

# 다단 축류 압축기 정익 흡입면에서의 비정상 경계층 유동 특성

신유환<sup>†</sup> · Robin L. Elder<sup>\*</sup> · 김광호<sup>\*\*</sup>

(2004년 4월 3일 접수, 2004년 8월 13일 심사완료)

## Flow Characteristics in Unsteady Boundary Layer on Stator Blade of Multi-Stage Axial Compressor

You-Hwan Shin, Robin L. Elder and Kwang-Ho Kim

**Key Words :** Unsteady Boundary Layer(비정상 경계층), Multi-Stage Axial Flow Compressor(다단 축류 압축기), Wake Band(후류대), Edge Velocity(경계속도), Corner Separation(모서리 박리)

### Abstract

Experimental study was performed to investigate the flow behavior in boundary layer on the blade suction surface of a multi-stage axial flow compressor, which was focused on the third stage of the 4-stage Low Speed Research Compressor. Flow measurements in the boundary layer were obtained using a boundary layer hot wire probe, which was traversed normal to the blade suction surface at small increments by the probe traverse specially designed. Detailed boundary layer flow measurements covering most of the stator suction surface were taken and are described using time mean and ensemble averaged velocity profiles. Amplitude of the velocity fluctuation and turbulence intensity in the boundary layer flow are also discussed. At midspan, narrow but strong wake zone due to passing wake disturbances is generated in the boundary layer near the blade leading edge for the rotor blade passing period. Corner separation is observed at the tip region near the trailing edge, which causes to increase steeply the boundary layer thickness.

#### 기호설명

H : 허브  
 L : 블레이드 흡입면 길이 (mm)  
 M : 중앙스팬 (midspan)  
 RPP : 동익 통과 주기 (Rotor Passing Period)  
 s : 블레이드 전연에서 흡입면을 따라 측정된 거리 (mm)  
 T : 블레이드 팁  
 TI : 난류 강도  
 $t_A, t_B, t_C, t_D$  : 동익 통과주기에서의 임의의 순간  
 U : 동익 팁속도 (m/sec)  
 u : 경계층에서 국부적 블레이드면의 접선

방향과 평행한 속도 (m/sec)

V : 속도 (m/sec)  
 y : 경계층내부의 블레이드 표면으로부터의 수직 높이 (mm)

#### 하첨자

a : 축방향 성분  
 edge : 경계층 가장자리  
 local : 국소경계층  
 mean : 시간평균 값

#### 그리스문자

$\delta$  : 경계층 두께 (mm)  
 $\phi$  : 유량계수 (=Va/U)

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 한국과학기술연구원 열·유동제어연구센터  
 E-mail : yhshin@kist.re.kr  
 TEL : (02)958-5586 FAX : (02)958-5689

<sup>\*</sup> PCA Engineers Limited, UK

<sup>\*\*</sup> 회원, 한국과학기술연구원 열·유동제어연구센터

### 1. 서론

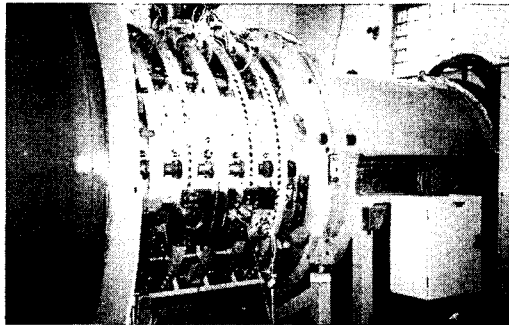
경계층은 블레이드의 흡입면과 압력면을 따라 전연으로부터 시작하여 점진적으로 증가하게 되며

이러한 경계층의 성장은 유동이 블레이드에서 후류로 떨어져나갈 때까지 지속된다. 형상손실을 낮게 유지하기 위해서는 후류의 두께를 최소화할 필요가 있으며, 이는 경계층을 확실히 블레이드에 붙어있게 하고, 성장을 억제하여 가능한 한 얇게 유지함으로써 이루어진다. 그러나 축류압축기의 블레이드 유동통로 내에서 경계층을 얇게 유지한다는 것은 고유의 역압력 구배로 인하여 매우 어렵다. 축류 압축기 유동통로 내에서의 경계층에 대한 예측은 압축기 설계에 있어 매우 중요한 부분이지만 내부의 3차원 유동과 비정상 상태는 매우 복잡하여 이러한 예측을 더욱 어렵게 만든다. 특히 다단 압축기의 경우 앞 단에서의 유동이 큰 영향을 미치므로 내부 유동은 더욱 복잡해진다. 따라서 다단 축류 압축기 내부에서의 경계층 성장, 박리 등과 같은 블레이드 표면에서의 유동 거동에 대한 깊이 있는 이해가 필요하다.

