

큰 회전각을 가지는 터빈 블레이드 표면에서 나프탈렌승화법을 이용한 열(물질)전달계수 측정

권현구* · 이상우** · 박병규†
(2001년 11월 21일 접수, 2002년 5월 27일 심사완료)

Measurements of Heat (Mass) Transfer Coefficient on the Surface of a Turbine Blade with a High Turning Angle Using Naphthalene Sublimation Technique

Hyun Goo Kwon, Sang Woo Lee and Byung Kyu Park

Key Words: Naphthalene Sublimation Technique(나프탈렌승화법), Four-Axis Profile Measurement System(4축 형상측정시스템), Heat (mass) Transfer Coefficient(열(물질)전달계수), Turbine Rotor for Power Generation(발전용 터빈 동익)

Abstract

The heat (mass) transfer characteristics on the blade surface of a high-turning first-stage turbine rotor for power generation has been investigated by employing the naphthalene sublimation technique. A four-axis profile measurement system is developed successfully for the measurements of local sublimation depth on the curved surface. In the leading edge region, there is a good agreement between the present heat (mass) transfer data and the previous result on a turbine blade with a moderate turning angle, but some discrepancies are found in the mid-chord heat (mass) transfer between the two results. The local heat (mass) transfer on the present suction surface is greatly enhanced due to an earlier boundary transition, compared with that on a turbine blade with a moderate turning angle, meanwhile there is only a slight change in the pressure-side heat (mass) transfer between the two different turbine rotors. In general, the heat (mass) transfer augmentation by the endwall vortices is found much higher on the suction surface than on the pressure surface.

기호설명

c : 코드길이
 C_{ps} : 정압계수, 식 (8)

* 회원, 국립금오공과대학교 대학원
** 회원, 국립금오공과대학교 기계공학과
† 책임저자, 회원, 한국기계연구원 열유체환경연구부
E-mail : bkpak@kimm.re.kr
TEL : (042) 868-7367 FAX : (042) 868-7335

D : 공기중에서 나프탈렌의 물질확산계수
 h : 열전달계수
 h_m : 물질전달계수
 k : 공기의 열전도율
 δl : 나프탈렌의 승화 깊이
 \dot{m} : 물질플럭스 (mass flux)
Nu : 국소 Nusselt 수 = hc/k
 P_s : 블레이드 표면 정압
 $P_{s,\infty}$: 입구 덕트에서 측정된 기준 정압
 $P_{v,w}$: 벽면에서의 나프탈렌 증기압

Pr	: Prandtl 수 = ν/α
q	: 열플럭스 (heat flux)
R	: 나프탈렌 증기의 기체상수 = 64.87 J/kg-K
Re	: 입구 Reynolds 수 = $U_\infty c/\nu$
Sc	: Schmidt 수 = ν/D (나프탈렌의 Sc ~ 2.28)
Sh	: Sherwood 수 = $h_m c/D$
δt	: 나프탈렌이 유동장에 노출된 시간
T_w	: 벽면 온도
T_∞	: 자유유동 온도
U_∞	: 자유유동 속도
x	: 주유동방향 방향 좌표, Fig. 2
y	: 폭방향 좌표, Fig. 2
z	: 높이(스팬) 방향 좌표, Fig. 2

그리스문자

α	: 공기의 열확산계수
β_1	: 블레이드 입구각 = 56.4도
β_2	: 블레이드 출구각 = -62.6도
ν	: 동점성계수
ρ_s	: 고체 나프탈렌의 밀도 = 1145 kg/m ³
$\rho_{v,w}$: 벽면에서의 나프탈렌 증기농도
$\rho_{v,\infty}$: 자유유동에서의 나프탈렌 증기농도

1. 서론

가스터빈 엔진의 효율을 향상시키기 위해서는 터빈 입구온도를 높여야 하며, 현재 고성능 터빈의 입구 온도는 1500℃에 이르고 있다. 이와 같이 높은 입구 온도 때문에 고온의 가스와 접하는 터빈의 여러 구성 요소에 대한 냉각이 필수적이며, 이들 고온 부품 표면에서의 정확한 열부하(heat load)를 알아야 적절한 냉각 시스템을 도입할 수 있다. 따라서 열전달계수의 측정은 터빈의 열시스템 설계에 있어서 매우 중요한 기초 데이터이다.

Bayley와 Priddy⁽¹⁾는 터빈 동익(rotor) 미드스팬(mid-span) 근처 2차원 유동 영역에서 그 표면에서의 열전달 특성을 연구하였다. 그들은 자유유

동의 난류강도 변화에 따른 동익 표면에서의 층류-난류 천이(transition)가 열전달에 주는 영향에 대해 고찰하였다. Chen과 Goldstein⁽²⁾은 나프탈렌 승화법(naphthalene sublimation technique)을 적용하여 항공기용 터빈 동익 흡입면(suction surface)에서의 열전달 특성을 연구하였다. 그들은 미드스팬 근처 2차원 유동영역 뿐만 아니라 끝벽(endwall) 근처 3차원 유동영역에서의 열(물질)전달 특성을 파악하였다. Goldstein 등⁽³⁾은 자유유동 난류강도가 매우 작을 때, 항공기용 터빈 동익 압력면(pressure surface) 및 흡입면 표면에서의 대류 전달현상에 대하여 연구하였다. 그들은 블레이드 표면에서의 유동박리가 열전달 특성에 미치는 영향을 연구하기 위하여, 그 선단(leading edge)에 트립와이어(trip wire)가 설치된 경우와 그렇지 않은 경우의 실험 결과를 비교하였다. 이 연구가 블레이드의 압력면과 흡입면에서 끝벽에 의한 3차원 유동영역에서 열(물질)전달계수를 모두 측정된 최초의 연구이다. Wang 등⁽⁴⁾은 항공기용 터빈 동익 미드스팬 근처 2차원 유동영역에서 자유유동 난류강도가 그 동익 표면에서의 열(물질)전달에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. 최근 들어 이상우 등⁽⁵⁾은 발전용 터빈 끝벽에서 열(물질)전달 특성에 대하여 연구한 바 있다.

지금까지 터빈 블레이드 표면에서의 열전달 특성에 대한 연구는 국내외에서 폭넓게 진행되어 많은 성과가 있었다. 그러나 회전각(turning angle)이 큰 발전용 터빈의 동익에 대해서 끝벽 근처 3차원 유동영역을 포함하는 전체 블레이드 표면에서의 열부하 측정 연구는 아직 이루어지지 않고 있다. 본 연구에서는 나프탈렌승화법을 이용하여 발전용 터빈 제 1 단 동익의 압력면과 흡입면 전체 영역에서 열(물질)전달계수를 측정하고자 한다. 여기서 얻어진 발전용 터빈의 열부하 데이터는 발전용 터빈 블레이드의 냉각시스템 설계의 기초 자료로 활용될 수 있을 것이다.

