

< 논문 >

입사각이 터빈 동익의 후류 난류유동에 미치는 영향

장성일* · 이상우†
(2004년 9월 16일 접수, 2005년 7월 5일 심사완료)

Effect of Incidence Angle on the Wake Turbulence of a Turbine Rotor Blade

Sung Il Chang and Sang Woo Lee

Key Words: Turbine Blade(터빈 익형), Wake(후류), Incidence Angle(입사각), Energy Spectrum(에너지스펙트럼), Vortex Shedding Frequency(와류유출주파수)

Abstract

This paper describes effects of incidence angle on the wake turbulent flow of a high-turning turbine rotor blade. For three incidence angles of -5, 0 and 5 degrees, energy spectra as well as profiles of mean velocity magnitude and turbulence intensity at mid-span are reported in the wake. Vortex shedding frequencies are obtained from the energy spectra. The result shows that as the incidence angle changes from -5 to 5 degrees, the suction-side wake tends to be widened and the deviation angle is increased. Strouhal numbers based on the shedding frequencies have a nearly constant value, regardless of the tested incidence angles.

기호설명

- b : 축방향 코드길이
- c : 코드길이
- d : 익형 끝단 직경
- $E_i(f)$: 1차원 에너지 스펙트럼, 식 (1)
- f : 주파수
- f_s : 와류유출 주파수
- i : 입사각, Fig. 2
- p : 피치
- Q : 유속크기 = $(U^2 + V^2)^{1/2}$
- q' : 유속크기의 섭동 성분
- Re : 입구 Reynolds 수 = $U_\infty c / \nu$

- St : Strouhal 수 = $f_s d / U_\infty$
- Tu : 난류강도 = $\sqrt{q'^2} / U_\infty$
- U : x -축방향 속도
- U_∞ : 입구 자유유동 속도
- V : y -축방향 속도
- x, y, z : 익형 좌표계, Fig. 2
- y_m : 후류에서의 피치방향 좌표, Fig. 2

그리스문자

- ν : 동점성계수

1. 서론

가스터빈의 터빈 익형 후류영역에서는 와류유출로 인하여 비정상 유동이 존재하며, 이것은 공기역학적 손실을 초래하고 한편으로 진동 및 소음의 주요 원인이 된다. 또한 이 후류 유동은 하류에 위치한 익형 주위의 흐름에 악영향을 줄 뿐만 아니라, 그 선단 영역에서의 열부하를 증가시

† 책임저자, 회원, 금오공과대학교 기계공학부
E-mail : swlee@kumoh.ac.kr

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

* STX 조선

킨다. 일반적으로 설계점에서는 입사각 i 가 0도이지만, 탈설계점 운전시에는 터빈 익형으로 유입되는 유동은 특정한 입사각을 갖게 된다. 본 연구에서는 이 입사각이 터빈 익형 후류의 난류유동 특성에 미치는 영향에 대하여 연구하고자 한다.

실린더의 후류 유동과 관련한 연구는 Roshko⁽¹⁾에 의해 최초로 이루어졌다. 그는 주기적 후류 유동을 Reynolds 수에 따라 안정, 천이, 불규칙 등의 영역으로 분류하였으며, 난류 에너지 스펙트럼으로부터 와류유출 주파수를 측정하였다. 이때 불규칙 영역에서의 Strouhal 수는 0.21로 일정한 값을 가졌다. Gerrard⁽²⁾는 와류형성길이와 와류형성 영역의 전단층 두께가 후류의 와류유출을 결정하는 대표적인 특성길이라고 제시하였다. Perry 등⁽³⁾은 다양한 가시화기법을 이용하여 실린더 후류의 와류유출 과정을 모사하였으며, Cantwell과 Coles⁽⁴⁾는 실린더 후류영역의 와류유출 과정과 난류수송에 관한 종합적인 결과들을 제시하였다. 그들은 와류스트레칭이 난류생성에 직접적인 메커니즘이라고 결론지었다. Ong과 Wallace⁽⁵⁾는 x-형 열선 프로브를 이용하여 원형 실린더 근접 후류에서 두 속도 성분들의 주파수 스펙트럼을 측정하였다.

터빈 익형이 아닌, 단순 대칭익형에 대해서도 많은 연구가 진행되었다. Campbell⁽⁶⁾은 2차원 단순 대칭익형 후류의 난류강도와 에너지 스펙트럼을 측정하였다. 그 결과 입사각이 증가함에 따라 스펙트럼 주파수 분포는 넓어지고, 후류의 평균 주파수는 후류의 속도와 폭의 비에 비례함을 보였다. Hah와 Lakshminarayana⁽⁷⁾는 다양한 입사각을 가지는 얇은 단순 대칭익형의 비대칭 후류구조에 관하여 연구하였다. 그들은 여러 입사각에 대해 후류 영역의 평균속도, 난류강도 및 레이놀즈응력 등을 측정하였다. 이때 익형 끝단으로부터 코드길이의 1.5배 하류까지 비대칭성이 지속되며, 입사각이 평균속도 분포 및 난류구조에 상당한 영향을 미쳤다. Sauer⁽⁸⁾는 최초로 압축기 익열에서 입사각의 변화에 따른 손실과 와류유출 주파수를 측정하였다.

