

# 자유유동 난류강도가 터빈 동익 표면에서의 열(물질)전달 특성에 미치는 영향

이 상 우<sup>†</sup>·박 진 재<sup>\*</sup>·권 현 구<sup>\*</sup>·박 병 규<sup>\*\*</sup>

## Free-Stream Turbulence Effect on the Heat (Mass) Transfer Characteristics on a Turbine Rotor Surface

Sang Woo Lee, Jin Jae Park, Hyun Goo Kwon, and Byung Kyu Park

**Key Words:** Turbulence Intensity (난류강도), Integral Length Scale (적분길이스케일), Blade Surface Heat Transfer (블레이드 표면 열전달), Linear Turbine Rotor Cascade (선형 터빈 동익 익열)

### Abstract

The heat (mass) transfer characteristics on the blade surface of a first-stage turbine rotor cascade has been investigated by employing the naphthalene sublimation technique. A four-axis profile measurement system is employed for the measurements of the local heat (mass) transfer coefficient on the curved blade surface. The experiments are carried out for two free-stream turbulence intensities of 1.2% and 14.7%. The high free-stream turbulence results in more uniform distributions of heat load on the both pressure and suction surfaces and in an early boundary-layer separation on the suction surface. The heat (mass) transfer enhancement on the suction surface due to the endwall vortices is found to be relatively small under the high free-stream turbulence.

### 1. 서 론

가스터빈 엔진의 효율을 향상시키기 위해서는 터빈 입구온도(turbine inlet temperature)를 높여야 하며, 현재 터빈입구 온도는 1500℃ 이르고 있다. 이와 같이 높은 입구온도 때문에 고온의 gas와 접하는 터빈의 여러 구성 요소에 대한 냉각이 필수적이며, 이들 고온 부품 표면에서의 정확한 열전달계수를 알아야 적절한 냉각 시스템을 도입할 수 있다. 따라서 열전달계수의 측정은 터

빈의 열시스템 설계에 있어서 매우 중요한 기초 데이터이다.

Bayley와 Priddy<sup>(1)</sup>는 끝벽의 영향이 무시할 정도로 작은 블레이드 미드스팬 근처 2차원 유동 영역에서 터빈 블레이드 표면에서의 열전달 특성을 연구하였다. Chen과 Goldstein<sup>(2)</sup>은 나프탈렌 승화법을 적용하여 블레이드 흡입면에서의 열전달 특성을 연구하였다. 그들은 미드스팬 근처 2차원 유동 영역 뿐만 아니라 끝벽 근처 3차원 유동 영역에서의 열(물질)전달 특성을 파악하였다. Goldstein 등<sup>(3)</sup>은 자유유동 난류강도가 매우 작을 때, 선형 터빈 블레이드 압력면 및 흡입면 표면에서의 대류 전달현상에 대하여 연구하였다.

앞에서 소개된 연구들은 난류강도가 비교적 낮은 경우에 국한되어 있다. 그러나 실제 연소기 출구 유동이 유입되는 터빈 통로의 입구 유동은 15% 이상의 매우 높은 난류강도와 큰 난류 길이

† 금오공과대학교 기계공학부

E-mail : swlee@kumoh.ac.kr

TEL : (054)467-4209 FAX : (054)467-4050

\* 금오공과대학교 대학원

\*\* 서울대학교 기계항공공학부

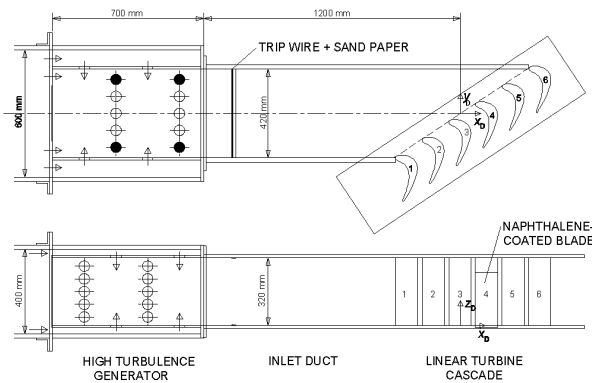


Fig. 1 Overall view of cascade wind tunnel.