2. 실험

2.1 나프탈렌 승화법

열전달의 연구에 있어서 열전달과 물질전달의 유사성(heat and mass transfer analogy)을 이용한 실험방법이 널리 이용되고 있다. 나프탈렌승화법은 그 중 한 방법으로 열전달계(heat transfer

system)와 똑같은 기하학적 형상으로 나프탈렌을 구조하여 일정시간 유동장에 노출시킨 뒤, 물질 전달계(mass transfer ststem)에서 승화된 나프탈렌의 깊이를 측정하여 물질전달계수를 구하고, 적절한 상사 관계식을 이용하여 열전달계수를 구하는 방법이다.⁽⁶⁾ 열전달계에서 일정한 온도로 유지되는 고체 표면에서의 열전달계수는 다음과 같이 정의된다.

$$q = h(T_w - T_\infty) \quad (1)$$

여기서 T_w 와 T_∞ 는 각각 벽면과 자유유동의 온도이고, h 는 열전달계수이다.

물질전달계에서 나프탈렌 면에서의 표면온도가 일정하게 유지된다면, 그 곳에서의 나프탈렌의 증기압이 일정하므로 나프탈렌의 농도가 일정하다. 이와 같은 물질전달계의 등농도 조건은 열전달계에서는 등온 조건에 해당된다. 일반적으로 물질전달계수 h_m 은 다음과 같이 정의된다.

$$\dot{m} = h_m(\rho_{v,w} - \rho_{v,\infty}) \quad (2)$$

이 식은 열전달계의 식 (1)과 대응된다. 여기서 $\rho_{v,w}$ 는 나프탈렌 표면에서의 나프탈렌 증기의 농도이고, $\rho_{v,\infty}$ 는 자유유동에서 나프탈렌 증기의 농도이다. 그런데 나프탈렌 벽면으로부터 멀리 떨어진 곳에서의 나프탈렌 농도 $\rho_{v,\infty}$ 는 0이므로, 물질전달계수는 다음과 같이 된다.

$$\dot{m} = h_m \rho_{v,w} \quad (3)$$

나프탈렌 표면에서의 질량유속(mass flux) \dot{m} 은 실험 중 승화된 나프탈렌의 깊이 δl 을 측정함으로써 다음의 식으로 얻어진다.

$$\dot{m} = \rho_s \frac{\delta l}{\delta t} \quad (4)$$

여기서 ρ_s 는 고체 나프탈렌의 밀도이고, δt 는 유동장에 노출된 시간이다. 따라서 식 (3)과 식 (4)로부터 물질전달계수는 다음의 식으로 구해진다.

$$h_m = \frac{\rho_s}{\rho_{v,w}} \frac{\delta l}{\delta t} = \frac{\rho_s}{P_{v,w}/RT_w} \frac{\delta l}{\delta t} \quad (5)$$

이 식에서 나프탈렌 벽면에서의 증기압 $P_{v,w}$ 는 벽면 온도에 매우 민감한데, 본 연구에서는 Ambrose 등⁽⁷⁾이 제안한 증기압 실험식을 사용하여 $P_{v,w}$ 를 구하였다. 식 (5)에서 알 수 있듯이, 이 벽면 온도가 h_m 에 직접적으로 영향을 주므로

실험시 주유동의 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,⁽⁶⁾ 일반적으로 공기의 Pr 과 공기 중에서 확산되는 나프탈렌의 Sc 는 서로 같은 값을 갖지 않으므로, Sherwood 수와 Nusselt 수는 다음과 같은 식으로 주어진다.

$$\frac{Nu}{Sh} = \left(\frac{Pr}{Sc} \right)^n \quad (6)$$

식 (6)에서 상수 n 은 대략 0.33 (층류유동) ~ 0.4 (난류유동) 정도의 값을 갖는다. 식 (6)의 Sh 는 다음과 같이 정의된다.

$$Sh = \frac{h_m c}{D} \quad (7)$$

식 (7)에서 주어진 공기 중에서의 나프탈렌 확산계수 D 는 온도와 압력의 함수이며 Goldstein과 Cho⁽⁶⁾에 그 관계식이 주어져 있다.

2.2 익열 풍동 및 측정장치

본 연구에서 사용된 익열 풍동(cascade wind tunnel)은 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익열 등으로 구성된다. 개방형 풍동은 면적축소비가 9.0이고, 인버터에 의해 최대 40m/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. 이것의 입구 상하 벽에는 직경 2 mm의 트립와이어(trip wire)와 사포(sand paper)가 차례로 부착되어 있어서, 상하 벽 근처의 유동이 난류 경계층으로 발달된다. 입구덕트 하류에 설치된 터빈 익열에는 총 6개의 선형 블레이드가 설치되어 있다. 이것은 발전용 가스터빈(General Electric, 7FA)의 터빈 제 1 단 동익의 미드스팬 형상을 근거로 large-scale로 제작되었다. Fig. 2에 이 익열의 주요 제원이 제시되어 있으며, 그 중 코드길이(c), 피치(p), 스펀(s) 등은 각각 217.8mm, 151.6mm, 320.0mm 등이다. 본 연구에서 사용한 블레이드의

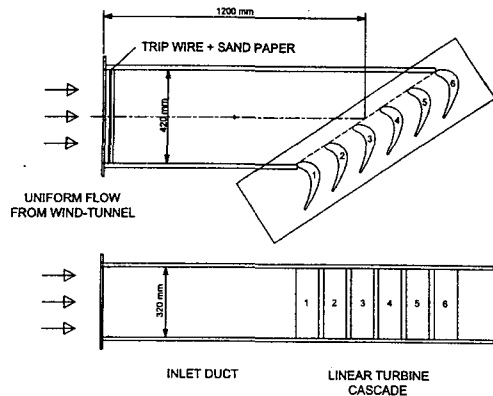
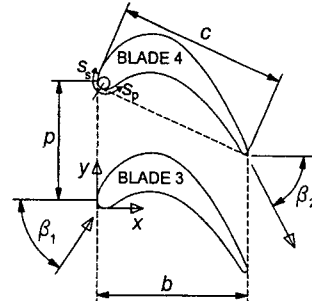


