

<학술논문>

DOI:10.3795/KSME-B.2008.32.3.207

고선회 터빈 동익 팁 표면에서의 열전달 특성

이 상 우[†] · 문 현 석^{*}

(2007년 9월 21일 접수, 2007년 12월 22일 심사완료)

Heat Transfer Characteristics on the Tip Surface of a High-Turning Turbine Rotor Blade

Sang Woo Lee and Hyun Suk Moon

Key Words: High-Turning Turbine Rotor Blade(고선회각 터빈 동익), Plane Tip(평면팁), Inlet Turbulence Intensity(입구 난류강도), Tip-Surface Heat Transfer(팁 표면 열전달)

Abstract

The heat/mass transfer characteristics on the plane tip surface of a high-turning first-stage turbine rotor blade has been investigated by employing the naphthalene sublimation technique. At the Reynolds number of 2.09×10^5 , heat/mass transfer coefficients are measured for the tip gap height-to-chord ratio, h/c , of 2.0% at turbulence levels of $Tu = 0.3$ and 14.7%. A tip-surface flow visualization is also performed for $h/c = 2.0\%$ at $Tu = 0.3\%$. The results show that there exists a strong flow separation/re-attachment process, which results in severe local thermal load along the pressure-side corner, and a pair of vortices named "tip gap vortices" in this study is identified along the pressure- and suction-side tip corners near the leading edge. The loci and subsequent development of the pressure- and suction-side tip gap vortices are discussed in detail. The combustor-level high inlet turbulence, which increases the tip-surface heat/mass transfer, provides more uniform thermal-load distribution.

기호설명

b : 축방향 코드길이
 c : 코드길이
 D : 공기중에서 나프탈렌의 물질확산계수
 h : 팁간극높이
 h_m : 물질전달계수
 k : 공기의 열전도율
 L : 적분길이스케일 (integral length scale)
 \dot{m} : 단위면적 당 물질전달률

Nu : 국소 Nusselt 수
 $P_{v,w}$: 벽면에서의 나프탈렌 증기압
Pr : Prandtl 수 $= \nu/\alpha$
 R : 나프탈렌 증기의 기체상수
Re : 입구 Reynolds 수 $= U_\infty c/\nu$
 s : 스펠, Fig. 2
Sc : Schmidt 수 $= \nu/D$
Sh : 국소 Sherwood 수 $= h_m c/D$
 T_w : 벽면 온도
 U_∞ : 자유유동 속도
 x : 주유동방향 방향 좌표, Fig. 2
 y : 폭(피치) 방향 좌표, Fig. 2
 z : 높이(스판) 방향 좌표, Fig. 2

[†] 책임저자, 회원, 금오공과대학교 기계공학부
 E-mail : swlee@kumoh.ac.kr
 TEL : (054)479-7296 FAX : (054)478-7319
^{*} 금오공과대학교 대학원 기계공학과

그리스문자

α : 공기의 열확산계수

- δt : 나프탈렌이 유동장에 노출된 시간
 δz : 나프탈렌의 승화 깊이
 ν : 동점성계수
 ρ_s : 고체 나프탈렌의 밀도
 $\rho_{v,w}$: 벽면에서의 나프탈렌 증기농도

1. 서 론

가스터빈 엔진의 효율을 향상시키기 위해서는 터빈 입구온도를 높여야 하며, 이에 따라 현재 고성능 터빈의 입구 온도는 1500℃에 이르고 있다. 이와 같이 높은 입구 온도 때문에 고온의 연소가스와 접하는 터빈의 여러 구성 요소에 대한 냉각이 필수적이며, 이들 고온 부품 표면에서의 정확한 열부하(thermal load)를 알아야 적절한 냉각 시스템을 도입할 수 있다. 따라서 터빈 익형 표면에서의 열전달계수 데이터는 터빈의 열시스템 설계에 있어서 매우 중요한 기초 자료이다. 특히 터빈 동익(rotor blade)의 경우 케이싱(casing)에 고정된 정익(stator vane)과는 달리 고속회전을 해야 하므로, 그 끝 부분에 틱간극(tip gap)이 존재한다. 이 틱간극을 통하여 익형의 압력면(pressure surface)에서 흡입면(suction surface)으로 강한 2차유동이 발생하는데, 이 유동을 틱누설유동(tip-leakage flow)이라고 한다. 이 틱누설유동은 틱간극을 통과한 뒤 인접 주유동 통로에서 흡입면을 따라 나선형으로 돌면서 틱누설 와류(tip-leakage vortex)를 형성한다. 동익의 틱부분은 압력면, 흡입면, 틱 표면 등 세 면이 동시에 고온의 연소가스에 노출되어 열부하를 특히 많이 받고 그 구조상 냉각이 용이하지 않으므로, "burn-out" 현상이 발생할 수 있다. 따라서 터빈 틱 표면에서 열부하 분포를 정확히 이해하는 것은 매우 중요하다.