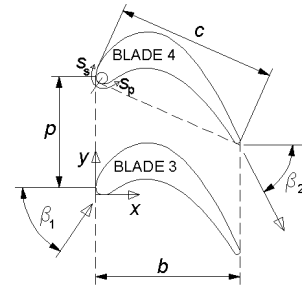
스케일을 가지고 있다<sup>(4)</sup>. Wang 등<sup>(5)</sup>은 연소기 출구 레벨의 고 난류강도가 터빈 블레이드 표면에서의 열(물질)전달에 미치는 영향에 대하여 연구하였는데, 끝벽의 영향이 없는 미드스팬에서만 열전달계수를 측정하였다. 최근 들어 Lee 등<sup>(6)</sup>은 연소기 출구 레벨의 자유유동 난류강도 하에서 끝벽에서의 경계층 박리 현상과 열(물질)전달 특성에 대하여 연구한 바 있다.

지금까지 터빈 블레이드 표면에서의 열전달 특성에 대한 연구는 국내외에서 폭넓게 진행되어 많은 성과가 있었다. 그러나 연소기 출구 레벨의 자유유동 난류유동이 끝벽 근처 영역을 포함하는 전체 블레이드 표면에서의 열전달에 미치는 영향에 관한 연구는 아직 이루어지지 않고 있다. 본 연구에서는 실제 엔진 레벨의 난류강도와 적분길이 스케일(integral length scale)이 터빈 제 1 단 동익의 끝벽(endwall) 근처 영역을 포함하는 블레이드 표면 전체에서의 열(물질)전달 특성에 미치는 영향에 대하여 연구하였다.

## 2. 실험

### 2.1 실험장치

본 연구에서 사용된 익열 풍동(cascade wind tunnel)은 Fig. 1에서와 같이 개방형 풍동, 제트 분사형 난류발생기, 입구덕트, 익열 등으로 구성된다. 개방형 풍동은 면적축소비가 9.0이고, 출구의 단면은 600 mm × 400 mm이다. 이 개방형 풍동을 통과한 균일 유동은 난류발생기에서 스케일이 큰 난류유동으로 바뀌어 익열 입구덕트로 유입된다. 이 입구덕트의 단면은 420 mm × 320 mm이고, 폭방향 중심에서 그 길이는 1.2 m이다. 이것



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 ( $\beta_1$ )	56.4 deg
Blade outlet angle ( $\beta_2$ )	-62.6 deg

Fig. 2 Arrangement of turbine blade cascade

의 입구 상하 벽에는 직경 2 mm의 트립와이어(trip wire)와 사포(sand paper)가 차례로 부착되어 있어서, 상하 벽 근처의 유동이 다시 난류 경계층으로 발달된다. 실험장치의 가장 하류에 위치한 터빈 익열에는 총 6개의 선형 블레이드가 설치되어 있다. 이것은 산업용 가스터빈의 터빈 제 1 단 동익의 미드스팬 형상을 근거로 large-scale로 제작되었다. Fig. 2에 이 익열의 중요 제원이 제시되어 있으며, 그 중 코드길이(c), 피치(p), 스패น(s) 등은 각각 217.8mm, 151.6mm, 320.0mm 등이고, 그 회전각(turning angle)은 119도이다. Fig. 2에서  $s_p$ 와  $s_s$ 는 각각 블레이드 선단 정체점으로부터 압력면과 흡입면 표면을 따라 이동한 거리를 나타낸다. 실제 엔진의 터빈 내부에 존재하는 높은 난류유동 조건을 실현하기 위하여, 본 연구에서는 Fig. 1에서와 같은 연소기 시뮬레이터 형태의 제트 분사형 난류발생기를 도입하였다.<sup>(7,8)</sup> 이 난류발생기에 대한 자세한 내용은 Lee 등<sup>(6)</sup>에 자세히 언급되어 있다.