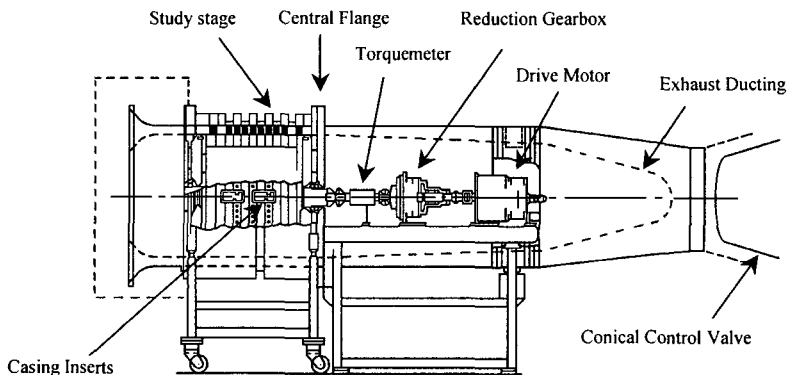
평판상에서 경계층 유동에 대한 세부적인 연구는 Kalfas<sup>(1)</sup>와 Hazarika 등<sup>(2)</sup>에 의해 수행된 바 있으며, 박리된 기포주위 경계층에서의 유동정보는 Lou 등<sup>(3)</sup>과 Malkiel 등<sup>(4)</sup>에 의해 얻어졌다. 익형 표면에서의 경계층 유동에 대한 연구로서, Park 등<sup>(5)</sup>은 풍동에서 NACA0012 익형을 이용하여 주기적

통과 후류에 대한 비정상 천이경계층에 대해 고찰하였고, Rim 등<sup>(6)</sup>은 익렬(cascade) 유동을 통하여 주기적 후류가 손실에 미치는 영향에 대해 분석하였다.

Cumpsty,<sup>(7)</sup> Solomon 과 Walker<sup>(8)</sup> 등은 열필름 풍속계(hot-film anemometry)를 사용하여 경계층 유동에 대해 많은 연구를 수행하였다. 특히 최근에 Halstead 등<sup>(9,10)</sup>은 열필름(hot-film) 센서들을 압축기 블레이드 표면에 아주 조밀하게 설치하여 정익 표면에서의 비정상 유동 등과 같은 특성들에 관하여 고찰하였다. 이때 위상평균 값들을 공간-시간 도표(space-time diagram)로 나타냄으로써 경계층의 주기적인 발달에 대해 묘사하였다. 특히 정익 표면에서 유동의 천이효과에 대해 자세히 분석하였다. 그럼에도 불구하고 정익 표면에서의 열필름측정은 블레이드 표면에서 무엇이 일어나는지에 대해 주로 초점을 맞추었고, 경계층 그 자체 내의 유동에 대해서는 아직 의문이 많은 실정이다. 또한 Halstead 등<sup>(10)</sup>의 연구를 포함한 블레이드 경계층에 관한 많은 연구들은 대부분 블레이드 중앙(midspan)에서의 유동에 실험의 초점이 맞추어져 있다. 그러나 압축기 내부 유동은 블레이드 중앙에서보다 팁과 허브에서 상대적으로 매우 복