틱누설유동 영역에서의 열전달 특성에 대해서는 Mayle와 Metzger⁽¹⁾ 이래로 많은 연구가 진행되었다. 그러나 초창기의 연구는 터빈 익렬(cascade)이 아닌 이상화된 모델에 대해 이루어졌다.⁽²⁻⁴⁾ Ameri 등⁽⁵⁾은 케이싱 함몰(recess)이 존재하는 평면팁(plane tip) 터빈 동익 통로에 대하여 3차원 수치해석을 수행하였다. 그들은 케이싱 함몰깊이와 틱간극이 열전달과 단효율에 미치는 영향을 고찰하였다. Azad 등⁽⁶⁾은 비정상 액정기법을 이용하여 터빈 동익(선회각 97.71도)

평면팁 표면에서 열전달계수 분포를 자세히 측정하였다. 그들은 입구 난류강도 6.1과 9.7%인 경우에 대해 축방향코드에 대한 틱간극의 비 h/b 를 1.0, 1.5, 2.5 등으로 변화시키며 실험을 수행하였다. 그 결과 열부하는 압력면 근처에서 가장 크고 선단 영역에서는 비교적 작았으며, 틱간극이 클수록 열전달이 증가하는 경향을 보여 주었다. Azad 등⁽⁷⁾은 터빈 동익 스켈러팁 표면에서의 열전달계수를 측정하였다. Bunker 등⁽⁸⁾은 1.6%의 케이싱 함몰이 존재하는 터빈 동익(선회각 110.7도) 통로에서, 난류강도를 5와 9%로 변화시키며 두 가지 평면팁 ($h/b = 1.1, 2.2\%$) 표면의 열전달계수를 측정하였다. 그들은 3개의 익형으로 구성된 익렬에서 한 개의 익형에만 틱간극을 두었고, 미드코드에서 끝단 영역의 데이터는 제시하지 못하였고, 이에 따라 선단 및 끝단을 포함하는 전체적인 열부하 분포의 파악이 쉽지 않았다. Ameri와 Bunker⁽⁹⁾는 Bunker 등⁽⁸⁾의 터빈 동익에 대한 수치해석을 수행하여, 두 가지 틱 모서리가 틱 표면 열전달에 미치는 영향을 제시하였다. Ameri⁽¹⁰⁾는 캠버선을 따라 존재하는 스켈러가 열전달에 미치는 영향을 연구하였다. 최근 들어 Kwak 등,⁽¹¹⁾ Saxena 등,⁽¹²⁾ Nasir 등⁽¹³⁾ Newton 등⁽¹⁴⁾은 여러 종류의 변형된 스켈러팁에 대해 틱 영역에서의 열전달 특성을 연구하였다.

지금까지의 틱 표면 열전달에 대한 연구를 검토해 보면, 대부분의 연구들이 틱 표면에 부착된 여러 종류의 스켈러 성능을 평가한 것들이다. 평면팁에 대한 열전달 연구는 Azad 등⁽⁶⁾과 Bunker 등⁽⁸⁾에 의해서만 이루어졌으나, 아직 이 평면팁 표면에서의 열전달 및 유동 현상들도 완전하게 이해되지 않고 있다. 본 연구에서는 대표적인 틱간극 높이에 대하여 저난류 입구유동 및 연소기 출구레벨 입구 난류 조건에서 고선회 터빈 동익 평면팁 표면에서의 열전달 특성에 대해 연구하고자 한다.

본 연구가 기존 평면팁 열전달 연구들^(6,8)과 다른 점은 첫째로 고난류 실험의 경우 입구 난류 유동조건이 실제 엔진조건에 더 근접해 있고, 둘째로 기존 연구의 터빈 동익에 비해 선회각이 119도로 매우 크며, 세 번째로 높은 공간 분해능을 실현할 수 있는 대형 익형을 이용한 나프탈렌승화법(벽면전도 효과 최소화)의 적용

을 통하여, 팁간극 내부 앞전 팁모서리 근처에서 와류의 존재를 발견하고 이들의 발달과정을 규명한 것이다.

2. 실험

2.1 나프탈렌승화법

열전달의 연구에 있어서 열전달과 물질전달의 유사성을 이용한 실험방법이 널리 이용되고 있다. 나프탈렌승화법은 그 중 한 방법으로 열전달계와 똑같은 기하학적 형상으로 나프탈렌을 주조하여 일정시간 유동장에 노출시킨 뒤, 물질전달계에서 승화된 나프탈렌의 깊이를 측정하여 물질전달계수를 구하고, 적절한 상사 관계식을 이용하여 열전달계수를 구하는 방법이다.⁽¹⁵⁾ 나프탈렌의 단위시간당 승화량 \dot{m} 은 실험 중 승화된 나프탈렌의 깊이 δz 을 측정함으로써 다음의 식으로 얻어진다.

$$\dot{m} = \rho_s \frac{\delta z}{\delta t} \quad (1)$$

여기서 ρ_s 는 고체 나프탈렌의 밀도이고, δt 는 유동장에 노출된 시간이다. 물질전달계수의 정의식에 식 (1) 및 상태방정식을 대입하면 다음의 관계식이 얻어진다.

$$h_m = \frac{\rho_s}{\rho_{v,w}} \frac{\delta z}{\delta t} = \frac{\rho_s}{P_{v,w}/RT_w} \frac{\delta z}{\delta t} \quad (2)$$

이 식에서 나프탈렌 벽면에서의 증기압 $P_{v,w}$ 는 벽면 온도에 매우 민감한데, 본 연구에서는 Ambrose 등⁽¹⁶⁾이 제안한 증기압 실험식을 사용하여 구하였다. 식 (2)에서 알 수 있듯이, 벽면온도 T_w 가 h_m 에 직접적으로 영향을 주므로 실험시 나프탈렌 주조면의 온도를 일정하게 유지해야 한다. 만약 Prandtl 수 Pr 과 Schmidt 수 Sc , 난류 Prandtl 수 Pr_t 와 난류 Schmidt 수 Sc_t 가 각각 서로 같고, 동시에 열전달계와 물질전달계의 경계조건이 서로 상사하다면, 열전달계와 물질전달계의 지배방정식이 서로 상사하게 된다. 따라서 이 경우 열전달계수와 물질전달계수가 서로 같게 된다. 난류유동에 있어서 Pr_t 와 Sc_t 가 서로 같음이 실험적으로 입증되었지만,⁽¹⁵⁾ 일반적으로 공기의 Pr 과 공기 중에서 확산되는 나프탈렌의 Sc 는 서

