하였다. 스쿼러 팁의 높이와 홈의 깊이는 모두 블레이드 스패ンの 3.75%가 되도록 하였다.

3. 열전달 계수 측정 이론

천이액정법은 시험면을 1차원 반무한 고체로 가정하고 주 유동의 온도를 급격히 변화시키거나 주 유동의 온도는 일정하게 유지하면서 유동 자체에 급격한 변화(유동 속도가 0에서 주유동속도로 변화)를 주어 열전달 계수를 측정하는 방법이다. 이때의 유동은 아주 짧은 시간 내에 정상

상태가 되어 열전달 계수에 큰 영향을 주지 않는다. 천이액정법에서 1차원 반무한 고체에 대한 시간과 표면 온도의 변화는 Duhamel의 중첩법을 적용하여 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다[11].

$$T_w - T_i = (T_{m,0} - T_i) \times F\left(\frac{h\sqrt{\alpha t}}{k}\right) + \sum_{i=1}^n \left[F\left(\frac{h\sqrt{\alpha(t-\tau_i)}}{k}\right) \Delta T_{m,i} \right] \quad (1)$$

여기서, $F(x) = 1 - \exp(x^2) \operatorname{erfc}(x)$

주 유동의 온도(T_m)와 표면의 초기 온도(T_i)를 측정하고, 시험면에 도포된 액정의 색상 변화를 이용하여 초기 온도에서 표면 온도(T_w)까지 경과된 시간(t)를 측정하면 Eq. 1을 통해 액정도포된 표면의 대류 열전달 계수(h)를 계산할 수 있다. 대류 열전달 계수를 알면 Eq. 2의 Nusselt 수의 정의를 통해 블레이드 코드길이를 기준으로 한 Nusselt 수를 계산할 수 있다.

$$Nu = \frac{hC}{k_a} \quad (2)$$

4. 실험절차

열전달 계수를 측정하기 위해 사용된 액정은 1 °C 온도범위의 액정(R29C1W, Hallcrest)이 사용되었다.

액정의 온도와 색상간의 관계 보정을 위해 열전소자가 설치된 5 mm 두께의 알루미늄 판 윗면에 검은색 페인트와 액정을 시험부와 동일하게 차례대로 살포한 후 열전소자의 입력전압을 변경하여 온도를 조절하였다. 이때 알루미늄 판 위에 살포된 액정의 색깔 변화를 CCD 카메라로 촬영하여 온도 데이터와 함께 컴퓨터에 저장한 후 상용 소프트웨어(MATLAB, MathWorks)를 사용하여 온도와 색상의 관계를 얻어내었다. 보정은 2번 반복 수행하여 평균값을 이용하였으며, 보정 곡선은 Fig. 3에 나타내었다.

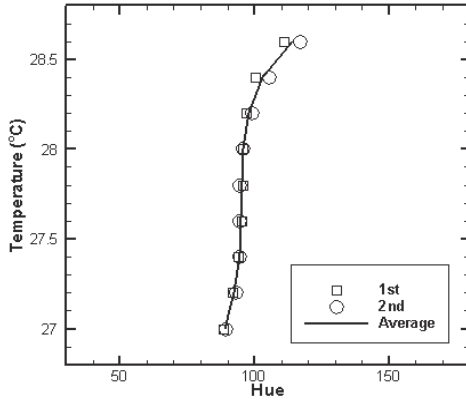


Fig. 3 Liquid Crystal Calibration Curve

초기 온도 측정을 위해 실험 대상 표면 온도를 원하는 온도(약 47 °C)까지 가열한 후 블레이드 뒷전 미드 스팬의 압력면과 흡입면에 설치한 열전대를 통해 온도를 측정하고 이때의 온도를 기준온도로 하였다. Fig. 4에는 실험장치의 개략도를 나타내었으며 기준온도 측정 이후의 실험 절차는 다음과 같으며, 실험 조건은 Table 2와 같다.

- (1) 블레이드 팁에 검정색 페인트와 액정을 살포한다.
- (2) 공압구동장치에 의해 개폐되는 유동 차폐판(A)이 닫혀있는 상태에서 히터를 통해 가열된 공기를 시험부로 유입시켜 블레이드를 초기온도(T_i)까지 가열한다.

