

팁간극이 고선회각 터빈 동익 평면팁 표면에서의 열전달에 미치는 영향

문 현 석* · 이 상 우**

Effect of Tip Clearance Height on Heat Transfer Characteristics on the Plane Tip Surface of a High-Turning Turbine Rotor Blade

Hyun Suk Moon*, Sang Woo Lee**

Key Words : *Turbine Rotor Blade (터빈 동익), Plane Tip (평면 팁), Tip Clearance Height (팁간극높이), 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. The heat/mass transfer coefficient is measured for four tip clearance height-to-chord ratios of $h/c = 1.0\%$, 2.0% , 3.0% , and 4% at the Reynolds number of 2.09×10^5 . The result shows that at lower h/c , there exists a strong flow separation/re-attachment process, which results in severe thermal load along the pressure-side corner. As h/c increases, the re-attachment is occurred further downstream of the pressure-side corner with lower thermal load. At higher h/c , a pair of vortices on the tip surface near the leading edge are found along the pressure-side and suction-side corners, and the pressure-side tip vortex have significant influence even on the mid-chord local heat transfer.

1. 서론

터빈 동익(rotor blade)의 경우 케이싱(casing)에 고정된 정익(stator vane)과는 달리 고속회전을 해야 하므로, 그 끝 부분에 팁간극(tip clearance)이 존재한다. 이 팁간극을 통하여 익형의 압력면에서 흡입면 쪽으로 강한 2차유동이 발생하는데, 이 유동을 팁누설유동

(tip-leakage flow)이라고 한다. 팁 표면에서의 열전달 특성에 대해서는 Mayle와 Metzger⁽¹⁾ 이래로 많은 연구가 진행되었다. 그러나 초창기의 연구는 터빈 익렬이 아닌 이상화된 모델에 대해 진행되었다.⁽²⁻⁵⁾ 최근 들어 Azad 등⁽⁶⁾은 비정상액정기법을 이용하여 선회각이 비교적 작은 터빈 동익 (선회각 97.71도) 팁 표면에서의 열전달계수를 측정하였다. Bunker 등⁽⁷⁾은 액정기법을 이용하여 터빈 동익 (선회각 110.7도) 팁 표면에서의 열전달계수를 측정하였다. 그들은 3개의 익형으로 구성된 익렬에서 한 개의 익형에만 팁간극을 두었

* 금오공과대학교 기계공학부 대학원

** 금오공과대학교 기계공학부

E-mail : swlee@kumoh.ac.kr

고, 미드코드에서 끝단 영역의 데이터는 제시하지 못했다.

터빈 동익 끝단 근처의 열응력 분포를 알려면 팁 표면에서의 정확한 열전달계수 데이터가 있어야 한다. 그러나 선회각이 큰 터빈 동익에 대한 평면팁(plane tip) 표면 열전달계수의 측정은 미진한 상태이다. 본 연구에서는 고선회각 터빈 제 1 단 동익에 대하여 팁 간극높이가 익형 팁 표면에서의 열전달 특성에 미치는 영향을 연구하고자 한다. 이를 위해 선회각이 119도인 터빈 동익에 대하여, 코드길이에 대한 팁간극높이의 비 h/c 를 1%, 2%, 3%, 4% 등으로 변화시키며 실험을 수행하였다.

2. 실험

2.1 익열 풍동

본 연구에서 사용된 익열 풍동은 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익열 등으로 구성된다. 개방형 풍동은 면적 축소비가 9.0이고, 인버터에 의해 최대 40 m/s까지 출구 유속의 조절이 가능하다. 이 개방형 풍동을 통과한 균일 유동은 익열 상류에 위치한 입구덕트로 유입된다(Fig. 1). 이 입구덕트의 단면은 420 mm × 320 mm이고, 폭방향 중심에서 그 길이는 1.2 m이다. 입구덕트 하류에 설치된 터빈 익열에는 총 6개의 선형 익형이 설치되어 있다. 이것은 산업용 가스터빈 엔진의 터빈 제 1 단 동익의 미드스팬(mid-span) 형상을 근거로