로 같은 값을 갖지 않으므로, Sherwood 수와 Nusselt 수는 다음과 같은 식으로 주어진다.

$$\frac{Nu}{Sh} = \left(\frac{Pr}{Sc} \right)^n \quad (3)$$

식 (3)에서 상수 n 은 대략 0.33 (층류유동) ~ 0.4(난류유동) 정도의 값을 갖는다. 식 (3)의 Sh 는 다음과 같이 정의된다.

$$Sh = \frac{h_m c}{D} \quad (4)$$

식 (4)에서 주어진 공기 중에서의 나프탈렌 확산계수 D 는 온도와 압력의 함수이며 Goldstein과 Cho⁽¹⁵⁾에 그 관계식이 주어져 있다.

2.2 익렬 풍동 및 측정장치

본 연구에서 사용된 실험장치는 개방형 풍동, 난류발생기, 입구덕트, 터빈 익렬, 출구부 등으로 구성된다. 개방형 풍동은 면적축소비가 9.0이고, 인버터에 의해 최대 40m/s까지 출구 유속의 조절이 가능하다. 이 개방형 풍동을 통과한 균일 유동은 난류발생기를 거쳐 익렬 상류에 위치한 입구덕트로 유입된다(Fig. 1) 이 입구덕트의 단면은 420mm × 320mm이고, 폭방향 중심에서 그 길이는 1.2m이다. 이것의 입구 상하 벽에는 직경 2mm의 트립와이어(trip wire)와 사포(sand paper)가 차례로 부착되어 있어서, 상하 벽 근처의 유동이 난류 경계층으로 발달된다. 실제 가스터빈 엔진의 터빈 내부에 존재하는 고난류 조건을 실현하기 위하여, 본 연구에서는 Fig. 1과 같은 연소기 시뮬레이터 형태의 제트 분사형 난류발생기를 입구덕트 상류에 설치하였다. 이 난류발생기에 대한 자세한 내용은 Lee 등⁽¹⁷⁾에 자세히 언급되어 있다.

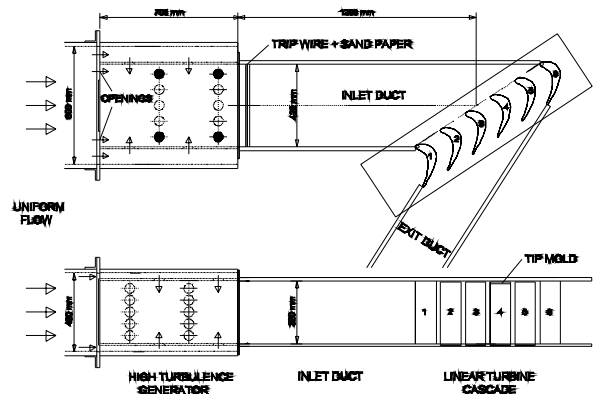
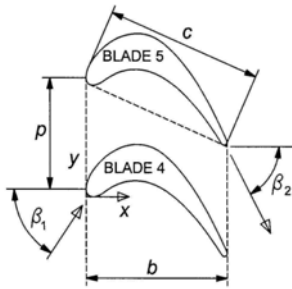


Fig. 1 Linear turbine rotor cascade



Number of blades	6
Chord length (c)	217.8 mm
Axial chord (b)	196.0 mm
Pitch (p)	151.6 mm
Span (s)	320.0 mm
Blade inlet angle (β)	56.4 deg
Blade outlet angle (β)	-62.6 deg

Fig. 2 Cascade data

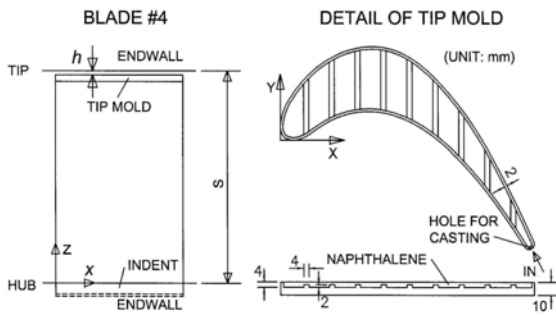


Fig. 3 Casting mold for plane tip surface

입구덕트 하류에 설치된 터빈 익렬에는 총 6개의 선형 익형이 설치되어 있다. 이것은 산업용 가스터빈 엔진의 터빈 제 1 단 동익의 미드스팬 (mid-span) 형상을 근거로 제작되었다. 본 연구에서는 특별히 팁 표면에서의 측정 분해능을 높이기 위해 익형을 large-scale로 크게 제작하였다. Fig. 2에 익렬의 중요 제원이 제시되어 있는데, 그 중 코드길이(c), 피치(p), 스패น(s) 등은 각각 217.8 mm, 151.6 mm, 320.0 mm 등이다. 본 연구에서 사용한 익형은 고선회 동익으로 그 선회각은 119도이며, Azad 등⁽⁶⁾의 97.71도, Bunker 등⁽⁸⁾의 110.7도에 비해 더 크다. 이 선형 익형의 형상 좌표는 Jun⁽¹⁸⁾에 자세히 기술되어 있다. 6개의 익형 중 #1과 #6 익형은 그 상하에 위치하는 알루미늄 판에 볼트로 고정되는 반면, 나머지 4개의 익형은 하판에 뚫려 있는 익형 단면 형상의 홈 내부에 삽입되어 볼트로 아랫벽에만 고정된다 (Fig. 1) 따라서 팁간극은 익렬 상단에 존재하게 된다. Fig. 2와 Fig. 3에서와 같이 본 연구에서 사