Table 2. Experiment Conditions

	Value (or Range)	Note
T_i	47 °C	constant
$T_{m,0}$	18~20 °C	changes in test
T_w	28.27 °C	from liquid crystal calibration curve
t	5~30 sec	different from each case
$T.I.$	1%	constant

- (3) 풍동을 통해 불어오는 공기는 공압구동장치에 의해 상하로 움직이는 덕트(B)를 통해 바이패스 된다.
- (4) 블레이드가 원하는 온도까지 가열되면 덕트(B)가 아래로 내려옴과 동시에 유동 차폐판(A)이 열리면서 순간적으로 유동이 시험부에 들어오면서 블레이드를 냉각시킨다.
- (5) 시험부에 공기가 유입되는 동시에 카메라에서는 초당 10프레임의 속도로 영상을 수집하며 블레이드 앞에 설치된 열전대를 통해서도 유동의 온도를 수집하고 PC에 저장한다.
- (6) 시험면에 도포된 액정의 색상 변화가 저장된 영상을 이용하여 초기 온도에서 표면 온도(T_w)까지 경과된 시간(t)을 Eq. 1에 대입해 대류 열전달 계수 및 Nusselt 수를 산출한다.

여기서 문(A)의 개폐 및 덕트(B)의 모션 제어

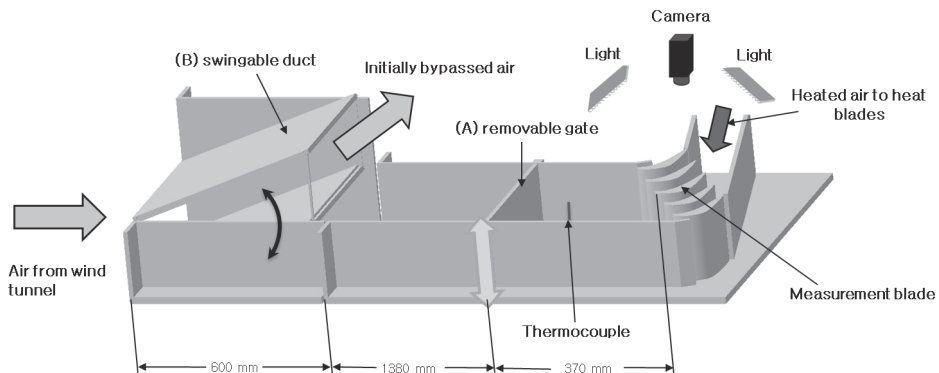


Fig. 4 Schematic of Test Apparatus

와 영상과 온도 수집은 모두 National Instrument사의 LabVIEW를 이용하여 자체 제작한 프로그램을 통해 자동으로 제어되도록 하였다. 또한 본 실험에서는 Allied Vision Tech사의 카메라(AVT Stingray F033C)와 National Instrument사의 데이터 수집 보드(NI PCI-6236), 이미지 수집 보드(NI PCIe-8255R)가 사용되었다.

5. 실험결과

Figure 5는 평면 팁, 스킬러 팁, Groove 팁 표면에서의 열전달 계수분포를 나타내고 있다. 스킬러 팁과 Groove 팁의 림 근처 영역에서는 그 림자로 인해 결과를 얻지 못하였다. 평면 팁의

경우(Fig. 5(a)) 압력면 부근에서 높은 열전달 계수분포를 보이고 있으며 흡입면 쪽으로 갈수록 그 값이 작아지는 것을 볼 수 있다. 또한 압력면과 가장 인접한 부근에서는 상대적으로 낮은 Nusselt 수 분포를 보이고 있다. 이는 팁과 슈라우드 사이의 간극에서 발생하는 누설유동이 압력면 부근에서 박리된 후 재부착되는 입구효과를 나타내는 것이다. 또한 Bunker 등이 보인 앞전 부근에서 낮은 열전달 계수를 가지는 스위트스팟(sweet spot)이 관찰되었다[4]. 앞전에서부터 뒷전까지 높은 Nusselt 수 영역과 낮은 Nusselt 수 영역이 주기적으로 나타나는 것은 팁 간극 와류(tip gap vortex)에 의한 현상으로 판단된다.[15]. 스킬러 팁의 경우(Fig. 5(b)), 유동의 재순환 영역인 캐비티 표면에서는 비교적 낮은