Fig. 1 Overall view of cascade wind tunnel



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_1)	56.4 deg
Blade outlet angle (β_2)	-62.6 deg

Fig. 2 Arrangement of turbine blade cascade

회전각(turning angle)은 129도로 Goldstein 등⁽³⁾의 107도 보다 20도 이상 크다. 이 선형 블레이드의 형상 좌표는 이상우 등⁽⁵⁾에 자세히 기술되어 있다. 본 연구에서는 Fig. 2에서와 같이 두 종류의 좌표계를 도입하였다. xyz 직교 좌표계에서는 하류 방향을 x-축, 폭(피치) 방향을 y-축, 그리고 높이(스팬) 방향을 z-축으로 설정하였다. Fig. 2에서 s_p 와 s_s 는 각각 블레이드의 압력면과 흡입면 표면을 따라 이동한 거리를 나타내는 곡면 좌표이다. 이 좌표계의 원점은 블레이드 선단에 접하는 원의 중심에서 블레이드 입구각(blade inlet angle) β_1 으로 상류로 연장한 선과 블레이드 표면이 만나는 점으로 설정하였다. 따라서 이 점은 기하학적으로 결정된 정체점(stagnation point)에 해당하며, 유동 측정 또는 유동의 가시화로부터 얻어진 실제 정체점과는 일치하지 않을 수 있다. 일반적으로 실제 정체점은 이 Fig. 2의 곡면 좌표의 원점보다 더 압력면 쪽에 위치한다.⁽³⁾

본 연구에서는 IBM PC AT-486으로 온도, 경계층 속도, 난류 측정시스템 전체를 온라인화 하였으며, 이를 위해 대기능입출력보드(National Instruments, AT-MIO-16D-H-9)가 컴퓨터에 내장되어 있다. 압력변환기(Furness Controls, FCO12)에 의해 변환된 압력신호는 대기능입출력보드의 12비트 A-D변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 입구 자유유동의 난류강도를 측정하기 위해서 정온형 열선유속계(Kanomax, 1010)와 선형화기(Kanomax, 1013)를 사용하였다. 주형의 각 위치에서 나프탈렌의 승화된 깊이를 측정하기 위해서 선형화기

동변환기 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. 본 연구에서는 프로우브의 정밀한 이송을 위해 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 이 장치는 3-축 방향으로 컴퓨터에 의해 자동이송되는데, 각 이송축은 볼나사와 직선운동가이드로 이루어진 직선유닛, 스테핑모터 및 스테핑모터 드라이버 등으로 구성되어 있다. 이 3차원 이송장치는 수평조절이 가능한 지지대에 탑재되어 있다. 스테핑모터는 전용 드라이버의 펄스입력을 통해서 제어되는데, 이 디지털 펄스는 대기능입출력보드로부터 공급된다.

나프탈렌승화법을 적용하여 열전달 특성을 연구하려면, 측정하고자 하는 영역이 열전달계와 동일한 형상의 나프탈렌 면으로 구조되어야 한다. 나프탈렌의 화학식은 $C_{10}H_8$ 이며, 그 용융점은 $80.2 \text{ }^\circ\text{C}$ 이다. Fig. 3은 나프탈렌이 구조될 블레이드 및 연삭 가공된 상하 주형 덮개를 나타낸다. 이 구조용 블레이드와 주형덮개는 모두 두랄루민으로 제작되었다. 용융된 나프탈렌은 Fig. 3과 같은 상부 주입구를 통해 주입되며, 주입구 아래에 뚫려 있는 구멍들을 통해 주형덮개와 주형 사이의 공간으로 들어간다. 따라서 이렇게 주입된 나프탈렌은 블레이드 하단으로부터 차 올라오게 되며, 구조공간 내부의 공기는 그 상부에 뚫려 있

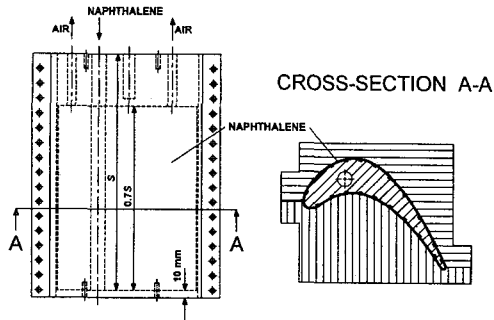


Fig. 3 Casting mold for naphthalene coated blade

는 공기배출 구멍으로 자연스럽게 배출된다. 나프탈렌이 완전히 응고된 후, 주조 면과 평행한 방향으로 주형덮개에 충격을 가해 분리하면 매끄러운 나프탈렌 면이 얻어진다. Fig. 3에서 알 수 있듯이, 나프탈렌이 주조되는 부분은 블레이드 스패의 70%이며, 주조된 나프탈렌의 두께는 대략 2 mm이다. 주조시 블레이드 및 주형 덮개들의 온도가 주조 결과에 큰 영향을 주며, 응고된 나프탈렌이 주형덮개가 아닌 블레이드 면에 잘 부착되도록 하기 위하여 블레이드 주형 표면에 여러 개의 스패방향 홈을 가공하였다(Fig. 3). 실제 주조를 해 본 결과, 모든 면에서 매끄러운 표면을 얻는 것이 쉬운 일이 아니었고, 주로 블레이드 흡입면 하류 쪽에서 결점이 발견되었다.

2.3 4축 형상측정시스템

터빈 블레이드와 같이 곡률이 위치에 따라 변하는 복잡한 곡면에서, 나프탈렌 승화깊이를 정확히 측정하기 위해서는 LVDT가 곡면에 수직인 상태에서 측정이 이루어져야 한다. 따라서 형상측정시스템은 각 측정 위치에서의 곡률에 따라 블레이드를 회전시키고 회전된 곡면 상의 측정 위치로 LVDT를 3차원으로 이송시킬 수 있어야 한다. 본 연구에서는 기존의 연구⁽³⁾에서 사용된 4축 나프탈렌 형상측정시스템의 성능을 개선한 새로운 시스템을 개발하였다. 본 시스템의 중요한 특징으로는 각도 분해능이 매우 우수한 정밀 회전시스템의 적용, 블레이드 회전축의 떨림 보완, 블레이드 회전 후 평행도 확인 및 그 교정시스템의 적용 등을 들 수 있다.