Fig. 4 Naphthalene-coated plane tip

용한 xyz 좌표계에서는 하류 방향을 x-축, 폭(피치) 방향을 y-축, 그리고 높이(스팬) 방향을 z-축으로 설정하였다.

본 연구에서는 펜티엄-4 PC로 전체 측정시스템을 온라인화 하였으며, 이를 위해 A-D변환기(NI, PCI-MIO-16E-4), DI/O보드(NI, PCI-6503), GPIB 보드(National Instruments, AT-GPIB)가 컴퓨터에 내장되어 있다. 압력변환기(MKS, 223BD-00010ACB)에 의해 변환된 압력신호는 12비트 A-D변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 입구 자유유동의 난류강도를 측정하기 위해서 정온형 열선유속계(Kanomax, 1010)와 선형화기(Kanomax, 1013)를 사용하였다. 각 측정 위치에서 나프탈렌 승화 깊이의 측정에는 선형가변차동변환기 즉 LVDT(Linear Variable Differential Transformer)를 사용하였다. 이 LVDT (Sensotec, model 060-3590-02)의 최대 측정범위는 ±1.0 mm이며 그 분해능은 1μm이다. 온도측정을 위하여 나프탈렌 주조면에는 T-형 열전대가 설치되었고, 열전대로부터의 전압 측정에는 디지털전압계(Keithley, 2001)와 GPIB 보드가 사용되었다. 이 열전대의 보정에는 항온조(Fisher Scientific, 9010)와 표준온도계가 이용되었다.

Fig. 3은 나프탈렌이 주조될 주형 및 익형의 팁 부분에 탑재된 주형의 모습을 보여 준다. 이 주형과 주형덮개는 모두 두랄루민으로 제작되었다. 용융된 나프탈렌은 주형의 뒷전(trailing edge)에 설치된 주입구를 통해 주입된다. 따라서 주입구가 팁 간극의 유동에 거의 영향을 주지 않는다. 주형의 바닥에는 여러 개의 돌기를 가공하여 응고된 나프탈렌이 주형에 잘 부착되도록 하였다. 주형 모서리의 테두리 두께가 얇을수록 모서리 근처의 자세한 측정이 가능하다. 이를 위해 본 연구에서는 주형 모서리 테두리를 2mm로 최소화 하였다. 주조된 나프탈렌의 두께는 4mm이며, 나

프탈렌이 성공적으로 주조된 주형은 Fig. 1과 같이 #4 익형 상단에 설치된다. Fig. 4는 팁표면 주형이 익렬에 설치된 모습을 보여 준다.

2.3 승화깊이 측정방법

팁 표면 주형에서 나프탈렌이 승화된 깊이를 측정하기 위해서 주절정반, 3차원이송장치로 구성된 자동 형상측정시스템을 사용되었다. LVDT는 Fig. 5에 표시된 측정 위치들로 자동 이송되며 측정이 이루어진다. x-축 방향으로 50 위치, y-축 방향으로 15 위치 등 총 750 점에서 승화깊이가 측정되었다. 이 모든 위치에서 승화깊이를 측정하는데 총 15분 정도가 소요되었다.

제대로 주조가 이루어진 주형은 풍동에서의 노출 실험에 앞서, 형상측정시스템에 장착되어 각 측정 위치에서 나프탈렌 면의 기준치가 측정된다. 이렇게 1차 측정이 끝난 주형은 익렬(Fig. 1)의 주형 #4 상단에 설치되어 대략 90분 동안 유동장에 노출된다. 풍동 실험이 끝난 주형은 다시 이 형상측정시스템에 장착되어 각 측정 위치에서 2차 승화깊이 측정이 이루어진다. 이 승화깊이에는 1차 승화깊이 측정이 이루어진 이후 승화된 나프탈렌의 깊이, 주형을 익렬에 설치하는 동안 승화된 깊이, 풍동실험이 끝난 뒤 주형을 측정시스템에 설치하는 동안 승화된 깊이, 이후 2차 깊이측정 전에 승화된 깊이 등이 모두 포함되어 있다. 따라서 순수하게 풍동 실험시 승화된 깊이 δz 를 구하기 위해서는 LVDT로 측정한 깊이에서 이들 값을 모두 빼 주어야 한다. 풍동에서의 노출 실험시, 나프탈렌 표면 온도의 변화는 0.2 °C 이내였다. 최종적으로 구한 δz 와 풍동 실험시간 δt 를 식 (1)에 대입하면 \dot{m} 을 구할 수 있다. 이 값을 식 (2)에 대입하여 물질전달계수 h_m 을 구하고, 이 h_m 을 식 (4)과 같이 무차원화하면 Sherwood 수 Sh 가 얻어진다.