실제 터보기계의 터빈 익열에 대한 후류유동 연구는 모두 입사각이 0도인 경우에 대해 이루어졌다. Lawaczeck와 Heinemann⁽⁹⁾은 다양한 아음속과 천음속 터빈 익열에서 와류유출 주파수를 측

정하였다. Han과 Cox⁽¹⁰⁾는 연가시화 기법을 이용하여 터빈 익형 압력면 경계층 특성과 끝단 영역의 와류유출에 관하여 연구하였다. 그들은 익형 압력면의 곡률이 경계층 천이에 큰 영향을 미친다고 결론지었다. 경계층의 상태가 와류유출에 미치는 영향에 관한 종합적인 연구가 Sieverding과 Heinemann⁽¹¹⁾에 의해 수행되었다. 그 결과 층류경계층에서는 난류경계층에 비해 Strouhal 수가 더 높았으며, 혼합 경계층의 Strouhal 수는 그 사이에 존재하였다. Cicatelli와 Sieverding⁽¹²⁾은 터빈 익형 끝단의 정상 및 비정상 압력변화에 관하여 연구하였고, 그 결과 익형 곡률이 압력면 와류유출에 지배적인 역할을 한다고 결론지었다. Lee 등⁽¹³⁾은 터빈 통로 내부에서 열전달 및 유동측정 연구를 수행한 바 있다.

지금까지 단순 대칭익형과 압축기 익형에 대해서 입사각이 그 후류유동에 미치는 영향에 대한 연구가 진행된 바 있다. 그러나 탈설계점 상태에서 입사각이 실제 터빈 익열 후류에서의 난류 유동 특성에 미치는 영향에 관한 연구는 아직 이루어지지 않고 있다. 본 연구에서는 입사각이 고압 터빈 제 1 단 동익의 후류 난류유동 특성에 미치는 영향에 대해 체계적으로 연구하고자 한다. 이를 위해 입사각이 -5도, 0도, +5도 등인 세 경우에 대하여, 미드스팬에서 평균속도, 난류강도, 에너지 스펙트럼, 와류유출 주파수 등을 측정하였다.

2. 실험

2.1 실험장치

본 연구에서 사용된 익열 풍동은 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익열 등으로 구성된다(Fig. 1). 개방형 풍동의 면적 축소비는 9.0이며, 최대 40 m/s 까지 출구 유속의 조절이 가능하다. 이 풍동으로부터 나오는 균일 유동은 익열 상류에 위치한 입구덕트로 유입된다. 이 입구덕트의 단면은 420 mm x 320 mm이며 길이는 1.2m이다. 터빈 익열은 총 6개의 선형 터빈익형으로 구성되며,⁽¹⁴⁾ 이것은 산업용 가스터빈의 고압터빈 제 1 단 동익의 미드스팬 형상을 근거로 large-scale로 제작되었다. Fig. 2에 이 익열의 중요 체원과 후류에서의 측정 위치가 제시되어 있다. 이 익형의 형상 좌표는 Lee 등⁽¹⁵⁾에 자세히 기술되어 있다.

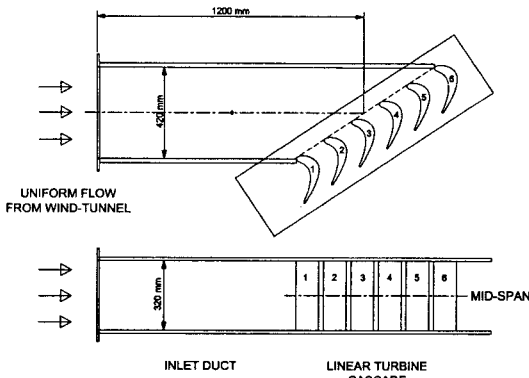
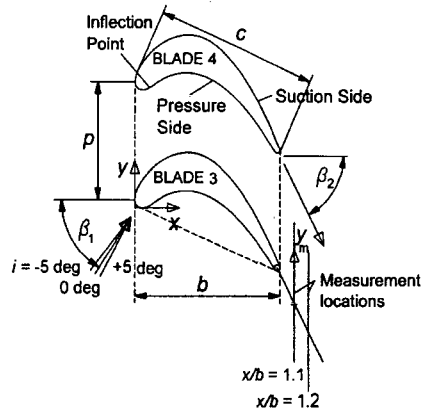