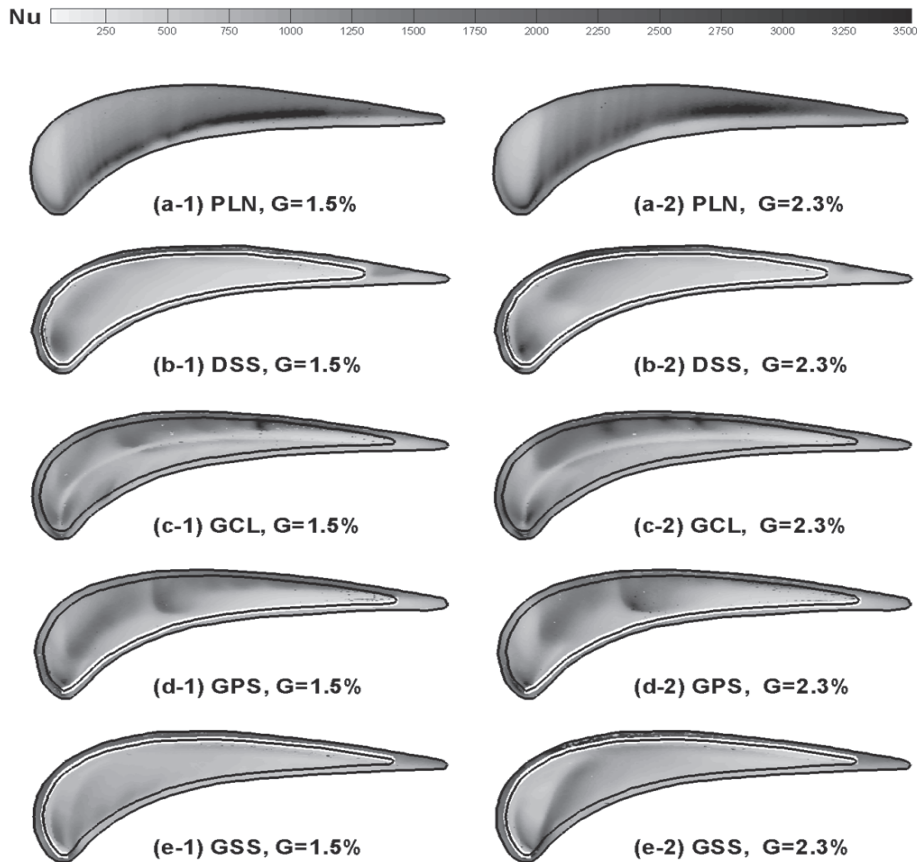


Fig. 5 Nusselt Number Distribution on Various Blades Tip Surface

Nusselt 수를 보이고 있지만 누설유동이 틱 간극을 통해 지나가면서 재부착되는 흡입면 쪽 림에서 높은 Nusselt 수를 보이고 있다. 또한 앞선 연구자들의 결과와 동일하게 평면 틱(Fig. 5(a))과 스칼러 틱(Fig. 5(b))을 비교하였을 때 스칼러 틱의 경우가 보다 낮은 Nusselt 수 분포를 가지는 것을 확인할 수 있다. Groove 틱들(GCL, GPS, GSS)(Fig. 5(c)-(e))은 전체적으로 평면 틱보다 낮은 Nusselt 수를 보였다. 또한 GCL 및 GPS의 경우(Fig. 5(c),(d)) 스칼러 틱의 경우와 유사하게 압력면 쪽 표면에서는 낮은 Nusselt 수를 보이며 흡입면 부근에서 높은 Nusselt 수를 보이고 있다. 하지만 이러한 현상은 흡입면 쪽이 스칼러 림처럼 생긴 GSS 경우(Fig. 5(e))에서는 크게 나타나지 않았다.

Figure 6은 축코드 방향을 따라 평균된 Nusselt 수를 보여준다. 평면 틱의 경우(Fig. 6(a)), Nusselt 수는 앞전에서 높은 값을 보이다가 급격하게 줄어든다. 여기서 낮은 Nusselt 수 값을 가지는 영역은 스위트 스폿 영역이다. 또한 스위트 스폿을 지나 열전달 계수는 뒷전으로 갈수록 점차 증가하는 경향을 보인다. 반면에 스칼러 틱(Fig. 6(b))과 Groove 틱들(Fig. 6(c)-(e))의 경우 앞전에서 높은 Nusselt 수를 가지지만 전체적으로 평면 틱에 비해 Nusselt 수가 크게 감소하였으며 Nusselt 수의 분포도 균일하게 나타남을 알 수 있다.