본 연구에서는 IBM PC AT-486으로 온도, 경계층 속도, 난류 측정시스템 전체를 온라인화 하였으며, 이를 위해 다기능입출력보드 (National Instruments, AT-MIO-16D-H-9)가 컴퓨터에 내장되어 있다. 압력변환기 (Furness Controls, FCO12)에 의해 변환된 압력신호는 다기능입출력보드의 12비트 A-D변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 입구 자유유동의 난류강도와 적분길이 스케일(integral length scale)을 측정하기 위해서 정온형 열선유속계(Kanomax, 1010)와 선형화기(Kanomax, 1013)를 사용하였다. 적분길이 스케일을 측정하는 방법에

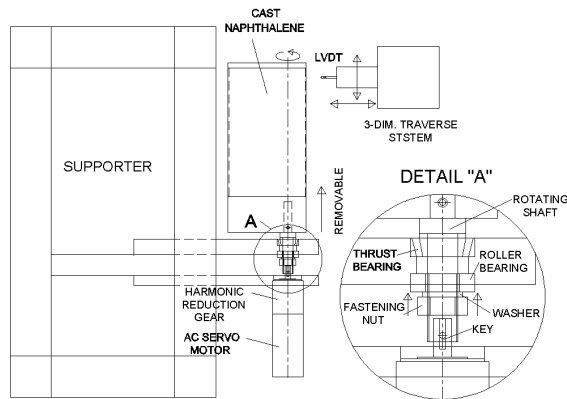


Fig. 3 Schematic diagram of 4-axis profile measurement system.

는 여러가지 기법이 있지만, 본 연구에서는 Camp와 Shin<sup>(9)</sup>과 같이 auto-correlation 함수로부터 적분 시간스케일(integral time scale)을 구하고, Taylor의 가정을 이용하여 적분길이 스케일을 구하는 방법을 사용하였다. 이때 열선유속계의 선형화기를 통과한 난류신호 AC 성분은 10 kHz의 low-pass 필터를 통과한 뒤, 50 kHz의 속도로 데이터를 샘플링하였다.

## 2.2 측정 방법

열전달의 연구에 있어서 열전달과 물질전달의 유사성을 이용한 실험방법이 널리 이용되고 있다. 나프탈렌승화법은 그 중 한 방법으로 열전달계(heat transfer system)와 똑같은 기하학적 형상으로 나프탈렌을 주조하여 일정시간 유동장에 노출시킨 뒤, 승화된 나프탈렌의 깊이를 측정하여 물질전달계수를 구하고, 적절한 상사 관계식을 이용하여 열전달계수를 구하는 방법이다.<sup>(10)</sup>

나프탈렌승화법을 적용하여 열전달 특성을 연구하려면, 측정하고자 하는 영역이 열전달계와 동일한 형상의 나프탈렌 면으로 주조되어야 한다. 나프탈렌이 주조되는 부분은 블레이드 스펠의 70%이며, 주조된 나프탈렌의 두께는 2 mm이다(Fig. 3). 실제 주조를 해 본 결과, 모든 면에서 매끄러운 표면을 얻는 것이 쉬운 일이 아니었고, 주로 블레이드 흡입면 하류 쪽에서 결점이 발견되었다.

주형의 각 위치에서 나프탈렌의 승화된 깊이를 측정하기 위해서 선형가변차동변환기 즉 LVDT(Linear Variable Differential Transformer)를 사용하였다. 이 LVDT (Sensotec, model

060-3590-02)의 최대 측정범위는  $\pm 1.0\text{mm}$ 이며 그 분해능은  $1\ \mu\text{m}$ 이다. Fig. 3은 블레이드 표면에서 나프탈렌의 승화된 깊이를 측정하는데 사용되는 4축 형상측정시스템의 개략도를 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이 이 측정 시스템은 크게 지지대, 블레이드 회전장치, 3차원 자동이송장치 등으로 구분된다. 지지대는 알루미늄 프로파일로 제작되었고, 정밀가공된 정반 위에 위치한다. 블레이드 회전장치는 이 지지대에 설치되어 있으며, 주조된 블레이드를 정밀하게 회전시키는 작용을 한다. 블레이드의 회전은 하모닉 감속기어(Oriental Motor, UHG50-2C)가 장착된 각도 분해능 0.36도의 AC 서보모터(Oriental Motor, KXSM240HG1-BL)에 의해 이루어진다. 이 하모닉 기어는 백래쉬가 없는 것이 특징이며, 그 감속비는 50이다. 따라서 본 회전장치의 각도 분해능은 0.0072도에 불과하다. 실제 승화깊이 측정시, 스캔 방향(z-축 방향)으로 16개, 흡입면과 압력면을 모두 합해 코드 방향(x-축 방향)으로 62개 등 총 992 위치에서 승화깊이를 측정하였다.