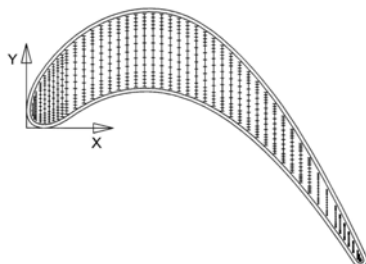


Fig. 5 Sublimation depth measurement locations

2.4 팁 표면 유동가시화

열/물질전달계수 측정에 앞서, 팁 표면에서의 정성적인 유동패턴을 이해하기 위하여 유막법(oil-film method)을 이용한 유동의 가시화 실험을 수행하였다. 본 실험에서는 흑연분말과 등유의 혼합물을 이용하여 가시화실험을 수행하였는데, 등유는 적당한 휘발성을 가지고 있으므로 실험이 끝난 뒤 윤활유와 같이 흘러내리지 않으면서 흑연가루의 궤적을 잘 나타내 준다. 실험 시작 전 팁 표면에 흰색 접촉지(contact paper)를 부착하고, 그 표면에 적당히 배합된 흑연분말과 등유의 혼합물을 부드러운 붓을 이용하여 균일하게 바른다. 이후 풍동을 가동시키면 흑연가루가 유동을 따라 팁 표면 위를 이동하고, 이 과정에서 등유가 서서히 증발한다. 등유가 완전히 증발한 뒤 조심스럽게 접촉지를 팁 표면으로부터 분리하여 두터운 흰색 종이에 붙이고, 투명 페인트로 코팅하면 가시화 실험이 완료된다. 이렇게 처리된 가시화 궤적은 접촉에 의해 훼손되지 않고 영구보존이 가능하다. 본 연구에서는 유막법을 이용한 유동의 가시화시, 익렬 윗벽을 투명한 유리로 바꾸고 유막의 이동상황을 비디오카메라로 기록하여 유적의 이동방향 및 유동 패턴을 정확히 파악할 수 있었다.

2.5 실험조건

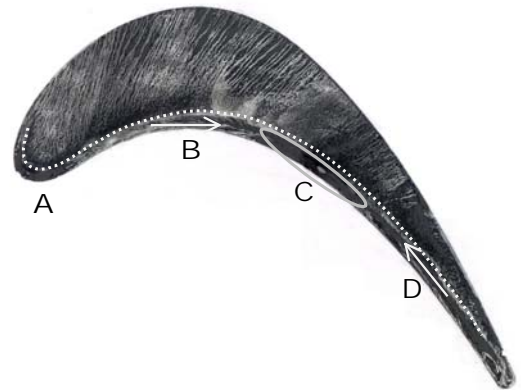
본 연구에서는 자유유동속도를 15m/s로 고정하고 실험을 수행하였다. 따라서 입구유동의 Reynolds 수($Re = U_{\infty}c/\nu$)는 2.09×10^5 이다. 저난류강도 실험의 경우 입구 자유유동 난류강도는 0.3%이며, 끝벽에서의 경계층두께, 배제두께, 운동량두께는 각각 44.7mm, 5.16mm, 4.04mm이었다. 연소기 출구레벨 고난류 조건에서는 자유유동 난류강도가 14.7%, 난류길이스케일은 80mm이었고, 끝벽에서의 경계층두께, 배제두께, 운동량두께는 각각 28.0mm, 2.28mm, 1.92mm이었다. 코드길이에 대한 팁간극의 비(h/c)를 실제 엔진에서의 조건을 고려하여 2.0%로 고정하고 실험을 수행하였다. 본 연구에서는 Abernethy 등⁽¹⁹⁾의 방법으로 오차해석을 수행하였다. 오차해석의 절차는 Jun⁽¹⁸⁾에 자세히 소개되어 있으며, 본 실험에서 Sh 의 오차범위는 $\pm 6.4\%$ 로 계산되었다.

3. 결과 및 검토

3.1 유동의 가시화

Fig. 6은 입구 난류강도 0.3%, $h/c = 2.0\%$ 일 때 얻은 팁 표면 유동가시화 결과이다. Fig. 6(a)는 팁 표면 전체 영역에 대한 가시화 결과이고 Fig. 6(b)는 앞전 영역을 확대한 것이다. Fig. 6(a)에서 점선은 Fig. 7에서 열/물질전달이 최대인 점들을 연결한 궤적을 유동가시화 결과에 중첩한 것이다. 익형의 압력면 팁모서리를 넘어 팁간극 내부로 유입되는 유동은 직각 팁모서리에서 박리된 뒤 재부착(re-attachment)된다. 이 재부착으로 인해 국소 열/물질전달이 크게 증가하므로, Fig. 6(a)의 점선은 재부착선과 거의 일치한다. 재부착된 유동은 팁간극을 통과한 뒤 흡입면 모서리를 지나 인접 익렬 통로로 빠져 나간다. 압력면 팁모서리와 재부착선 사이의 영역에는 유동의 재순환(re-circulation)이 발생할 것이다. 그런데 유동의 가시화 결과를 관찰해 본 결과, 이 영역의 유동은 매우 복잡하였다. Fig. 6(a)에서 화살표로 표시한 바와 같이 압력면 팁모서리와 재부착선 사이에서는 영역 B와 영역 D에서 영역 C 쪽으로 향하는 미세한 흐름이 관찰되었다. 이렇게 모인 흑연분말/등유 혼합물은 영역 C에 그대로 머물렀으며, 시간이 경과함에 따라 등유만이 증발하고 흑연분말을 그곳에 잔류하였다. 따라서 엄밀히 말해 재순환영역은 압력면 팁모서리와 재부착선 사이의 모든 영역이 아니라 영역 C에만 국한된다.