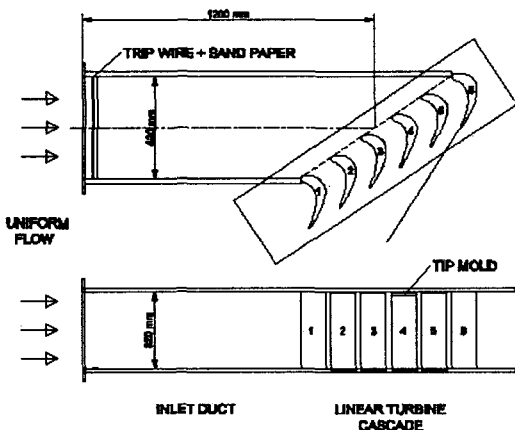


Fig. 1 Turbine rotor cascade with tip clearance

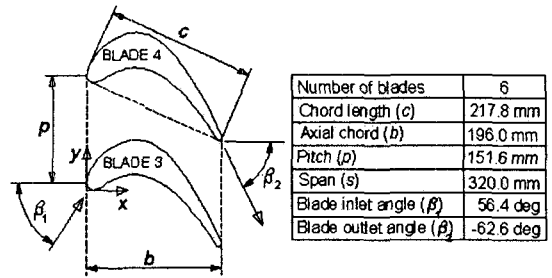


Fig. 2 Arrangement of turbine rotor cascade

large-scale로 제작되었다. Fig. 2에 이 익열의 중요 제원이 제시되어 있으며, 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 Azard 등⁽⁶⁾의 98도보다 21도 정도 더 크다. 이 선형 익형의 형상 좌표는 Jun⁽⁸⁾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 아래벽에만 고정된다(Fig. 1). 따라서 중심부 4개의 익형은 팁간극을 가질 수 있다. 본 연구에서는 Fig. 2와 Fig. 3에서와 같이 하류 방향을 x-축, 폭(피치) 방향을 y-축, 그리고 높이(스팬) 방향을 z-축으로 설정하였다.

2.2 실험장치 및 방법

본 연구에서는 나프탈렌승화법을 이용하여 열부하 분포를 측정하였다.⁽⁹⁾ 나프탈렌의 화학식은 $C_{10}H_8$ 이며, 그 용융점은 80.2 °C이다. 나프탈렌승화법을 적용하여 열전달 특성을 연구하려면, 측정하고자 하는 영역이 열전달계와 동일한 형상의 나프탈렌면으로 주조되어야

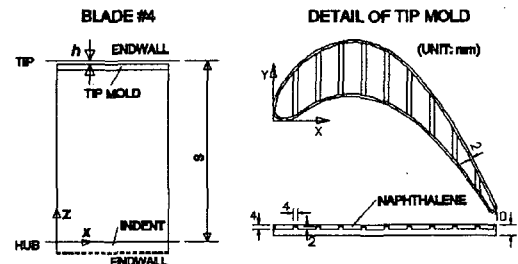


Fig. 3 Casting mold for naphthalene coated tip

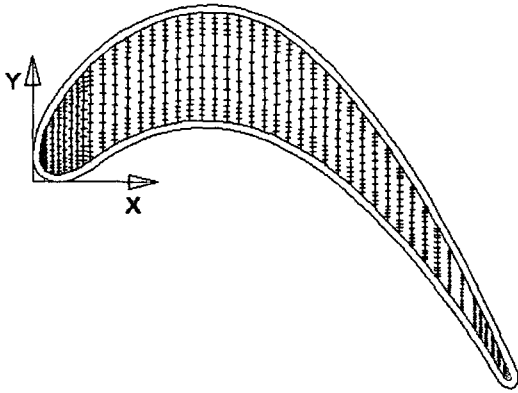


Fig. 4 Measurement locations

한다. Fig. 3은 나프탈렌이 주조될 주형 및 익형의 팁 부분에 탑재된 주형의 모습을 보여 준다. Fig. 3의 우측 그림과 같이 주형의 내부에는 여러 개의 홈이 가공되어 있고, 이것과 연삭 가공된 주형덮개 사이에서 나프탈렌이 주조된다. 나프탈렌이 완전히 응고된 후, 주조 면과 평행한 방향으로 주형덮개에 충격을 가해 분리하면 매끄러운 나프탈렌 면이 얻어진다. 이 주형과 주형덮개는 모두 두랄루민으로 제작되었다.