Fig. 1 Overall view of cascade wind tunnel at $i = 0$ deg

본 연구에서는 개인용 컴퓨터(IBM PC, Pentium)로 측정시스템 전체를 온라인화하였으며, 이를 위해 다기능입출력보드(NI, AT-MIO-16D-H-9)가 컴퓨터에 내장되어 있다. 익열 입구 유속측정에는 피토-정압 프로우브를 사용하였으며, 이 압력신호는 압력변환기(Furness Controls, FC012)에 의해 전압으로 변환된다. 익형 후류에서의 난류 유동을 측정하기 위하여 사용한 난류측정 시스템은 정온형 열선유속계(Kanomax, 1010), 선형화기(Kanomax, 1013), low-pass 필터(Kanomax, 1015) 등으로 구성되어 있다. 이때 I-형 열선프로우브(Kanomax, Model 0251-T5)를 사용하였고, 이것의 지름과 길이는 각각 $5 \mu\text{m}$ 와 2 mm 이며 재질은 텅스텐이다. 압력변환기와 열선유속계의 출력 전압은 다기능입출력보드의 12-비트 A-D변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 이 A-D변환기의 최대 데이터 취득속도는 100 kHz 이며, 입력단의 증폭비를 소프트웨어 상에서 1, 2, 4, 8 등으로 변화시킬 수 있다. 프로우브의 정밀한 이송을 위하여 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 이 장치는 3-축 방향으로 컴퓨터에 의해 자동이송되며, 각 이송축은 불나사와 직선운동가이드로 이루어진 직선유닛, 스테핑모터 및 스테핑모터 드라이브로 구성된다.

2.2 실험조건 및 오차

본 연구에서는 자유유동속도(U_∞)를 15 m/s 로 고정하고 실험을 수행하였으며, 이때 입구유동의 Reynolds 수($= U_\infty c/\nu$)는 2.09×10^5 이고, 익열 상



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 cascade and measurement location at mid-span

류에서 자유유동 난류강도는 0.3%로 측정되었다. 익형 입사각을 조절하기 위하여 쉐기 형태의 알루미늄 판을 제작하여 입구덕트와 익열 사이 상하벽에 장착하였다. 입사각은 Fig. 2에서와 같이 입구유동이 압력면쪽으로 치우쳐 유입되면 양(+)의 값을 갖는다. 고압 터빈 익형의 경우 입사각 i 는 -50 도 정도부터 7 도 정도까지 큰 범위에서 변화한다. 그러나 본 연구에서는 고압 터빈에서 입사각의 크기가 같을 때 (+) 입사각과 (-)입사각의 영향을 비교하기 위하여, 입사각을 -5 도, 0 도, $+5$ 도 등 세 경우로 변화시키면서 실험을 수행하였다.

후류에서의 난류 측정은 Fig. 2와 같이 끝단에서부터 x -축 방향으로 19.6 mm 와 39.2 mm 떨어진 위치들, 즉 $x/b = 1.1$ 과 1.2 등인 세 지점에서 y -축을 따라 미드스팬에서 측정이 이루어졌다. 열선프로우브 지지대는 익열 출구각(β_2) 방향과 평행하게 배치되었고, I-형 열선은 익형의 스패น 즉 z -축과 평행하게 놓여졌다. 따라서 이 I-형 열선으로 측정된 평균값은 유속의 크기(Q)를 나타낸다. 이 후류 측정 위치에서 피치방향 좌표 y_m 이 Fig. 2와 같이 정의되었다. 이 좌표는 y -축과 평행하고, 그 원점은 익형 끝단 중심에서 익열 출구각으로 하류로 연장한 선상에 위치한다. Fig. 2에서

와 같이 동익 #3의 후류에서 y_m -축을 따라 2 mm 간격으로 총 180 mm에 걸쳐 측정이 이루어졌다. 난류신호의 처리를 위해 선형화기로부터 출력된 전압신호는 low-pass 필터를 거친 후 A-D변환기를 통해 컴퓨터에 저장되었다. 이때 A-D변환기의 데이터 취득속도는 20 kHz이며, 각 측정 위치에서 10초 동안 총 200,000 개의 데이터를 취득하여 컴퓨터에 저장하였다. 이때 low-pass 필터의 차단주파수는 10 kHz로 설정하였다. 후류의 난류 특성을 이해하기 위하여 평균 유속 크기, 유동방향 난류강도, 에너지 스펙트럼, 와류유출 주파수 등이 구해졌다.