Fig. 4는 본 연구에서 개발한 4축 형상측정시

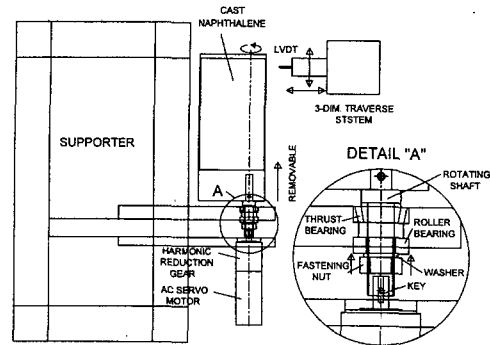


Fig. 4 Schematic diagram of 4-axis profile measurement system

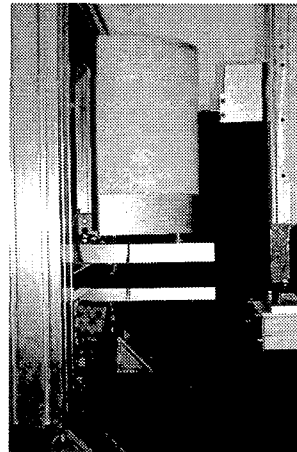


Fig. 5 Photograph of 4-axis profile measurement system

스템의 개략도를 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이 이 측정 시스템은 크게 지지대, 블레이드 정밀 회전장치, 3차원 자동이송장치 등으로 구분된다. 지지대는 알루미늄 프로파일로 견고하게 제작되었고, 이것은 정밀가공된 정반 위에 위치한다. LVDT 이송용 3차원 자동이송장치도 이 주철 정반 위에 탑재되어 있으며, 지지대에 설치된 블레이드 회전장치는 주조된 블레이드를 정밀하게 회전시키는 작용을 한다. 블레이드의 회전은 하모닉 감속기어(Oriental Motor, UHG50-2C)가 장착된 AC서보모터(Oriental Motor, KXSM240HG1-BL)에 의해 이루어진다. 이 하모닉 감속기어는 백래쉬가 없는 것이 특징이며, 그 감속비는 50이다. AC 서보 모터의 각도 분해능 0.36도이므로 회전

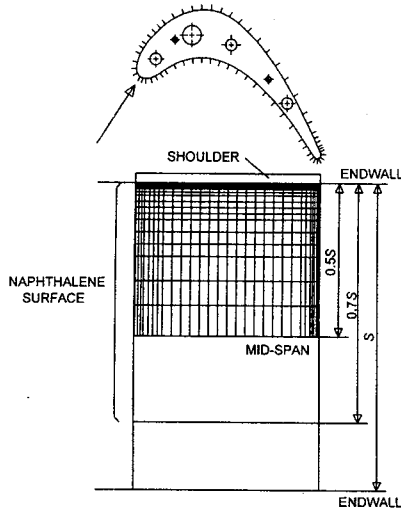


Fig. 6 Measurement locations on the naphthalene surface

장치의 최종 각도 분해능은 0.0072도로 매우 정밀한 측정이 가능하였다. 블레이드 회전축은 Fig. 4의 상세도와 같이 두 개의 베어링에 의해 지지되며, 이 베어링들은 조임 너트에 의해 서로 압착된 상태로 고정된다.

본 연구에서는 주조용 블레이드 아랫면의 무게 중심 근처에 회전축 상단부가 삽입될 수 있는 구멍을 정밀 가공하여, 회전축과 블레이드의 탈착이 가능하도록 하였다. 이와 같은 구조로 회전축을 설계함으로써 회전시 블레이드의 떨림을 최소화할 수 있었다. 승화깊이 측정시, 블레이드가 특정 각도로 회전한 후에도 회전축이 3차원 자동이송장치의 높이 방향 이송축과 정확히 평행이 되어야 한다. 본 연구에서는 블레이드의 회전 후 블레이드 상하 금속부의 위치를 LVDT로 측정함으로써 그 평행 여부를 계속 확인하였다. Fig. 5는 주조된 블레이드가 본 연구에서 개발한 4축 형상측정시스템에 실제 장착된 모습을 보여준다.

Fig. 6은 익열에 설치된 주조 블레이드 및 그 표면에서의 승화깊이 측정 위치들을 나타낸다. 주조된 블레이드는 주입구가 아랫쪽을 향한 상태로 익열에 설치되며, 익열 끝벽 면과 블레이드 상단 주조 면을 정확히 일치시키기 위하여 상부 10mm 돌출부(Fig. 6의 shoulder)를 끝벽에 가공된

블레이드 형상 홈에 삽입시켜 고정하였다. 실제 승화깊이 측정시, 스펠 방향 (z -축 방향)으로 16개, 흡입면과 압력면을 모두 합해 코드 방향으로 62개 등 총 992 위치에서 승화깊이를 측정하였다.

2.4 승화깊이 측정방법

제대로 주조된 블레이드는 풍동에서의 노출 실험에 앞서, 4축 승화깊이 측정시스템에 장착되어 각 측정 위치에서 나프탈렌 면의 기준치가 측정된다. 이렇게 1차 측정이 끝난 주형은 익열(Fig. 1)에 설치되어 대략 90분 동안 유동장에 노출된다. 풍동 실험이 끝난 블레이드는 다시 이 형상 측정시스템에 장착되어 각 측정 위치에서 2차 승화깊이 측정이 이루어진다. 이 승화깊이에는 1차 승화깊이 측정이 이루어진 이후 승화된 나프탈렌의 깊이, 주형을 익열에 설치하는 동안 승화된 깊이, 풍동실험이 끝난 뒤 주형을 측정시스템에 설치하는 동안 승화된 깊이, 이후 2차 깊이 측정 전에 승화된 깊이 등이 모두 포함되어 있다. 따라서 순수하게 풍동 실험시 승화된 깊이 δl 을 구하기 위해서는 LVDT로 측정한 깊이에서 이들 값을 모두 빼 주어야 한다. 실제 실험에서 이와 같이 불필요하게 승화된 깊이는 풍동실험 동안 승화된 깊이의 대략 7.3% 정도였다. 주조 블레이드에 설치된 T-형 열전대를 통하여 1차 승화깊이 측정 시점부터 풍동실험을 거쳐 2차 승화깊이 측정이 끝날 때까지 전 과정의 온도를 1분 간격으로 측정하여 컴퓨터에 저장하였다. 온도측정을 위하여 디지털전압계(Keithley, 2001)와 GPIB 보드(National Instruments, AT-GPIB)가 사용되었고, 이 주형 열전대의 보정에는 항온조(Fisher Scientific, 9010)와 표준온도계가 이용되었다. 실제로 992 위치를 모두 측정하는 데에는 대략 50분 정도의 시간이 소요되었다. 풍동에서의 노출 실험시, 나프탈렌 표면 온도의 변화는 0.2°C 이내였다. 최종적으로 구한 δl 을 풍동 실험시간 δt 로 나누면 이 시간 동안 승화된 나프탈렌의 평균 깊이가 계산된다. 이 값을 식 (5)에 대입하여 물질전달계수 h_m 을 구하고, 이 h_m 을 식 (7)과 같이 무차원화하면 Sherwood 수 Sh 가 얻어진다. 물론 이 Sh 는 열전달과 물질전달의 상사성을 나타내는 식 (6)에 의해 열전달의 Nusselt 수 Nu 로 변환될 수 있다.