나프탈렌 승화 깊이의 측정에는 선형 가변차동 변환기 즉 LVDT (Linear Variable Differential Transformer)를 사용하였다. 이 LVDT (Sensotec, model 060-3590-02)의 최대 측정범위는 ± 1.0 mm이며 그 분해능은 $1 \mu m$ 이다. 온도측정을 위하여 나프탈렌 주조면에는 T-형 열전대가 설치되었고, 열전대로부터의 전압 측정에는 디지털전압계(Keithley, 2001)와 GPIB 보드(National Instruments, AT-GPIB)가 사용되었다. 이 열전대의 보정에는 항온조(Fisher Scientific, 9010)와 표준온도계가 이용되었다. 본 연구에서는 Fig. 4와 같이 x-축 방향으로 50 개, y-축 방향으로 15 개 등 총 750 위치에서 나프탈렌의 승화깊이가 측정되었다. 이 모든 위치에서 승화깊이를 측정하는데 총 15분 이 소요되었다.

본 연구에서는 자유유동속도를 15 m/s로 고정하고 실험을 수행하였다. 따라서 입구유동의 Reynolds 수 ($Re = U_{\infty}c/\nu$)는 2.09×10^5 이다. 익형 입구로부터 $1.5c$ 상류에서 측정된 자유유동 난류강도는 0.3 %이며, 끝벽에서 경계층두께, 배제두께, 운동량두께는 각각 44.7 mm, 5.16 mm, 4.04 mm이었다. 본 연구에서는

코드길이에 대한 팁간극높이의 비(h/c)를 1 %, 2 %, 3 %, 4 % 등으로 변화시키면서 실험을 수행하였다.

3. 결과 및 검토

Fig. 5 - Fig. 8은 각각 코드길이에 대한 팁간극높이의 비 h/c 가 1 %, 2 %, 3 %, 4 %일 때, 팁 표면에서의 국소 Sherwood수 $Sh (= h_m c/D)$ 의 분포를 그린 것이다. 일반적으로 h/c 에 따라 국소 Sh 의 분포는 정성적으로도 매우 다른 양상을 보여 준다. 이 사실은 팁간극을 통해 흐르는 누설유동이 팁간극 높이의 변화에 따라 크게 달라짐을 의미한다.

h/c 가 1 %일 때 Sh 의 분포를 보면(Fig. 5), Sh 가 큰 영역은 압력면 모서리를 따라 위치하고 있다. 특히 미드코드 근처에서 Sh 의 값은 4500을 넘을 정도로 매우 크다. 이 곳에서 Sh 의 최대값은 압력면에 가장 가까운 측정 위치에서 나타나는 것이 아니라, 이곳에서 흡입면 쪽으로 조금 이동한 위치에서 나타난다. 이 Sh 가 최대인 곳들을 코드 방향으로 연결한 선이 바로 압력면 쪽에서 팁모서리를 넘어 팁간극 통로로 진입한 유동이 박리 후 재부착하는 위치의 궤적을 나타낸다. h/c 가 1 %인 경우에는 흡입면 쪽을 제외한 대부분의 영역에서 등 Sh 선들이 익형의 압력면 모서리와 대체로 평행한 형태를 보인다. 이 사실은 팁간극이 충분히 작을 때 팁간극 내부의 누설유동은 코드 방향으로 비교적 변화가 작은 2차원 흐름임을 암시해 준다. Fig. 1에 나타난 Sh 의 분포로부터 팁 표면에서의 열부하는 압력면 쪽에서 가장 크고 흡입면 쪽으로 이동할수록 급격하게