Taylor의 1차원 에너지 스펙트럼 $E_1(f)$ 은 다음의 식으로 정의된다.⁽¹⁶⁾

$$\int_0^\infty E_1(f) df = \overline{q'^2} \quad (1)$$

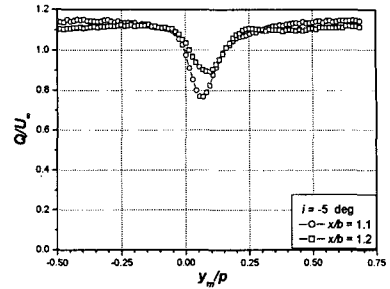
여기서 f 는 주파수이고, q' 은 미드스팬에서 유속 크기 Q 의 섭동성분이다. 따라서 이 에너지 스펙트럼 $E_1(f)$ 를 주파수 영역에 걸쳐 적분하면 q'^2 의 앙상블평균과 같아진다. 본 연구에서는 q'^2 데이터에 대하여 FFT를 수행하여 $E_1(f)$ 를 구하였고, 이때 주파수는 0 kHz ~ 10 kHz 대역에 걸쳐 2.88 Hz의 분해능을 가진다. 이 $E_1(f)$ 의 계산 및 난류 데이터 처리에는 Matlab 6.1을 이용하였고, 그 처리 절차는 Zhang 등⁽¹⁷⁾에 자세히 소개되어 있다.

본 연구에서는 Ligrani와 Bradshaw⁽¹⁸⁾의 연구를 바탕으로 난류성분의 오차해석을 수행하였다. 또한 후류에서의 평균속도 오차는 Ong과 Wallace⁽⁵⁾의 결과를 근거로 하였다. 그 결과 난류강도의 오차는 대략 ±10 %이며, 평균속도의 오차는 ±5% 정도이었다.

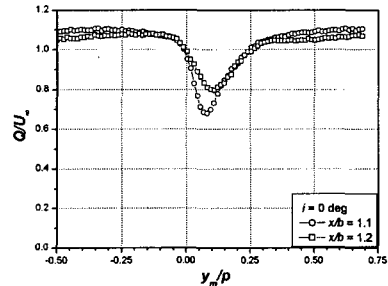
3. 결과 및 검토

3.1 평균 속도크기

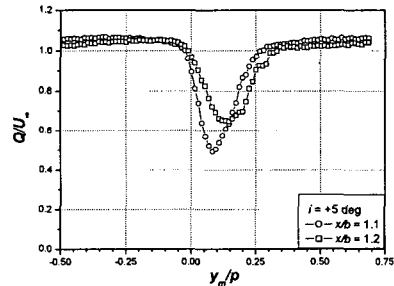
Fig. 3은 각 입사각에서 측정위치의 변화에 따른 미드스팬 평균 유속크기 Q 의 분포를 나타낸다. 이 그림에서 평균 속도와 피치방향 좌표 y_m (Fig. 2)은 각각 익열 입구 자유유동속도(U_∞)와 익열의 피치(p)로 무차원화되어 있다. 여기서 y_m 이 0보다 크면 흡입면쪽을 나타내고, 0보다 작



(a) $i = -5$ deg



(b) $i = 0$ deg



(c) $i = +5$ deg

Fig. 3 Profiles of mean velocity magnitude

으면 압력면쪽을 나타낸다. 입사각이 0도인 경우 [Fig. 3(b)]에도 실제 터빈 익형에서는 단순 대칭 익형의 경우와는 달리 후류의 형상이 그 중심점 즉 유속의 최저점에 대하여 비대칭 구조를 갖는다. 이것은 터빈 익형이 기하학적으로 대칭이 아니고, 흡입면과 압력면에서 발달하는 경계층 유동이 서로 다르기 때문이다. 입사각에 관계없이 후류 중심을 기준으로 압력면쪽의 폭보다 흡입면쪽의 폭이 대체로 더 넓었다. 이 사실은 흡입면 경계층 두께가 압력면보다 더 두터움을 나타낸다. 하류로 이동할수록, 자유유동과의 전단작용으로 인하여 이 후류의 비대칭 구조는 점차 완화된다. Q/U_∞ 는 후류영역을 벗어난 자유유동 영역에서 x/b 에 따라 그 값이 일정하지 않다. 이것은 후

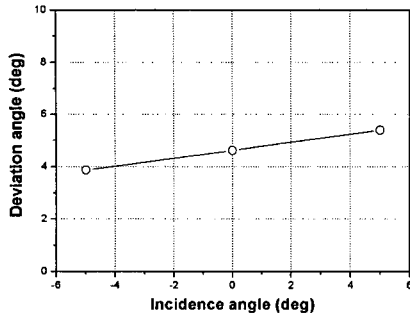


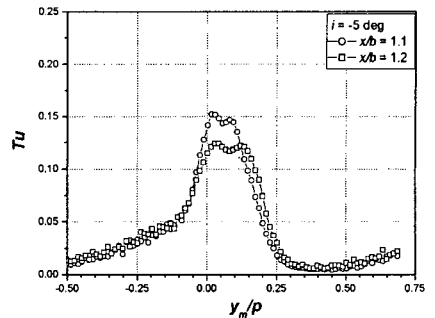
Fig. 4 Deviation angle as a function of incidence angle