이상에서와 같은 여러 가지 형상의 블레이드 틱이 틱에서의 열전달 계수에 미치는 영향을 정량적으로 비교하기 위해서 틱 표면 전체에서 전체 평균된 Nusselt 수(overall averaged Nusselt number)를 계산하였다. Fig. 7은 틱 간극에 따른 전체 평균된 Nusselt 수를 나타내고 있다. 평면 틱이 가장 큰 값을 보였으며 스칼러 틱과 Groove 틱은 상대적으로 낮은 값을 보였다. 특히 GSS의 경우 스칼러 틱에 상응하는 열전달 계수 감소 효과를 보이며 가장 낮은 평균 Nusselt 수를 보였다. 이는 평면 틱의 평균 Nusselt 수에 비해 약 34%가 감소한 값이다. 또한 GPS의 경우를 제외한 모든 틱에서 평균 Nusselt 수는 틱

간극이 큰 경우가 틱 간극이 작은 경우보다 높게 측정되었다. 블레이드 틱과 슈라우드 사이 간극 내부에서는 유동의 박리 및 재부착 등으로 인하여 매우 복잡한 열전달 특성이 나타나며, 이

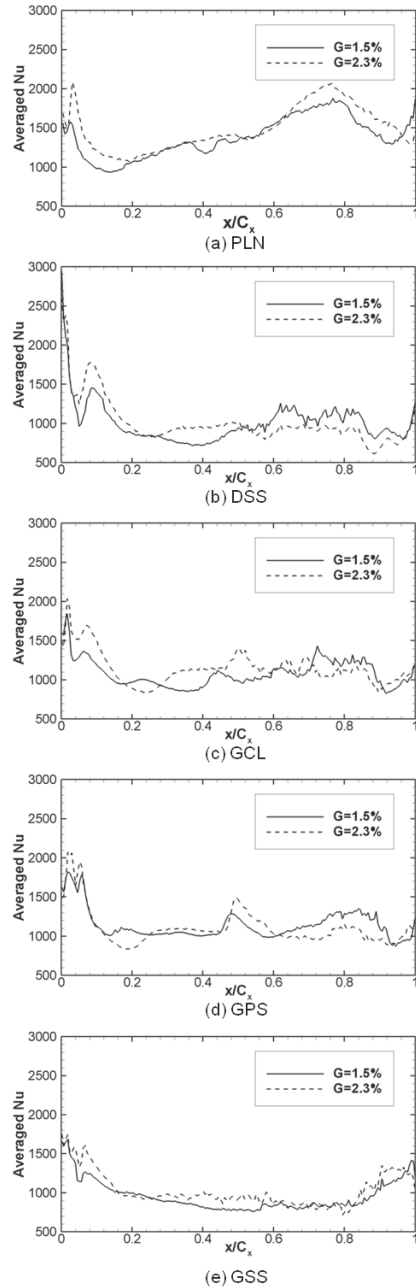


Fig. 6 Averaged Nusselt Number on the Tip

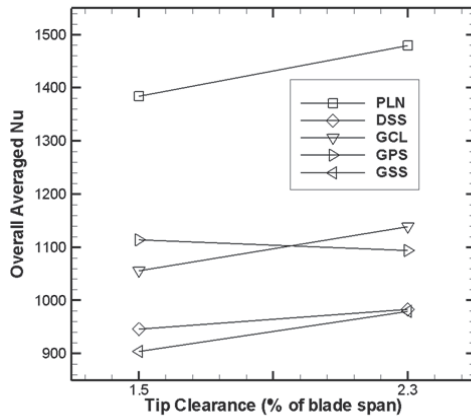


Fig. 7 Overall Averaged Nusselt Number

러한 특성은 팁 간극 크기의 영향을 많이 받게 된다. 하지만 팁 간극과 팁 전체 열전달 계수는 단순 증가 또는 단순 감소 형태의 함수를 띄지 않으며, 팁 간극의 변화는 팁 표면에 국소적으로 열전달 극대/극소 영역을 나타내는 형태로 영향을 미치게 된다[16]. 또한 팁의 형상이 변화함에 따라 누설유동의 유동특성 또한 변화하게 되며 이로 인해 열전달 특성도 변화하게 되며 GPS의 경우 팁 형상의 영향이 팁 간극 변화의 영향보다 크게 미친 것으로 판단된다.

6. 결 론

본 논문에서는 선형 캐스케이드에서 천이액정법을 이용하여 평면 팁과 스칼러 팁 및 3종의 Groove 팁의 열전달 계수를 측정하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) Groove 팁의 표면에서의 열전달 계수는 평면 팁에 비해서 전체적으로 낮은 값을 보였으며, 스칼러 팁과 유사한 열전달 감소 효과를 보였다.
- (2) 스칼러 팁과 Groove 팁들의 축코드 방향을 따라 평균된 열전달 계수는 모든 경우에서 앞전영역을 제외하고 평면 팁에 비해 크게

감소하였으며 상대적으로 균일한 분포를 나타내었다.

- (3) 전체 평균된 Nusselt 수는 평면 팁이 가장 높았으며 스칼러 팁과 Groove 팁들은 이에 비해 낮은 값을 보였다. 또한 열전달 계수 감소효과는 GSS 경우가 가장 크게 나타났으며 평면 팁에 비해 약 34%가 감소하였다.