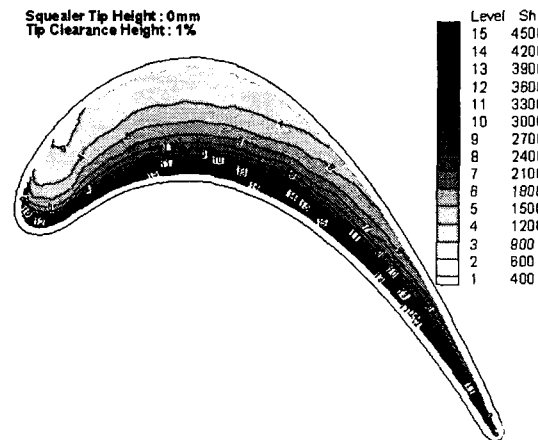


Fig. 5 Contours of Sh for $h/c = 1.0 \%$

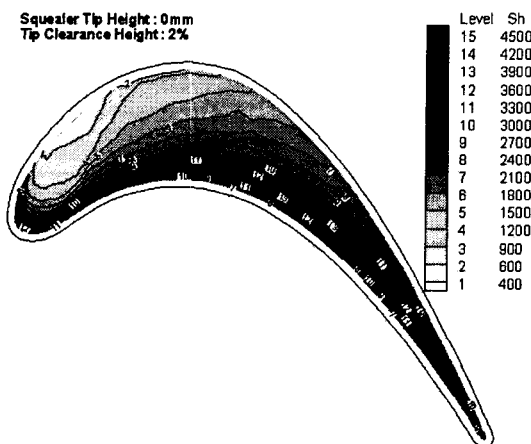


Fig. 6 Contours of Sh for $h/c = 2.0\%$

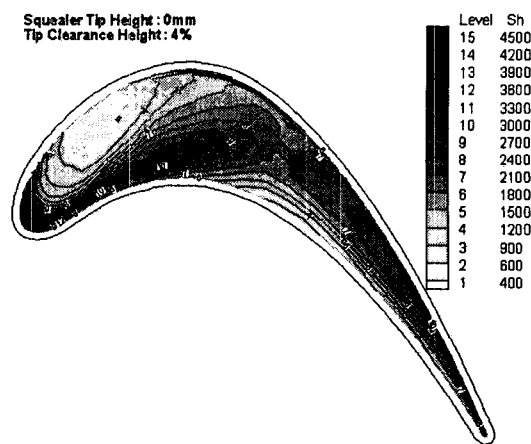


Fig. 8 Contours of Sh for $h/c = 4.0\%$

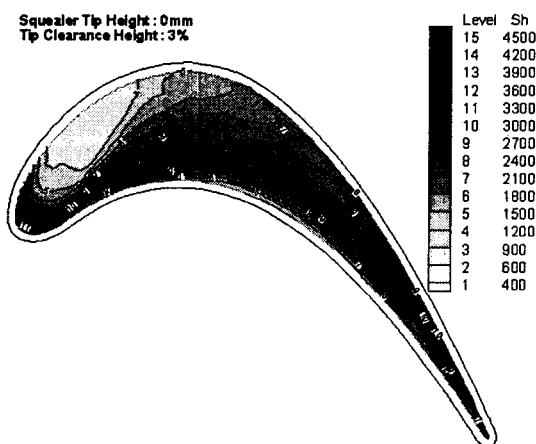


Fig. 7 Contours of Sh for $h/c = 3.0\%$

감소함을 알 수 있다. 대체로 흡입면 모서리의 열부하는 압력면 쪽 최대치의 대략 25%에 불과하였다.

h/c 가 2%로 증가하면(Fig. 6), 국소 Sh의 최대치는 감소하고, 그 위치는 흡입면 쪽으로 더 이동한다. 이 사실은 압력면 모서리에서 박리된 유동의 재부착 위치가 더 하류방향으로 이동함을 의미한다. 전반적으로 $h/c = 1\%$ 에 비하여 틱간극 누설유동의 2차원성이 줄어들고, Sh의 값도 감소하는 경향을 보인다. 특히 $h/c = 2\%$ 일 때, 익형의 앞전(leading edge) 근처에서 Sh가 큰 궤적이 압력면과 흡입면의 모서리를 따라 나타나고, 그 분포는 캠버선에 대해 대칭인 형태를 보인다. 이 사실은 앞전 근처 모서리에서 박리된 흐름이 재부착된 뒤, 캠버선을 중심으로 그 양쪽에서 서로 대칭인 와류