본 연구에서는 자유유동의 난류강도가 매우 작은 경우(Case 1)와 제트 분사형 난류발생기가 설치된 경우(Case 2)에 대하여 실험을 수행하였다. Case 1의 경우에는 난류발생기 대신 3차원 수축부(contraction nozzle)이 설치되었다. 두 경우 모두 자유유동속도를 15 m/s로 고정하고 실험을 수행하였다. 따라서 입구유동의 Reynolds 수 ( $Re_{\infty} = U_{\infty}c/\nu$ )는  $2.09 \times 10^5$ 이었다. Case 1의 경우  $x/c = -1.5$ 에서 자유유동 난류강도는 1.2%이며, Case 2의 경우 자유유동 난류강도와 적분길이 스케일은 각각 14.7%와 80.0mm이었다.

## 3. 결과 및 검토

Fig. 4는 난류발생기가 설치되지 않은 경우(Case 1)의 압력면 국소 Sherwood 수 Sh의 분포를 나타내고, Fig. 5는 난류발생기가 설치된 경우(Case 2)의 압력면 국소 Sherwood 수 Sh의 분포를 나타낸다. Fig. 5의 결과를 Fig. 4와 비교하면, 일반적으로 자유유동 난류강도에 관계없이 Sh의 정성적인 변화는 거의 동일하였다. 그러나 전체적으로 난류강도가 큰 경우의 Sh가 더 폭방향으로 균일한 분포를 보이며, 이러한 경향은 끝벽