이상과 같이 본 연구에서 제안한 Groove 팁을 사용함으로써 스칼러 팁에 상응하는 열전달 계수 감소 효과를 낼 수 있으며, 스칼러 팁의 구조적 취약성도 극복할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 평면 팁에 비해 균일한 열전달 계수분포를 갖는 Groove 팁들은 국부적인 열응력으로 부터 상대적인 안전성을 보유한 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No.2009-0058609).

참 고 문 헌

1. Bunker, R. S., "A Review of Turbine Blade Tip Heat Transfer," Annals of the New York Academy of Sciences, Vol. 934, 2006, pp.64-79
2. Sunden, B. and Xie, G., "Gas Turbine Blade Tip Heat Transfer and Cooling: A Literature Survey," Heat Transfer Engineering, Vol. 31, No. 7, June, 2010, pp.527-554
3. Ameri, A. A., Steinthorsson, E. and Rigby, D. L., "Effect of Squealer Tip on Rotor Heat Transfer and Efficiency," Journal of Turbomachinery, Vol. 120, No. 4, October, 1998, pp.753-759

4. Bunker, R. S., Bailey, J. C. and Ameri, A. A., "Heat Transfer and Flow on the First-Stage Blade Tip of a Power Generation Gas Turbine: Part 1-Experimental Results," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, No. 2, April, 2000, pp.263-271
5. Ameri, A. A. and Bunker, R. S., "Heat Transfer and Flow on the First-Stage Blade Tip of a Power Generation Gas Turbine: Part 2—Simulation Results," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, No. 2, April, 2000, pp.272-277
6. Azad, G. M. S., Han, J. C., Teng, S. and Boyle, R. J., "Heat Transfer and Pressure Distributions on a Gas Turbine Blade Tip," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, No. 4, October, 2000, pp.717-724
7. Azad, G. M. S., Han, J. C. and Boyle, R. J., "Heat Transfer and Flow on the Squealer Tip of a Gas Turbine Blade," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, No. 4, October, 2000, pp.725-732
8. Azad, G. M. S., Han, J. C., Bunker, R. S. and Lee, C. P., "Effect of Squealer Geometry Arrangement on a Gas Turbine Blade Tip Heat Transfer," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 124, No. 3, June, 2002, pp.452-459
9. Kwak, J. C., Ahn, J., Han, J. C., Lee, C. P., Bunker, R. S., Boyle, R. and Gaugler, R., "Heat Transfer Coefficients on the Squealer Tip and Near-Tip Regions of a Gas Turbine Blade With Single or Double Squealer," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 125, No. 4, October, 2003, pp.778-787
10. Yang, H., Acharya, S. and Ekkad, S. V., "Numerical Simulation of Flow and Heat Transfer Past a Turbine Blade With a Squealer-Tip," ASME paper No. GT-2002-30193
11. Papa, M., Goldstein, R. J. and Gori, F., "Effects of Tip Geometry and Tip Clearance on the Mass/Heat Transfer From a Large-Scale Gas Turbine Blade," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 125, No. 1, January, 2003, pp.90-96
12. Kwak, J. S. and Han, J. C., "Heat Transfer Coefficients on the Squealer Tip and Near Squealer Tip Regions of a Gas Turbine Blade," *Journal of Heat Transfer*, Vol. 125, No. 4, August, 2003, pp.669-677
13. Nasir, H., Ekkad, S. V., Kontrovitz, D. M., Bunker, R. S. and Prakash, C., "Effect of Tip Gap and Squealer Geometry on Detailed Heat Transfer Measurements Over a High Pressure Turbine Rotor Blade Tip," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 126, No. 2, April, 2004, pp.221-228
14. 노영철, 이용진, 서보경, 박정신, 전창수, 객재수, 전용민, "블레이드 팁의 Groove 형상이 터빈 캐스케이드 전압손실에 미치는 영향에 대한 실험적 연구," *항공우주시스템공학회 2009년 춘계학술대회 논문집*, pp.122-129
15. Lee, S. W., Moon, H. S. and Lee, S. E., "Tip Gap Height Effects on Flow Structure and Heat/Mass Transfer over Plane Tip of a High-Turning Turbine Rotor Blade," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 30, No. 2, 2009, pp.198-210
16. Rhee, D. H., Choi, J. H. and Cho. H. H., "Effect of Blade Tip Clearance on Turbine Shroud Heat/Mass Transfer," ASME paper No. 2001-GT-0158