익형의 앞전 근처 팁 표면 즉 영역 A에서는 익형 중간부부터 뒷전까지의 유동 현상과는 크게 다른 유동 현상이 관찰되었다. Fig. 6(b)에 중첩된 화살표들은 비디오 분석을 통해 얻은 유적의 이동방향과 최종 유적 패턴을 바탕으로 그린 것이다. 이 앞전 근처 팁 표면 유동가시화 결과로부터, 익형 앞전 팁모서리를 넘어 박리된 흐름의 rolling-up 현상으로 인해, 유동의 대칭선(캠버선)을 기준으로 압력면과 흡입면 쪽으로 1쌍의 와류로 발달됨을 알 수 있다. 이와 같은 1쌍의 와류를 본 연구에서는 팁간극와류(tip gap vortices)라고 명명하였고, 이 두 와류는 각각 압력면팁간극와류(pressure-side tip gap vortex)와 흡입면팁간극와류(suction-side tip gap vortex)에 해당된다. 이 팁간극와류는 본 연구에서 최초로 발견된 새로운 유동현상이다. 이 와류의 존재는 추후에 열/물질 전달 데이터로부터 확실히 확인될 수 있으며, 그



(a) Overall view



(b) Leading-edge region

Fig. 6 Tip surface flow visualization in the low turbulence case for $h/c = 2.0\%$

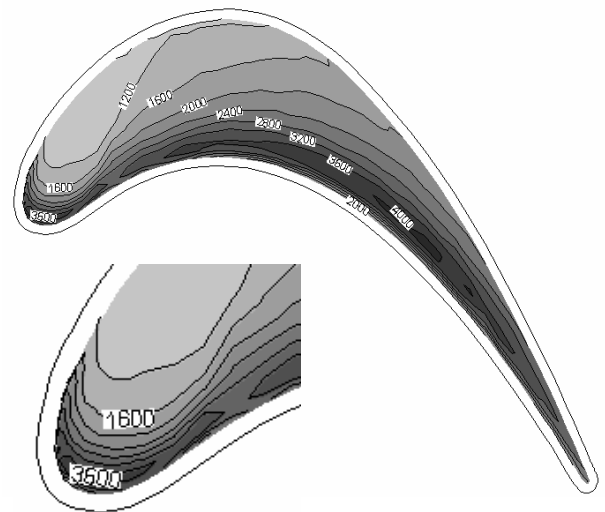


Fig. 7 Contours of Sh in the low turbulence case for $h/c = 2.0\%$

발달과정에 대해서는 Fig. 7에서 자세히 언급하기로 한다.

3.2 저난류 입구 조건에서의 열/물질전달

Fig. 7은 입구난류강도가 0.3%이고 h/c 가 2.0% 일 때, 팁 표면에서의 국소 Sherwood 수 Sh 의 분포를 그린 것이다. Fig. 7에서 Sh 가 큰 영역은 압력면 팁모서리를 따라 팁모서리로부터 어느 정도 거리를 두고 위치한다. 이 Sh 가 최대인 곳들을 코드 방향으로 연결한 선이 바로 압력면 쪽에서 팁모서리를 넘어 팁간극 통로로 진입한 유동이 박리 이후 재부착하는 곳이 된다. Fig. 6(a)에 표시된 점선은 이것으로부터 얻은 것이다. 흡입면 쪽을 제외한 대부분의 영역에서 등 Sh 선들이 익형의 압력면 팁모서리와 대체로 평행한 형태를 보인다. Fig. 7에 나타난 Sh 의 분포로부터 팁 표면에서의 열부하는 압력면 쪽에서 가장 크고 흡입면 쪽으로 이동할수록 감소함을 알 수 있다.

특히 익형의 앞전 근처에서 등 Sh 선은 압력면과 흡입면의 팁모서리를 따라 C-자 형태로 나타난다. 이 사실은 앞전 근처 팁모서리에서 박리된 흐름이 재부착된 뒤, 캠버선을 중심으로 그 양쪽에서 서로 대칭인 1쌍의 팁간극와류로 발달해 나가고 있음을 의미한다. 본 연구에서는 나프탈렌 승화법을 적용하여 열전도 오차를 최소화하고, 대형 익형을 사용하여 팁모서리 근처의 공간분해능을 크게 한 결과 이와 같은 와류 궤적을 찾아 낼 수 있었다. 압력면을 따라 발달하는 압력면팁간극와류는 하류 쪽으로 영향을 미쳐 Fig. 6(a)의 영역 B에서 발생하는 화살표 방향 유동을 발생시킨다. 반면에 흡입면팁간극와류는 앞전 근처 흡입면 팁모서리를 따라 발달하다가 팁모서리를 넘어 인접 익형 통로로 들어간다. 이 사실은 Kwon과 Lee⁽²⁰⁾의 흡입면 열/물질전달 분포에서 확인된다. 이 두 팁간극와류 하류에는 저열부하 영역이 존재하는데 이곳의 Sh 는 앞전 팁모서리 근처 Sh 의 1/3에 불과하였다. 이와 같은 저열부하 영역이 존재하는 이유는 익형 앞전 팁모서리를 넘어 팁간극 내부로 진입하는 유동 중 대부분이 팁간극 와류에 편입되면서 그 하류 영역에서의 대류 열/물질전달이 크게 감소하기 때문이다.