류에서의 유속 결손이 회복됨에 따라 질량보존을 위해 자유유동의 유속이 소폭 감소하고, 익열 통로 내부 유선 곡률의 영향이 아직 지속되고 있기 때문이다. 입사각의 영향을 살펴보면, 입사각이 -5도에서 +5도로 변화함에 따라 후류에서의 유속 결손과 비대칭성이 심해지고 후류의 폭이 확대되는 경향을 보인다. 이와 함께 입사각이 (-)에서 (+)로 변화하면 후류의 위치가 흡입면쪽으로 편향된다. 이것은 익열 통로를 통과하는 유동이 익형 캠버선의 곡률을 제대로 따라가지 못해 발생하는 현상이다. 지금까지 언급한 여러 입사각의 영향들은 입사각이 -5도에서 0도로 변화하는 경우보다 0도에서 +5도로 변화하는 경우에 더 두드러졌다. Fig. 3에서 자유유동 영역의 유속이 입사각이 (-)에서 (+)로 변할수록 감소하는 경향은 속도삼각형 이론과 잘 일치한다.

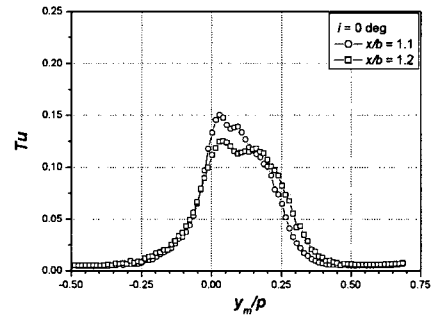
터빈 익열에서 편향각은 익형 끝단 중심으로부터 그 출구각으로 하류로 연장한 선과 후류 중심을 연결한 선 사이의 각도로 정의된다. Fig. 4는 $x/b = 1.1$ 에서의 후류 평균 유속 데이터를 근거로 구한 편향각을 입사각의 함수로 그린 것이다. 입사각이 -5도에서 +5도로 증가할수록 편향각은 선형적으로 증가하는 경향을 보여 주었다.

3.2 난류강도

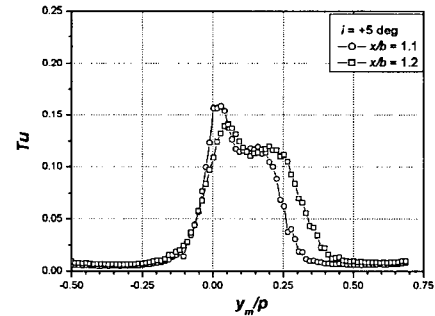
Fig. 5는 후류에서의 난류강도 Tu 분포를 나타낸다. 이 Tu 는 $\sqrt{q'^2}$ 을 입구 자유유동속도 U_∞ 로 무차원화한 값이다. 일반적으로 후류영역에서 난류강도는 최대 약 15% 정도로 매우 큰 값을 갖는다. 입사각이 0도일 때[Fig. 5(b)] 난류강도 분포를 살펴보면, 입사각에 관계없이 좌측부터 차례로 압력면쪽 자유유동, 압력면쪽 극대점, 후류 중



(a) $i = -5$ deg



(b) $i = 0$ deg



(c) $i = +5$ deg

Fig. 5 Profiles of turbulence intensity

심 극소점, 흡입면쪽 극대점, 흡입면쪽 자유유동 등 5개 대표적인 영역으로 구분할 수 있다. 이중 압력면쪽 극대점과 흡입면쪽 극대점은 각각 유속의 구배가 큰 압력면 및 흡입면쪽 전단층의 위치와 대체로 일치하고, 후류 중심의 난류강도 극소점은 유속의 최저점과 비교적 잘 일치한다(Fig. 3). 난류강도의 비대칭 구조는 평균속도의 경우와 마찬가지로 하류방향으로 이동하면서 점차적으로 감소하였다. 난류강도의 최대치는 항상 후류 중심을 기준으로 압력면쪽에 존재하였다. 이것은 일반적으로 압력면에서 발달하는 경계층이 흡입면쪽 경계층에 비해 그 두께가 얇아서 전단작용

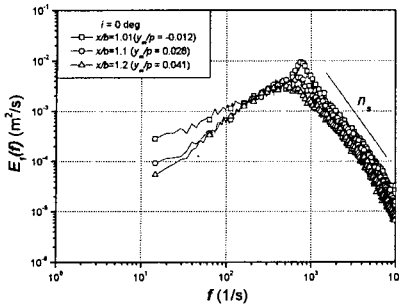


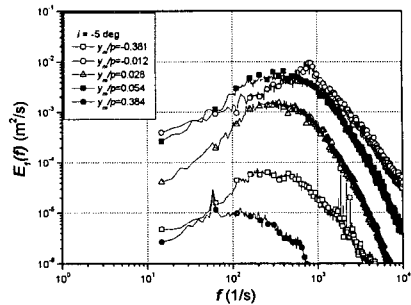
Fig. 6 Profiles of energy spectrum at the locations of maximum turbulence intensity