본 연구에서는 자유유동속도를 15 m/s로 고정

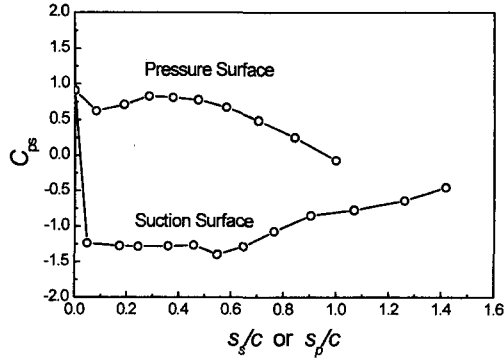


Fig. 7 Distribution of static-pressure coefficient along the blade surface at the mid-span

하고 실험을 수행하였다. 따라서 입구유동의 Reynolds 수($Re = U_{\infty}c/\nu$)는 2.09×10^5 이었다. $x/c = -1.5$ 에서 자유유동 난류강도는 1.2%이며, 끝벽에서 경계층두께, 배제두께, 운동량두께는 각각 44.7mm, 5.16mm, 4.04mm이었다. 본 연구에서는 Abernethy 등⁽⁸⁾의 방법으로 오차해석을 수행하였다. 그 결과 Sh의 오차범위(uncertainty interval)는 $\pm 7.0\%$ 로 계산되었다.

3. 결과 및 검토

3.1 미드스팬에서의 정압계수 분포

일반적으로 블레이드 표면에서의 정압 분포는 다음의 정압계수(static-pressure coefficient)의 형태로 표현된다.

$$C_{ps} = \frac{P_s - P_{s,\infty}}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2} \quad (8)$$

여기서 P_s 는 블레이드 표면의 압력 측정구멍에서 측정한 표면 정압이며, $P_{s,\infty}$ 는 입구덕트에서 측정한 기준 정압이다.

Fig. 7은 본 연구의 익열 미드스팬에서 측정한 정압계수의 분포를 나타낸다. 일반적으로 압력면에서는 선단 근처 변곡점(inflexion point) 부근을 제외하면 정압이 하류방향으로 감소하므로 순압력 구배 하에 있게 된다. 따라서 압력면에서는 변곡점 근처에서의 층류 박리에 이은 재부착(reattachment) 이후에는 경계층 유동이 전반적으로

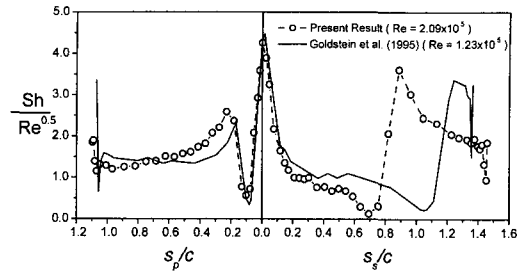


Fig. 8 Distribution of mid-span Sherwood number

로 안정화되므로 경계층 두께의 성장이 비교적 완만하게 이루어질 것이다. 반면에 흡입면에서의 정압은 선단 정체점 근처에서 매우 심한 순압력 구배를 이룬 뒤, 이후 미드코드(mid-chord) 영역까지 거의 일정한 값을 갖는다. s_s/c 가 0.55 정도에 도달하면, 압력 분포는 역압력 구배로 반전되며 이 경향은 끝단(trailing edge)까지 지속된다. 이와 같은 역압력 구배 하에서 흡입면의 경계층은 급격히 불안해지게 되고, 경계층 두께가 크게 증가하여 결국 경계층의 천이(transition)가 일어나게 될 것이다. 일반적으로 경계층 유동에서 경계층 두께의 증가는 열전달을 감소시킨다. 특히 블레이드 표면 경계층의 박리는 열전달의 급격한 감소를 초래하고, 재부착 및 난류 경계층으로의 천이는 열전달을 크게 증가시킨다.

3.2 2차원 유동 영역에서의 국소 Sherwood 수 분포

끝벽에 의해 발생하는 3차원 유동영역에서의 열전달 특성 고찰에 앞서, 2차원 유동영역 즉 미드스팬에서의 열전달 데이터를 먼저 제시하였다. Fig. 8은 이 미드스팬 국소 Sherwood 수를 블레이드 표면을 따라 그린 것이다. 여기서 Reynolds 수가 다른 기존 연구 결과⁽³⁾와의 비교를 위해 Sherwood 수를 $Sh/Re^{0.5}$ 의 형태로 제시하였다. 본 연구에서 얻은 블레이드 압력면에서의 $Sh/Re^{0.5}$ 분포를 보면, 선단 근처에서 정체점으로부터 멀어짐에 따라 $Sh/Re^{0.5}$ 은 급격히 감소하여 s_p/c 가 0.1 근처에서 대략 0.5 정도의 극소값을 갖는다. 이와 같이 선단 근처 압력면에서 극소값이 존재하는 이유는 변곡점 근처에서 층류 박리가 일어나기 때문이다. 그 뒤 $Sh/Re^{0.5}$ 은 다시 가파르게 증가하며, $s_p/c \approx 0.23$ 에서 대략 2.5 정도의 국

대값을 갖는데, 이것은 박리된 층류 경계층 유동의 재부착으로 인해 발생한다. Fig. 8의 압력면에서 층류 박리 및 재부착이 일어나는 영역은 압력면에서 역압력구배가 존재하는 영역(Fig. 7)과 대체로 잘 일치한다. 이 재부착점에서 하류로 이동하면 열(물질)전달은 급격한 변화 없이 비교적 완만하게 감소하는 경향을 보인다. 이것은 압력면 미드코드 이후에 존재하는 순압력 구배의 영향으로 층류 경계층 유동이 대체로 안정화된 상태에서 완만히 성장하기 때문이다. 압력면에서 블레이드 끝단에 이르르면 경계층 유동은 박리와 와류 유출(vortex shedding)을 일으킨다. 따라서 블레이드 끝단 근처에서 $Sh/Re^{0.5}$ 은 끝단 박리에 의해 조금 감소한 뒤, 다시 증가하여 끝단 박리 이전의 값보다 큰 대략 2.0에 육박한다. 이와 같은 열(물질)전달의 증가는 이 끝단 박리 이후의 유동이 난류 유동임을 암시하는 것이다.