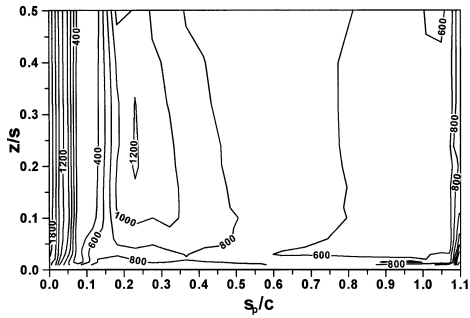


Fig. 4 Contours of Sh on the pressure surface in the low turbulence case

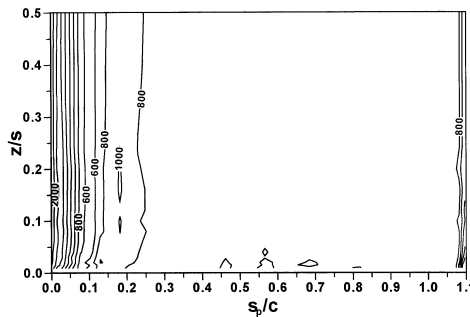


Fig. 5 Contours of Sh on the pressure surface in the high turbulence case

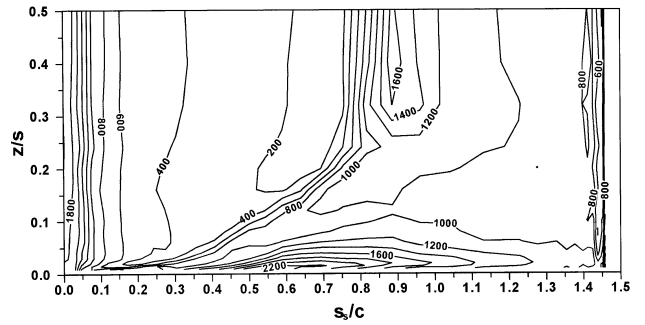


Fig. 6 Contours of Sh on the suction surface in the low turbulence case

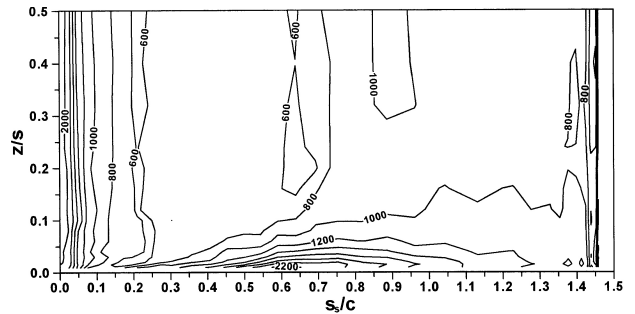


Fig. 7 Contours of Sh on the suction surface in the high turbulence case

근처 영역에서 두드러짐을 알 수 있다. 특히 난류강도가 클 경우 선단과 끝단을 제외한 대부분의 영역에서 Sh가 700 정도로 매우 균일하였다. 그리고 난류강도가 작을 경우,  $0.0 < s_p/c < 0.2$ 에서 정체점으로부터 하류방향으로 이동함에 따라 Sh는 급격히 감소하다가 다시 증가하는 현상은 자유유동 난류강도의 증가에 의해 크게 둔화되었다. 이와 같은 사실은 자유유동 고 난류강도가 압력면 변곡점 근처에서의 층류 박리를 완화하는 역할을 함을 의미한다. Fig. 4와 Fig. 5의 끝벽 근처 Sh 분포를 살펴 보면, Fig. 5의 결과가 Fig. 4에 비하여 Sh의 절대치가 더 작고, 그 분포도 균일함을 확인할 수 있다. 이와 같은 현상은 자유유동 난류강도의 증가가 압력면 쪽 선단 모서리와류와 압력면 모서리와류를 크게 약화시킴을 의미한다. 전체적으로 볼 때, 난류발생기가 설치된 경우의 Sh 분포는 z/s에는 거의 무관하고  $s_p/c$ 에만 의존하는 것이 큰 특징이다.

Fig. 6은 난류발생기가 설치되어 있지 않은 경우(Case 2)의 흡입면 국소 Sherwood 수 Sh의 분포를 나타내고, Fig. 7은 난류발생기가 설치된 경우(Case 2)의 흡입면 국소 Sherwood 수 Sh의 분

를 나타낸다. 난류강도가 큰 경우의 결과를 난류강도가 작은 경우(Fig. 6)와 비교해 보면 전체적으로 정성적으로 비슷한 경향을 보여 주지만, 흡입면 중간부(mid-chord)에서의 Sh의 구배는 크게 감소하였다. 미드스팬 근처에서의 Sh 데이터를 보면,  $0.2 < s_s/c < 0.7$ 에서 Sh는 난류강도가 큰 경우의 값이 훨씬 크다. 이것은 난류강도가 작을 때 존재하는 층류 경계층이 자유유동의 난류강도 증가로 인해 그 두께가 크게 얇아졌기 때문이다. Fig. 6의 블레이드의 코드방향 중간부분 즉  $0.7 < s_s/c < 0.9$ 에서 존재하였던 Sh의 큰 구배는 고 난류강도 하에서는 크게 완화되었다. 그 이유는 자유유동 고 난류강도가 경계층 두께를 감소시키면서 경계층 유동을 안정화하여 층류에서 난류 경계층으로의 전이를 억제하기 때문이다. 이와는 달리 Fig. 6에서 난류경계층 유동영역에 해당하는  $1.1 < s_s/c < 1.4$ 에서는 두 경우의 Sh 분포의 차이가 그다지 심하지 않았다. 미드스팬 근처 뿐만 아니라 끝벽에 가까운 곳에서도 층류 경계층 영역의 경계를 이루는 감싸고 있던 천이 영역에서의 Sh 구배는(Fig. 6) 고 난류강도 하에서는 현저히 감소하였다. 그러나 끝벽 근처에서 흡입면

쪽 선단 모서리와류, 흡입면 모서리와류, 통로와류 등에 의해 영향을 받는 영역에서의 Sh 분포는 자유유동 난류강도가 증가하여도 거의 변화하지 않았다. 압력면에서의 결과와 비교해 볼 때, 자유유동 난류강도에 의한 Sh의 변화가 흡입면 2차원 유동 영역에서는 더 큰 반면에, 흡입면 3차원 유동 영역에서는 오히려 더 작게 나타났다.