로 발달해 나가고 있음을 의미한다. 이 앞전 근처의 Sh 변화를 제외하면 h/c 가 1%와 2%의 결과는 정성적으로 잘 일치한다.

h/c 가 3%로 증가하면 Sh가 극대값을 갖는 궤적 즉 재부착선이 흡입면쪽으로 확연히 후퇴하고, 그 극대값들의 절대치도 크게 감소한다. 이 사실은 틱간극 통로 내부로 유입되는 유동의 박리/재부착 현상이 크게 완화되고 있음을 의미한다. 이 경우에는 압력면 모서리에 가까운 곳을 제외하면 등 Sh 선들이 더 이상 압력면 모서리와 평행하지 않다. 이것은 틱간극의 증가로 인해 간극 통로 내부의 흐름이 3차원 흐름으로 변화했기 때문이다. h/c 가 3%일 때에는 틱 표면 전체에 걸쳐 Sh의 최대치는 h/c 가 1%와 2%인 경우와는 달리 앞전 재부착 영역에 존재한다. $h/c = 2\%$ 에서 존재하기 시작한 1쌍의 앞전 와류는 $h/c = 3\%$ 에서 더 확실하게 관찰되며, 그 영역도 확대되는 경향을 보여 준다. 흡입면 쪽 앞전에서 발달하는 와류는 하류로 조금 이동하다가 틱간극 통로를 벗어나 익열 주유동 통로로 들어가 버린다. 반면에 압력면 쪽 앞전에서 발달하는 와류는 미드코드 근처까지 영향을 미칠 정도로 강력함을 확인할 수 있다. 이 두 와류 사이 공간의 하류영역에는 $Sh = 1200$ 정도의 저열부하 영역이 존재하고 있다.

틱간극비가 4%로 증가하여도 $h/c = 3\%$ 의 열(물질) 전달 특성이 정성적으로 그대로 유지된다. 다만 재부착이 더 하류에서 발생하고 앞전 압력면 쪽 와류의 영향력이 더 하류까지 확대되는 것이 주목할 만한 점이다.

4. 결 론

본 연구에서는 나프탈렌승화법을 적용하여 고선회 각 터빈 제 1 단 동의 팁 표면에서 열(물질)전달계수 분포를 측정하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 코드길이에 대한 팁간극높이의 비 h/c 가 작을수록 압력면 모서리에서 매우 강한 박리/재부착 현상이 나타났다. 그 결과 압력면 모서리 근처 팁 표면에 열부하의 집중이 두드러졌다.
- (2) h/c 가 커지면, 재부착점의 위치는 압력면 모서리로부터 점차 멀어지고 열부하의 집중도 크게 완화되었다.
- (3) h/c 가 2% 이상이면 앞전 근처에 1쌍의 와류가 발생하여, 압력면과 흡입면 모서리를 따라 발달하였다. 특히 h/c 가 3% 이상이면 압력면 쪽 와류영역이 미드코드까지 크게 확대되었다.
- (4) 앞전에서 발달되는 1쌍의 와류 사이 공간의 와류영역에는 h/c 에 관계없이 저열부하 영역이 존재하였다.

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) Metzger, D. E., and Rued, K., 1989, "The influence of Turbine Clearance Gap Leakage on Passage Velocity and Heat Transfer Near Blade Tips, Part I - Sink Flow Effects on Blade Pressure sides," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 284~292.
- (5) Rued, K., and Metzger, D. E., 1989, "The influence of Turbine Clearance Gap Leakage on Passage Velocity and Heat Transfer Near Blade Tips, Part II - Source Flow Effects on Blade Suction sides," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 293~300.
- (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) 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 I-Experimental Results," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 263~271.
- (8) 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.
- (9) 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.