Fig. 8의 블레이드 흡입면에서는 $Sh/Re^{0.5}$ 의 분포가 압력면에서의 결과와 크게 달라진다. 선단 근처에서는 압력면에서와 마찬가지로 정체점으로부터 멀어짐에 따라 $Sh/Re^{0.5}$ 이 급격히 감소한다. 그러나 이 흡입면 쪽에서는 변곡점이 존재하지 않으므로 압력면과 같이 선단 근처에서의 층류 박리는 일어나지 않는다. 그 대신 하류방향으로 $Sh/Re^{0.5}$ 이 지속적으로 감소하여 $s_s/c \cong 0.7$ 에서 $Sh/Re^{0.5}$ 은 최소값을 갖게 된다. 이 값은 블레이드 압력면과 흡입면을 통틀어 가장 작은 0.1 정도에 불과하다. 이 최소값 이후 $Sh/Re^{0.5}$ 은 급격히 증가하여 $s_s/c \cong 0.9$ 에서 극대값을 가지며, 이후 $Sh/Re^{0.5}$ 은 비교적 높은 값을 유지한 채 다시 감소한다. 이와 같은 $Sh/Re^{0.5}$ 의 급격한 변화는 흡입면에서 존재하는 역압력 구배에 의해 층류 경계층 유동이 난류 경계층 유동으로 급격히 천이됨을 의미한다. 경계층 천이 이후의 난류 경계층 영역($0.9 < s_s/c < 1.4$)에서도 역압력 구배가 지속되므로(Fig. 7) 난류 경계층 두께는 비교적 빠르게 증가할 것이다. 따라서 경계층 천이 이후 $Sh/Re^{0.5}$ 은 비교적 급속하게 감소한다. 압력면 쪽 끝단과 마찬가지로, 흡입면 끝단에서도 난류 경계층의 박리와 와류유출 현상이 발생하므로 $Sh/Re^{0.5}$ 은 급격히 감소한 뒤 다시 원래 박리 이전의 값으로 회복되는 경향을 보여 준다.

Fig. 8에서 실선으로 표시된 데이터는 Goldstein 등⁽³⁾의 항공기용 터빈 동익 익열 미드스팬에서

측정한 결과를 나타낸다. 그들의 입구 Reynolds 수는 1.23×10^5 으로 본 연구의 입구 Reynolds 수 2.09×10^5 의 대략 0.5배 정도이다. 전체적으로 볼 때, 두 결과는 블레이드 선단 근처에서는 잘 일치하지만, 선단에서 멀어질수록 서로의 차이가 두드러지게 나타났다. 특히 두 연구의 선단 영역에서 $Sh/Re^{0.5}$ 의 최대값은 서로 3% 정도의 차이 밖에 없었다. 일반적으로 블레이드 선단에서의 열(물질)전달은 블레이드의 형상보다는 입구유동의 조건에 더 큰 영향을 받으므로, 입구 난류강도가 비슷한 두 결과가 잘 일치하는 것은 당연한 일이다. 본 연구의 경우 곡면 좌표 s_s 또는 s_p 가 0 일 때 $Sh/Re^{0.5}$ 이 최대가 되었지만, Goldstein 등⁽³⁾의 결과에서는 본 연구와는 달리 s_s 가 0보다 큰 흡입면 쪽($s_s \cong 0.02$)에 최대값이 존재하였다. 이와 마찬가지로 압력면에서 $Sh/Re^{0.5}$ 의 극소값이 존재하는 위치도 본 연구에 비해 우측으로 조금 이동되어 있다. 대체로 본 연구에서의 선단 근처 $Sh/Re^{0.5}$ 은 Goldstein 등⁽³⁾의 결과를 좌측으로 조금 이동시킬 경우의 결과와 거의 일치하였다. 이와 같은 현상이 나타나는 이유는 두 연구에서 곡면 좌표의 원점이 서로 다르기 때문이다. Goldstein 등⁽³⁾은 블레이드 면에서의 벽면 유동가시화를 통해 찾은 실제 정체점을 곡면 좌표의 원점으로 정한 반면, 본 연구에서는 Fig. 2에서와 같이 실제 정체점이 아닌 기하학적으로 결정된 정체점을 택하였기 때문이다. 일반적으로 실제 정체점이 이 기하학적인 정체점보다 더 압력면 쪽에 존재하고, $Sh/Re^{0.5}$ 의 최대값은 실제 정체점을 기준으로 더 흡입면 쪽에서 나타난다.⁽³⁾

압력면에서 본 연구의 결과를 Goldstein 등⁽³⁾의 결과와 비교해 보면, 선단으로부터 층류 재부착이 거의 끝나 가는 위치까지는 두 결과가 잘 일치하고 있지만, 그 이후에는 본 연구의 $Sh/Re^{0.5}$ 이 더 크고, 이후 더 하류로 이동하면 그 경향이 다시 역전된다. 흡입면에서의 결과를 보면, 블레이드 선단 영역에서는 두 결과가 비교적 잘 일치하고 있다. 그러나 선단으로부터 멀어져 층류 경계층이 발달하는 영역에 진입하면 각 동익 표면에서의 압력 구배 차이 때문에 경계층 두께의 성장이 서로 크게 달라지게 된다. 본 연구의 동익 회전각이 그들에 비해 20도 정도 더 크므로, 흡입면에서의 역압력 구배가 더 심해질 것이다. 따라서 경계층 유동은 더 불안해지고, 이로 인한 경

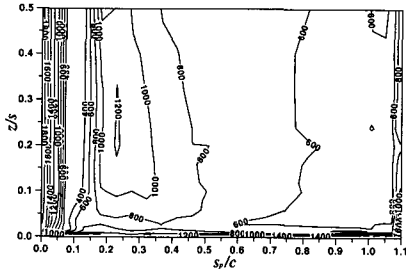


Fig. 9 Contours of Sh on the pressure surface

계층 두께의 증가는 층류에서 난류로의 경계층 천이를 촉진하므로, 본 연구의 $Sh/Re^{0.5}$ 이 그들에 비해 훨씬 상류 위치에서 최소값 이후 급속한 증가를 겪게 된다. 흥미롭게도 흡입면 하류 천이영역 전후에서 두 경우의 최소값 및 극대값이 비교적 잘 일치하고 있다. 이와 같은 사실은 각 경우에 있어서 경계층 천이가 일어나는 위치는 서로 다르지만, 천이에 의한 열부하의 변화 정도는 거의 같음을 의미한다. 경계층이 일찍 난류경계층으로 천이되는 본 연구에서는 난류 경계층이 역압력 구배 하에서 어느 정도 다시 성장한 뒤 끝단에 이른다. 그러나 Goldstein 등⁽³⁾의 결과에서는 경계층의 천이 이후 바로 블레이드 끝단에 도달하므로 난류 경계층이 발달할 여지가 없이 바로 끝단에서의 유동의 박리 및 와류 유출이 일어난다. 이것이 끝단 근처에서 두 경우의 열(물질)전달을 서로 다르게 만드는 주된 요인으로 판단된다.