Fig. 8은 x/b 가 0.25, 0.50, 0.75일 때 Sh 의 y_p -축(피치) 방향 변화를 보여 준다. 여기서 y_p 는 Fig. 2에서 정의된 피치방향 좌표이며, w 는 압력면 팁

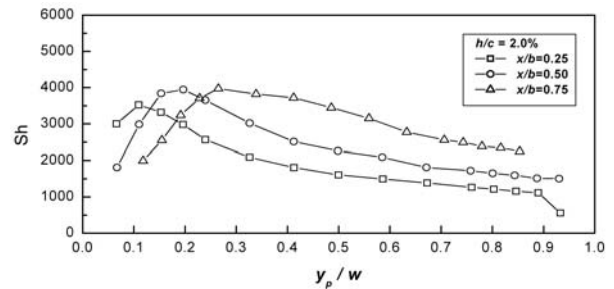


Fig. 8 Profiles of Sh in y_p -direction in the low turbulence case for $h/c = 2.0\%$

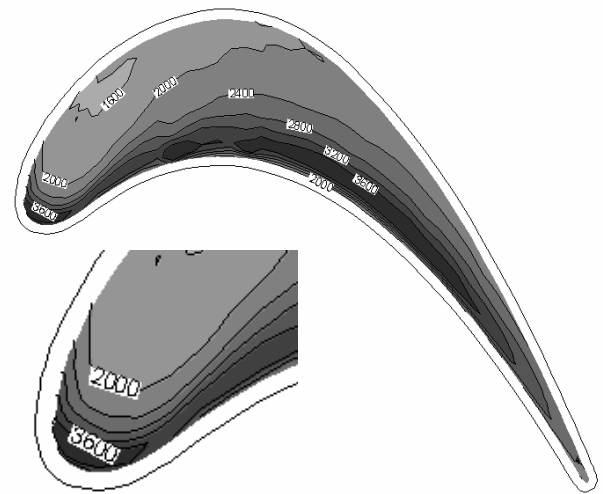


Fig. 9 Contours of Sh in the high turbulence case for $h/c = 2.0\%$

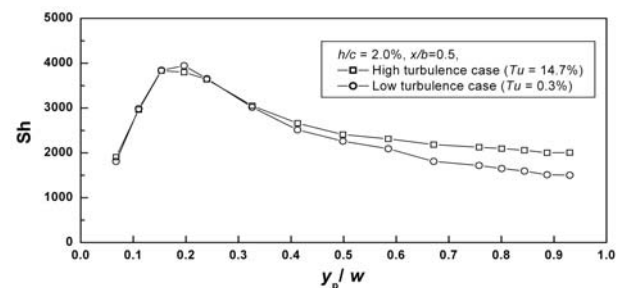


Fig. 10 Comparison of Sh at $x/b = 0.5$ for $h/c = 2.0\%$

모서리에서 흡입면 팁모서리까지의 거리이다. 압력면 쪽에서 흡입면 쪽으로 이동함에 따라, Sh 는 급격하게 증가하여 최대가 된 후 완만하게 감소하는 경향을 보인다. 이와 같은 현상은 x/b 에 관계없이 모든 경우에 나타났다. x/b 가 0.5와 0.75인

곳은 Fig. 6(a)의 영역 C(타원으로 표시)의 양 끝 점 근처에 해당한다. 이 두 위치에서 압력면 쪽 첫 번째 Sh 가 2000 이하로 비교적 작은 이유는 이 측정 위치가 영역 C 즉 재순환영역 가장자리에 위치하기 때문이다.

3.3 고난류 입구 조건에서의 열/물질전달

Fig. 9는 입구덕트 상류에 Fig. 2와 같은 난류발생기가 설치된 경우에 대한 실험결과이다. 이때 자유유동 난류강도 및 난류길이스케일은 각각 14.7%와 80mm이다. 이 결과를 Fig. 7의 결과와 비교하면 고난류 입구유동은 틱간극와류 하류의 저열부하 영역에서의 Sh 는 크게 증가시키는 반면, 틱간극와류 영역과 재부착 영역 등 고열부하 영역의 Sh 에는 그다지 큰 영향을 주지 않음을 확인할 수 있다. 이와 같은 고난류 입구유동 하에서도 앞전 틱모서리를 따라 발생하는 1쌍의 틱간극와류의 궤적은 여전히 잘 관찰되고 있다. 틱표면 전체에 걸쳐 평균낸 Sh 는 고난류 조건에서 대략 9% 정도 더 높았다.

Fig. 10은 $x/b = 0.5$ 에서 입구난류강도가 국소 Sh 에 미치는 영향을 보여 준다. y_p/w 가 대략 0.3 이하인 곳 즉 압력면 근처에서는 입구 난류강도에 따른 Sh 의 변화가 거의 없었지만, 이곳에서 흡입면 쪽으로 이동할수록 고난류 조건에서의 Sh 가 저난류 조건의 Sh 에 비해 단계적으로 더 높아지는 경향을 보여 주었다.

4. 결 론

본 연구에서는 대표적인 코드길이에 대한 틱간극높이의 비인 $h/c = 2.0\%$ 에 대하여, 고선회각 터빈 제 1 단 동익 평면팁 표면에서의 유동의 가시화 연구와 나프탈렌승화법을 적용한 열(물질)전달 계수 측정실험을 수행하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 유동의 가시화와 고해상도 열/물질전달 분포로부터, 앞전 근처에 1쌍의 틱간극와류가 존재함을 발견하였다.

(2) 압력면 틱모서리와 재부착선 사이의 영역에는 그 틱모서리와 평행하게 앞전과 뒷전으로부터 미드코드 재순환영역 쪽으로 이동하는 유동이 존재하였다.