에 의한 난류의 발생을 촉진하기 때문이다.⁽¹⁹⁾ 입사각이 0도일 때 관찰되는 유동 특성들은 입사각이 -5도와 +5도에서도 그대로 관찰되었다. 그러나 난류강도의 분포로부터 얻은 후류의 폭은 입사각이 -5도일 경우 가장 좁았고, 입사각이 +5도일 때 가장 넓게 확대되었다.

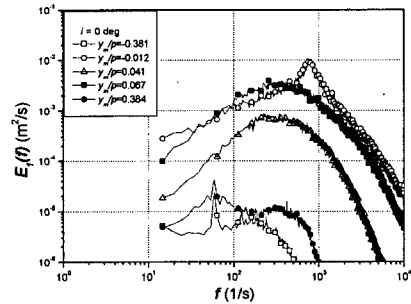
일반적으로 입사각이 0도일 경우, 터빈 익형의 압력면쪽 상류 선단 근처에 존재하는 기하학적 변곡점(Fig. 2)에서는 층류박리와재부착이 일어나고 그 하류의 경계층유동은 층류로 유지된다.⁽¹⁹⁾ 그런데 압력면쪽 자유유동 영역에서, 입사각이 -5도일 때[Fig. 5(a)]의 Tu 가 입사각이 0도와 +5도인 경우[Fig. 5(b)와 (c)]와는 달리 비교적 높은 값을 나타내었다. 입사각이 0도 또는 +5도일 때와는 달리, 입사각이 음(-)일 경우에는 익형 선단에서의 정체점이 흡입면쪽으로 이동한다. 따라서 변곡점 근처의 유동이 박리에 더욱 취약해지고, 그 결과 이후의 박리/재부착 과정에서 경계층의 천이가 발생할 것으로 추정된다. 입사각이 (-)일 때, Brear와 Hudson⁽²⁰⁾은 저압터빈 익형에서의 가시화를 통하여 흡입면 쪽에 자유유동을 포함하는 넓은 영역에서 난류유동이 존재함을 확인한 바 있다.

3.3 에너지 스펙트럼

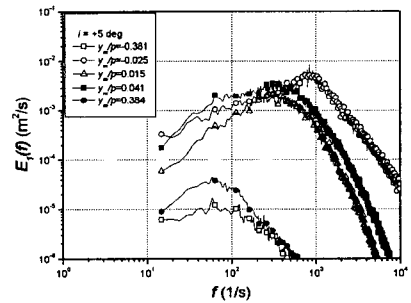
$x/b = 1.1$ 과 1.2 에서 측정된 난류성분 데이터를 이용하여 1차원 에너지 스펙트럼 $E_i(f)$ 를 구한 결과, $E_i(f)$ 의 피크가 완만하여 와류유출 주파수의 결정이 쉽지 않았다. 이 점에 유의하여 본 연구에서는 $x/b = 1.01$ 에서의 실험을 추가로 수행하였다. Fig. 6은 입사각이 0도인 경우 난류강도가 최대인 지점 즉 압력면쪽 극대점에서 에너지 스펙



(a) $i = -5$ deg



(b) $i = 0$ deg



(c) $i = +5$ deg

Fig. 7 Profiles of energy spectrum at $x/b = 1.01$

트럼의 하류방향 변화를 보여주고 있다. 그림에서 알 수 있듯이 $x/b = 1.01$ 에서 $E_i(f)$ 의 최대치 및 그 대응 주파수 즉 와류유출 주파수는 다른 위치들에 비해 더 정확하게 파악할 수 있다. 에너지 스펙트럼을 정의한 식 (1)에서도 알 수 있듯이, 스펙트럼은 특정한 주파수 대역에 분포된 난류 운동에너지를 나타내며, 이 $E_i(f)$ 의 전체 주파수 영역에 대한 적분 값(Fig. 6의 각 스펙트럼 아래의 면적)이 앙상블 평균 난류운동에너지 즉 $\overline{q'^2}$ 와 동일이다.⁽¹⁶⁾ 본 연구의 경우 이 두 값의 차이가 2.2% 이내였는데, 이 사실은 본 연구에서의 FFT 연산이 적절히 수행되었음을 의미한다.