3.3 3차원 유동 영역에서의 국소 Sherwood 수 분포

Fig. 9는 압력면 전체 영역에서 측정된 국소 Sherwood 수 Sh의 분포를 나타낸다. 앞서 미드스팬 데이터에서 언급한 바와 같이 정체점 근처에서는 Sh의 절대값 및 그 구배가 매우 크고, 블레이드 선단 근처에서 끝벽에 매우 가까운 부분($0 < z/s < 0.3$)을 제외하면 스패 방향으로 거의 일정한 분포를 보여 준다. $s_p/c = 0.1$ 근처에서는 변곡점에서의 층류 박리로 인해 Sh가 400 정도의 최소값을 가지며, 이후 급격히 증가하여 s_p/c 가 0.2와 0.25 사이에서 1200 정도의 극대값을 가진 뒤, 매우 완만하게 감소한다. 특히 s_p/c 가 0.8부터 1.05 사이의 영역에서는 Sh가 600 정도로 매우

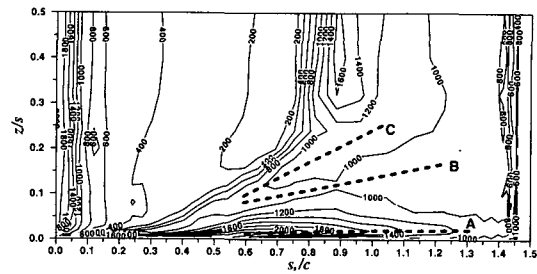


Fig. 10 Contours of Sh on the suction surface

균일하였다. 그러나 끝단에 도달하면 끝벽 박리와 와류유출 등에 의해 Sh가 다시 증가하였다. 대체적으로 z/s 가 0.1보다 크면 Sh의 스패 방향 변화는 비교적 작았다. 끝벽 근처에서의 Sh 분포를 살펴보면, 끝벽의 존재로 인한 3차원 유동,⁽⁹⁾ 즉 압력면 선단모서리와류(pressure-side leading-edge corner vortex)와 압력면 모서리와류(pressure-side corner vortex)의 영향으로 z/s 가 0.1보다 작은 영역에서의 등 Sh 선이 크게 변형되어 수평선에 가까워진다. 끝벽 근처의 Sh 분포로부터 압력면 선단모서리와류는 대체로 s_p/c 가 0.2보다 작은 영역에 존재하고, 압력면 모서리와류의 영향은 s_p/c 가 0.45보다 큰 영역에서 두드러짐을 확인할 수 있다.

Fig. 10은 흡입면 전체영역에서의 Sh의 분포를 나타낸다. 흡입면의 경우에도 선단 근처에서 압력면과 마찬가지로 Sh가 큰 값을 갖는다. 그러나 흡입면에서는 압력면 변곡점 근처에서 발생하는

Sh의 감소-증가 현상은 관찰되지 않았다. 흡입면의 Sh는 Fig. 8에서 언급한 바와 같이 미드스팬을 따라 s_s/c 가 대략 0.7에 이를 때까지 지속적으로 감소하는 경향을 보여 주며, 그 이후에는 급격히 증가하여 s_s/c 가 0.9 근처에서 최대 1600 정도에 이른 뒤 다시 완만히 감소하였다. 끝벽 근처 흡입면에서는 끝벽에 의해 발생하는 여러 종류의 와류⁽⁹⁾ 즉 흡입면 선단모서리와류(suction-side leading-edge corner vortex), 흡입면 모서리와류(suction-side corner vortex), 통로와류(passage vortex) 등에 의해 Sh의 분포가 스패방향 즉 z-축 방향으로 크게 변형된다. 흡입면 미드스팬 근처에서 Sh의 구배가 매우 큰 영역은 대략

0.75 < s_p/c < 0.9에 존재하고, 이 영역은 z-축과 거의 평행하다. 그러나 $z/s < 0.25$ 에서는 통로와류의 존재로 인하여 Sh의 구배가 심한 영역이 끝벽에 근접함에 따라 선단 쪽으로 크게 휘는 현상이 관찰된다. 이 Sh 구배가 큰 영역들을 연결한 곡선의 상류에 나타나는 저 Sh 영역은 층류 경계층이 발달하는 곳이며, 이 영역에서는 층류 경계층의 두께가 두꺼워짐에 따라 Sh는 지속적으로 감소한다. 특히 Fig. 7에서 언급된 역압력 구배 하에서는($s_p/c > 0.55$) 층류 경계층은 필연적으로 난류 경계층으로의 천이를 일으키게 되는데, Sh의 구배가 매우 큰 영역을 연결한 곡선이 바로 경계층의 천이가 일어나는 경계로 판단된다. 특히 미드스팬 근처 $s_p/c = 0.9$ 에서 관찰되는 Sh가 매우 큰 영역은 경계층의 강력한 천이를 입증해 주고 있다. 경계층 천이영역 하류에 존재하는 난류 경계층 영역에서도 여전히 역압력 구배가 존재하므로(Fig. 7), 난류 경계층의 급격한 성장에 의해 Sh의 값이 비교적 크게 감소하게 된다. 끝벽에 매우 가까운 $z/s < 0.05$ 에서는 흡입면 선단모서리와 흡입면 모서리와류가 Sh를 크게 증가시킨다. $0.3 < s_p/c < 0.75$ 에서 경계층의 천이가 발생하는 영역, 즉 고 Sh 구배 영역이 끝벽과 대략 35도 정도로 경사진 이유는 통로와류에 의한 상향류(up-wash flow)가 2차원 경계층 유동영역을 미드스팬 쪽으로 밀어 올리기 때문이다. 특히 끝벽 근처 $s_p/c > 0.55$ 에서는 스펀 방향으로 Sh가 최대인 곳이 끝벽에 가장 가까운 점이 아니라 끝벽으로부터 조금 미드스팬 쪽으로 이동한 곳을 확인할 수 있다. 이 곳들을 연결한 점선 즉 “곡선 A”는 흡입면 모서리와류의 궤적으로 판단된다. 이 흡입면 모서리와류에 의한 Sh의 최대값은 2200을 넘고 있는데, 이 값은 흡입면과 압력면 전체를 통틀어 가장 큰 값이다. Fig. 10에서 “곡선 B”는 Sh의 극소값들을 연결한 궤적으로, 이것은 통로와류에 의한 상향류가 흡입면으로부터 박리되는 곳으로 생각된다. 끝벽으로부터 가장 멀리 떨어진 점선 즉 “곡선 C”는 Sh의 스펀방향 극대치를 연결한 것이다. Wang 등⁽⁹⁾은 smoke-wire 가시화 방법을 통하여 흡입면 상의 통로와류 인접 영역에 그것과 반대방향으로 회전하는 벽면와류(wall vortex induced by passage vortex)가 존재