#### 4. 결 론

(1) 연소기 출구 레벨의 난류유동 하에서, 블레이드 선단의 열부하는 증가하는 경향을 보이지만 그 하류 영역에서는 경계층 박리/재부착 및 경계층 천이 현상이 완화되어 열부하의 구배가 현저히 감소하였다.

(2) 일반적으로 흡입면과 압력면에 관계없이 경계층 유동의 재부착 또는 천이가 일어나는 영역을 제외한 나머지 대부분의 영역에서는 난류강도가 큰 경우의 열부하가 난류강도가 작은 경우에 비하여 더 높게 나타났다.

(3) 자유유동 난류강도의 영향은 압력면에서 보다 흡입면에서 훨씬 더 두드러지게 나타났다. 특히 블레이드 흡입면 중간부(mid-chord)에서의 열부하가 자유유동 난류강도의 변화에 가장 민감하였다.

(4) 자유유동의 난류강도가 크게 증가하면, 압력면-끝벽 모서리에서의 열(물질)전달이 크게 감소하였다. 이와는 대조적으로 흡입면 3차원 유동 영역에서는 열(물질)전달이 자유유동 난류강도의 영향을 거의 받지 않았다. 그러나 본 연구의 물질전달 분포로부터 자유유동 난류강도의 증가에 의해 끝벽 근처 3차원 와류가 약화되는 경향을 보임을 알 수 있었다.

#### 참고문헌

(1) Bayley, F. J., and Priddy, W. J., 1981, "Effects of Free-Stream Turbulence Intensity and Frequency on Heat Transfer to Turbine Blading," *ASME Journal of Engineering for Power*, Vol. 103, pp. 60~64.

(2) Chen, P. H., and Goldstein, R. J., 1992, "Convective Transport Phenomena on the Suction Surface of a Turbine Blade Including the Influence

of Secondary Flows Near the Endwall," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 114, pp. 776~787.

- (3) Goldstein, R. J., Wang, H. P., and Jabbari, M. Y., 1995, "The Influence of Secondary Flows Near the Endwall and Boundary Layer Disturbance on Convective Transport From a Turbine Blade," *ASME Journal of Yurbomachinery*, Vol. 117, pp. 657~665.
- (4) Koutmos, P. and McGuirk, J. J., 1989, "Isothermal Flow in a Gas Turbine Combustor - A Bench mark Experimental Study," *Experiments in Fluids*, Vol. 7, pp. 344~354.
- (5) Wang, H. P., Goldstein, R. J., and Olson, S. J., 1999, "Effect of High Free-Stream Turbulence With Large Length Scale on Bade Heat/Mass Transfer," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 217~224.
- (6) Lee, S. W., Jun, S. B., Park, B. K., and Lee, J. S., 2001, "Effects of High Free-Stream Turbulence on the Near-Wall Flow and Heat/Mass Transfer on the Endwall of a Linear Turbine Rotor Cascade," accepted for publication in the *ASME Journal of Turbomachinery*, ASME Paper No. 02-GT-30187.
- (7) Ames, F. E. and Moffat, R. J., 1990, "heat Transfer With High Intensity, Large Scale Turbulence: The Flat Plate Turbulent Boundary Layer and the Cylindrical Stagnation Point," NASA Report No. HMT-44 Dept. of Mech. Engrg., Stanford University.
- (8) Chung, J. T. and Simmon, T. W., 1993, "Effectiveness of the Gas Turbine Endwall Fences in Secondary Flow Control at Elevated Freestream Turbulence Levels," ASME Paper No. 93-GT-51.
- (9) Camp, T. R. and Shin, H. W., 1995, "Turbulence Intensity and Length Scale Measurements in Multi-stage Compressors," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 117, pp. 38~46.
- (10) 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.