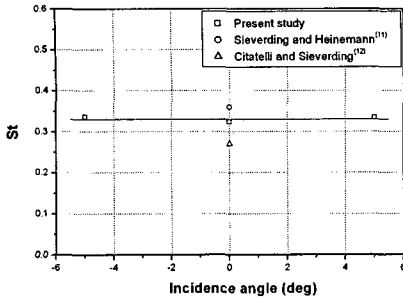


Fig. 8 Strouhal number as a function of incidence angle

Fig. 6로부터 하류방향으로 이동할수록 난류 운동에너지는 점차 감소하고, 스펙트럼 피크도 완만해짐을 알 수 있다. 특히 주파수가 대략 1000 Hz보다 큰 고주파 영역에서 $\log E_i(f)$ 가 $\log f$ 에 선형적으로 비례하는 구간을 발견할 수 있다. 이 비례상수 n_s 는 -2.3으로 일정하였으며, 이 수치는 Lakshminarayana와 Reynolds⁽²¹⁾의 결과인 -7/3과 매우 유사하다.

Fig. 7은 $x/b = 1.01$ 에서 측정 한 난류 데이터를 근거로 구한 1차원 에너지 스펙트럼 $E_i(f)$ 를 보여 준다. 각 입사각에 대하여 5개의 피치방향 위치에서 결과를 제시하였다. 이 5개의 위치들은 각 입사각에 대하여 난류강도의 분포를 근거로 구분된 압력면쪽 자유유동, 압력면쪽 극대점, 후류 중심의 극소점, 흡입면쪽 극대점, 흡입면쪽 자유유동 등 5개 대표적인 영역을 나타낸다. Fig. 7에서 알 수 있듯이, 자유유동에서의 $E_i(f)$ 에 비하여 후류 영역 내부의 $E_i(f)$ 가 훨씬 큰 값을 갖는다. 입사각에 관계없이 압력면 및 흡입면쪽 자유유동에서 측정 한 $E_i(f)$ 들은 60 Hz 근처에서 작은 피크를 가지고 있는데, 이것들은 풍동의 송풍기에서 발생하는 일종의 잡음신호(noise)로 추정된다. 입사각이 -5도에서[Fig. 7(a)], 압력면쪽 자유유동 영역의 $E_i(f)$ 는 입사각이 0도 및 5도[Fig. 7(b)와 (c)]에 비하여 매우 큰 값을 갖는다. 특히 입사각이 0도와 5도에서는 $E_i(f)$ 가 140 Hz 이내로 제한되지만, 입사각이 -5도에서는 그 범위가 1400 Hz까지 크게 확대되었다. 이와 같은 사실은 입사각이 -5도일 때 압력면쪽 자유유동에서의 난류강도[Fig. 5(a)]가 다른 경우[Fig. 5(b)와 (c)]에 비해 비교적 큰 것과 잘 일치한다. Fig. 7을 자세히 조사해 보면, 난류강도가 최대인 압력면쪽 극대점에서 $E_i(f)$

의 피크 값을 확실하게 관찰할 수 있다. 이 지점은 익형 압력면 끝단 근처로 와류유출이 강하게 일어나는 영역이다. 입사각이 -5도와 0도일 때 $E_i(f)$ 는 뚜렷하고 좁은 스펙트럼 피크를 가지는 반면, +5도에서는 다소 넓은 피크가 관찰된다. 이 사실은 (+) 입사각에서 와류유출 주파수 근처에서의 에너지 집중이 다소 완화됨을 의미한다.

입사각의 변화에 따른 Strouhal 수 ($St = f_s d/U_\infty$)의 변화는 Fig. 8과 같다. 이 Strouhal 수는 와류유출 주파수(f_s)를 익형 끝단 두께(d)와 익형 입구 자유유동 속도(U_∞)로 무차원화한 값이다. 입사각이 0도인 경우의 Strouhal 수는 0.33으로 Citatelli와 Sieverding⁽¹²⁾의 값보다는 다소 높으나, Sieverding과 Heinemann⁽¹¹⁾의 결과보다는 낮게 나타났다. 이와 같은 차이는 익형의 형상과 밀접한 관련이 있으리라 추측된다. 입사각이 0도가 아닌 경우, 본 실험이 수행된 입사각의 영역에서는 Strouhal 수가 입사각에 관계없이 거의 일정함을 확인할 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 입사각의 변화가 터빈 익형 후류의 난류구조에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. 이를 위해 입사각이 -5도, 0도, +5도인 세 경우에 대하여, 평균속도, 난류강도, 에너지 스펙트럼 등을 측정하였으며 와류유출 주파수를 Strouhal 수의 형태로 제시하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 입사각이 (-)에서 (+)로 변화함에 따라 후류의 폭이 확대되었고, 후류영역이 흡입면쪽으로 편향되었다.
- (2) 입사각에 관계없이 후류 영역에서의 난류강도 최대값은 익형 압력면쪽 전단층에 존재하였고, 입사각이 (-)에서 (+)로 변화함에 따라 흡입면쪽 전단층의 범위가 확대되었다.
- (3) 입사각이 -5도인 경우, 압력면쪽 자유유동 영역에서의 난류강도가 입구 자유유동 난류강도에 비해 비교적 크게 나타났다.
- (4) 입사각이 (+)일 경우 와류유출 주파수 근처에서 난류 에너지의 집중이 완화되는 경향을 보여 주었고, 입사각이 ± 5 도 이내의 영역에서 Strouhal 수는 대략 0.3 정도로 일정하였다.