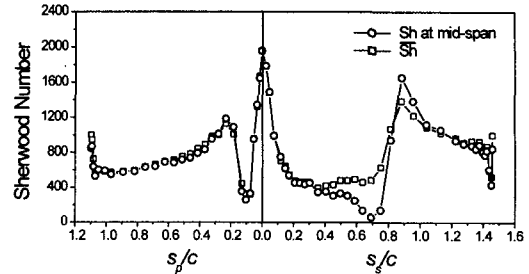


Fig. 11 Distribution of mean Sherwood number averaged in the span-wise direction

함을 밝혔다. 본 연구에서의 “곡선 C”는 이 벽면와류와 밀접한 관련이 있을 것으로 추정된다.

3.4 평균 Sherwood 수

Fig. 11은 스펀 방향으로 평균낸 Sherwood 수 \overline{Sh} 를 미드스팬에서의 Sherwood 수와 함께 그린 것이다. 전반적으로 압력면에서는 \overline{Sh} 와 미드스팬 Sh의 차이가 거의 없는 반면, 흡입면에서는 그 차이가 비교적 두드러지게 나타났다. 특히 흡입면 쪽 $0.4 < s_p/c < 1.0$ 에서 두 값의 차이가 두드러지게 나타났다. 이 영역 중, $0.6 < s_p/c < 0.8$ 에서는 \overline{Sh} 가 더 크지만, $0.8 < s_p/c < 1.0$ 에서는 이 경향이 반대로 역전되었다. 이것은 $0.4 < s_p/c < 0.8$ 에서는 미드스팬 근처 Sh가 비교적 작은 반면, 끝벽 근처 영역에서는 3차원 와류에 의한 열전달 촉진으로 \overline{Sh} 가 증가하기 때문이다. 이와는 달리, $0.8 < s_p/c < 1.0$ 에서는 끝벽 근처에서의 열전달 증가 보다 경계층 천이에 의한 미드스팬 근처 Sh의 증가가 더 크기 때문이다. 이 영역들을 제외한 나머지 범위에서는 \overline{Sh} 와 미드스팬 Sh의 차이가 거의 없었다.

4. 결론

본 연구에서는 나프탈렌승화법을 적용하여 회전각이 큰 발전용 터빈 제 1 단 동익의 압력면과 흡입면에서 열(물질)전달계수 분포를 측정하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 본 연구에서는 복잡한 곡면에서 나프탈렌 승화값이를 정확히 측정할 수 있는 4-축 형상측

정시스템을 개발하였고, 이것을 이용하여 동익 표면에서의 열(물질)전달계수를 정확히 측정할 수 있었다.

(2) 일반적으로 본 연구와 같이 회전각이 큰 발전용 터빈 동익의 압력면에서는 선단 근처 변곡점에서의 층류 박리, 재부착, 층류 경계층의 성장, 끝단 박리 등의 유동 현상이 차례로 나타났고, 흡입면에서는 층류 경계층의 성장, 경계층의 천이, 난류 경계층의 발달, 끝단 박리 등의 현상이 관찰되었다.

(3) 본 연구에서와 같이 회전각이 큰 발전용 동익에서는 항공기용 동익에 비하여 흡입면에서의 경계층 천이가 훨씬 일찍 발생하였다. 그러나 압력면에서의 층류 박리 및 재부착 현상은 두 경우 모두 거의 동일한 위치에서 발생하였고, 이에 의한 열부하의 변화도 서로 비슷하였다. 따라서 흡입면에서는 두 경우의 열부하 차이가 두드러지게 큰 반면, 압력면에서는 그 차이가 비교적 작았다.

(4) 압력면에서는 끝벽 근처 3차원 유동이 열부하에 미치는 영향이 비교적 작았지만, 흡입면에서는 끝벽에 의해 발생하는 3차원 유동에 의해 열부하가 크게 증가하였다. 본 연구에서는 열(물질)전달 분포를 근거로 발전용 터빈 동익 흡입면 쪽에서 발생하는 와류들의 위치 및 그 범위를 추정할 수 있었다.

후 기

본 논문은 과학기술부가 지원하는 특정연구개발사업 중 중점국가연구개발사업(기계설비요소기술개발)으로 지원되어 수행하였습니다. 관계자 여러분께 감사드립니다.

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 Turbomachinery*, Vol. 117, pp. 657~665.

(4) Wang, H. P., Goldstein, R. J., and Olson, S. J., 1999, "Effect of High Free-Stream Turbulence With Large Length Scale on Blade Heat/Mass Transfer," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 217~224.

(5) 이상우, 전상배, 박병규, 2001, "나프탈렌승화법을 이용한 터빈 익열 끝벽에서의 열(물질)전달계수 측정," 대한기계학회논문집, 제25권, 제3호, pp. 356~365.

(6) 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.

(7) Ambrose, D., Lawrenson, I. J. and Sprake, C. H. S., 1975, "The Vapour Pressure of Naphthalene," *J. Chem. Thermodynamics*, Vol. 7, pp. 1173~1176.

(8) Abernethy, R. B., Benedict, R. P. and Dowdell, R. B., 1985, "ASME Measurement Uncertainty," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, pp. 161~164.

(9) Wang, H. P., Olson, S. J., Goldstein, R. J. and Eckert, E. R. G., 1997, "Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade of High Performance Turbine Blade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 1~8.