(3) 압력면 틱간극와류와 흡입면 틱간극와류의 하

류에는 저열부하 영역이 존재하였는데, 이와 같은 영역이 존재하는 이유는 익형 앞전 틱모서리를 넘어 틱간극 내부로 진입하는 유동 중 대부분이 틱간극와류에 편입되면서 그 하류 영역에서의 대류 열/물질전달이 크게 감소하기 때문이다. 연소기 출구레벨 입구 난류유동 하에서 이 저열부하 영역의 열/물질전달이 가장 크게 증가하였다.

(4) 연소기 출구레벨 입구 난류유동 하에서 평균 열/물질전달은 소폭 증가하였고, 열/물질전달이 균일해지는 경향을 보였다.

후 기

본 연구는 금오공과대학교 학술연구비에 의하여 연구된 논문입니다.

참고문헌

- (1) Mayle, R. E. and Metzger, D. E., 1982, "Heat Transfer at the Tip of an Unshrouded Turbine Blade," *Proceedings of 7th International Heat Transfer Conference*, Vol. 3, pp. 87~92.
- (2) Chyu, M. K., Moon, H. K. and Metzger, D. E., 1989, "Heat Transfer in the Tip Region of Grooved Turbine Blades," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 131~138.
- (3) Metzger, D. E., Dunn, M. G. and Hah, C., 1992, "Turbine Tip and Shroud Heat Transfer," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 502~507.
- (4) Moore, J., Moore, J. R., Henry, G. S. and Chaudhry, U., 1989, "Flow and Heat Transfer in Turbine Tip Gaps," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 301~309.
- (5) Ameri, A. A., Steinthorsson, E. and Rigby, D. L., 1999, "Effect of Tip Clearance and Casing Recess on Heat Transfer and Stage Efficiency in Axial Turbines," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 683~693.
- (6) Azad, Gm. S., Han, J.-C., Teng, S. and Boyle, R. J., 2000, "Heat Transfer and Pressure Distributions on a Gas Turbine Blade Tip," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 717~724.
- (7) Azad, Gm. S., Han, J.-C. and Boyle, R. J., 2000, "Heat Transfer and Pressure Distributions on the

- Squealer Tip of a Gas Turbine Blade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 725~732.
- (8) Bunker, R. S., Bailey, J. C. and Ameri, A. A., 2000, "Heat Transfer and Flow on the First-Stage Blade Tip of a Power Generation Gas Turbine: Part 1 - Experimental Results," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 263~271.
- (9) Ameri, A. A. and Bunker, R. S., 2000, "Heat Transfer and Flow on the First-Stage Blade Tip of a Power Generation Gas Turbine: Part 2 - Simulation Results," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 272~277.
- (10) Ameri, A. A., 2001, "Heat Transfer and Flow on the Blade Tip of a Gas Turbine Equipped With a Mean-Camberline Strip," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 704~708.
- (11) Kwak, J. S., Ahn, J. Han, J-C, Lee, C. P., Bunker, R. S., Boyl, R. and Gaugler, R., 2003, "Heat Transfer Coefficients on the Squealer Tip and Near-Tip Regions of a Gas Turbine Blade With Single or Double Squealer," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 125, pp. 778~787.
- (12) Saxena, V., Nasir, H., and Ekkad, S. V., 2004, "Effect of Blade Tip Geometry on Tip Flow and Heat Transfer for a Blade in a Low-Speed Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 126, pp. 130~138.
- (13) Nasir, H., Ekkad, S. V., Kontrovitz, D. M., Bunker, R. S. and Prakash, C., 2004, "Effect of Tip Gap and Squealer Geometry on Detailed Heat Transfer Measurements Over a High Pressure Turbine Rotor Blade Tip," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 126, pp. 221~228.
- (14) Newton, P. J., Lock, G. D., Krishnababu, S. K., Hodson, H. P., Dawes, W. N., Hannis, J. and Whitney C., 2006, "Heat Transfer and Aerodynamics of Turbine Blade Tips in a Linear Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, pp. 300~309.
- (15) Goldstein, R. J. and Cho, H. H., 1995, "A Review of Mass Transfer Measurements Using Naphthalene Sublimation," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 10, pp. 416~434.
- (16) Ambrose, D., Lawrenson, I. J. and Sprake, C. H. S., 1975, "The Vapour Pressure of Naphthalene," *J. Chem. Thermodynamics*, Vol. 7, pp. 1173~1176.
- (17) Lee, S. W., Jun, S. B., Park, B. K. and Lee, J. S., 2004, "Effects of Combustor-Level High Inlet Turbulence on the Endwall Flow and Heat/Mass Transfer of a High-Turning Rotor Cascade," *KSME Int. J.*, Vol. 18, pp. 1435~1450.
- (18) Jun, S. B., 2000, Measurements of Endwall Heat (Mass) Transfer Coefficient in a Linear Turbine Cascade Using Naphthalene Sublimation Technique, MS thesis, Kumoh National Institute of Technology.
- (19) Abernethy, R. B., Benedict, R. P. and Dowdell, R. B., 1985, "ASME Measurement Uncertainty," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, pp. 161~164.
- (20) Kwon, H. G. and Lee, S. W., 2007, "Heat/ Mass Transfer Characteristics in the Near-Tip Region on a Turbine Blade Surface Under Combustor-Level High Inlet Turbulence," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 21, pp. 486~494.