참고문헌

- (1) Roshko, A., 1954, "On the Development of Turbulent Wakes from Vortex Streets," NACA Report 1191.
- (2) Gerrard, J. H., 1966, "The Mechanism of the Formation Region of Vortices Behind Bluff Body," *J. of Fluid Mech.*, Vol. 25, pp. 401~413.
- (3) Perry, A. E., Chong, M. S. and Lim, T. T., 1982, "The Vortex-Shedding Process Behind Two-Dimensional Bluff Bodies," *J. of Fluid Mech.*, Vol. 116, pp. 77~90.
- (4) Cantwell, B. and Coles, D., 1983, "Experimental Study of Entrainment and Transport in the Turbulent Near Wake of a Circular Cylinder," *J. of Fluid Mech.*, Vol. 136, pp. 321~374.
- (5) Ong, L. and Wallace, J., 1996, "The Velocity Field of the Turbulent Very Near Wake of a Circular Cylinder," *Experiments in Fluids*, Vol. 20, pp. 441~453.
- (6) Campbell, G. S., 1957, "Turbulence in the Wake of a Thin Airfoil at Low Speeds," NACA TM 1427.
- (7) Hah, C. and Lakshminarayana, B., 1981, "Measurement and Prediction of Mean Velocity and Turbulence Structure in the Near Wake of an Airfoil," *J. of Fluid Mech.*, Vol. 115, pp. 251~282.
- (8) Sauer, H., 1979, "Investigations on Vortex Frequencies in Wakes of Cascade," *Proceeding of the 6th Conf, Fluid Machinery*.
- (9) Lawaczeck, O. and Heinemann, J., 1977, "Von Karman Vortex Street in the Wake of Subsonic and Transonic Blades," AGARD CP-177.
- (10) Han, L. S. and Cox, W. R., 1983, "A Visual Study of Turbine Blade Pressure Side Boundary Layer," *ASME J. of Engineering for Power*, Vol. 105, pp. 47~52.
- (11) Sieverding, C. H. and Heinemann, H., 1990, "The Influence of Boundary Layer State on Vortex Shedding from Flat Plates and Turbine Cascades," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 181~187.
- (12) Cicatelli, G. and Sieverding, C. H., 1997, "The Effect of Vortex Shedding on the Unsteady Pressure Distribution Around the Trailing Edge of a Turbine Blade," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 810~819.
- (13) Lee, D. H., Sim, J. K., Park, S. B., Lee, H. H. and Yoon, S. H., 1999, "Heat Transfer and Flow Measurement on the Turbine Blade Surface," *Trans. of the KSME (B)*, Vol. 23, pp. 567~576.
- (14) 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 J. of Turbomachinery*, Vol. 117, pp. 657~665.
- (15) Lee, S. W., Jun, S. B. and Park, B. K., 2001, "Measurements of Endwall Heat (Mass) Transfer Coefficient in a Linear Turbine Cascade Using Naphthalene Sublimation Technique," *Trans. of the KSME (B)*, Vol. 25, pp. 356~365.
- (16) Hinze, J. O., 1975, *Turbulence*, McGraw-Hill, NewYork.
- (17) Zhang, Q., Lee, S. W. and Ligrani, P. M., 2004, "Effect of Surface Roughness and Free-stream Turbulence on the Wake Turbulence Structure of a Symmetric Airfoil," *Physics of Fluids*, Vol. 16, No. 6, pp. 2044~2053.
- (18) Ligrani, P. M. and Bradshaw, P., 1987, "Subminiature Hot-Wire Sensors: Development and Use," *J. of Physics. E*, Vol. 20, pp. 323~332.
- (19) Prato, J. and Lashminarayana, B., 1993, "Investigation of Compressor Rotor Wake Structure at Peak Pressure Rise Coefficient and Effects of Loading," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 115, pp. 487~500.
- (20) Brear, M. J. and Hodson, H. P., 2004, "The Effect of Wake Passing on a Flow Separation in a Low-Pressure Turbine Cascade," *ASME J. of Fluids Engineering*, Vol. 126, pp. 250~256.
- (21) Lashminarayana, B. and Reynolds, B., 1980, "Turbulence Characteristics in the Near Wake of a Compressor Rotor Blade," *AIAA Journal*, Vol. 18, pp. 1354~1362.