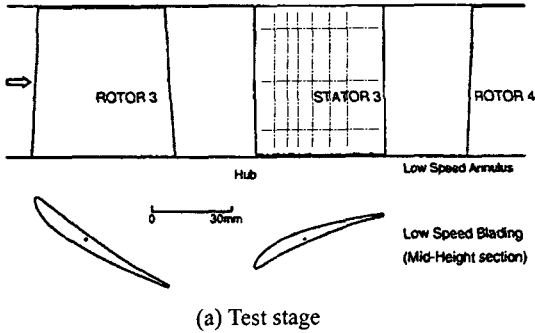


(a) Photograph

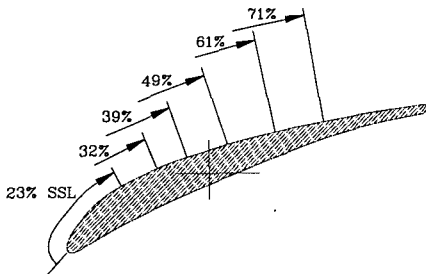


(b) Compressor structure

Fig. 1 Cranfield 4-stage low-speed axial flow research compressor



(a) Test stage



(b) Measurement positions in chordwise

Fig. 2 Test stage of the compressor

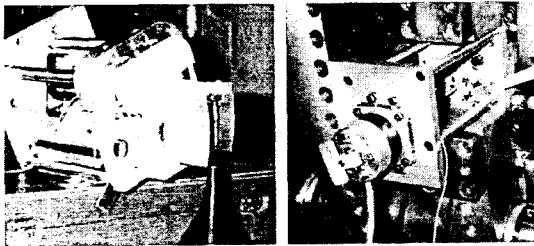


Fig. 3 Boundary layer traverse assembly fitted with stator blade

잡하므로 이에 대한 깊이 있는 연구가 필요하다. 본 연구는 압축기 입구영향이 충분히 제거되고, 다단 축류 압축기에서의 유동을 대표할 수 있다고 생각되는 위치인 세 번째 단을 중심으로 이루어졌으며, 경계층 측정은 블레이드 스패ن 방향 및 유동 방향을 따라 수행되었다. 또한 시험 압축기의 설계유량 및 실속유량 등을 포함하는 여러 운전 영역에서 이루어졌으며, 블레이드 팁에서의 유동박리 등과 함께 시간평균 및 위상평균 속도 분포 등에 대하여 자세히 고찰하였다.

## 2. 실험장치 및 측정방법

### 2.1. 축류 압축기 실험장치

블레이드 표면에서의 경계층 측정은 크랜필드 대학교(Cranfield University)의 4 단 저속 축류 압축

Table 1 Compressor geometric parameters

Parameter	LSRC	
Va/U (design)	0.588	
RPM	1045	
Casing radius	609.6 (mm)	
Hub/Tip ratio	0.91	
	Rotor	Stator
Aspect ratio	0.91	1.04
No. of blades	101	134
Solidity	1.655	1.925

기(4-Stage Low-Speed Axial Flow Compressor) 실험장치에서 수행되었으며, 이 장치에 대한 자세한 내용은 Robinson<sup>(11)</sup>과 Foley 등<sup>(12)</sup>의 연구에 기술되어 있다. 실험장치는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 크게 구동부와 압축기 작동부의 두 부분으로 나뉘어져 있다. 구동부의 120kW 직류모터에 의한 구동력이 압축기 및 토크미터를 거쳐 압축기 주 작동부의 동익을 회전시키게 된다. 또한 압축기 출구에 원추형 밸브를 설치하여 유량을 제어하게 된다.

유입 유동의 불균일성을 없애기 위하여 압축기 입구에 스크린을 설치하였으며, 이 스크린을 통하여 측정에 방해가 되는 입자들이 제거된 유동은 첫 번째 단을 거쳐 시험부인 세 번째 단으로 유입되게 된다. 압축기 각 단의 동익 및 정익의 형상은 각각 모두 동일한 블레이드로 이루어져 있으며, Fig. 2에 나타내고 있다. 처음 두 단에서는 구체적인 측정과 연구가 이루어지는 세 번째 단에 이르기 전까지 적합한 입구조건을 형성하게 되며, 네 번째 단에서는 연구단에 적절한 하류 압력장을 형성하게 된다. 압축기 케이싱의 지름은 1.22m 이고, 블레이드의 높이는 54.8mm 이며 허브/팁의 비율은 0.91 이다. 실험장치의 공력학적 및 기하학적 변수는 Table 1에 나타내었다. 특히 압축기 블레이드는 압력면에 대해 겹삼차 스플라인(bi-cubic spline), 흡입면에 대해 포물선 원호(parabolic arc)형상으로 이루어져있으며, Lyes 와 Ginder<sup>(13)</sup>의 연구에 자세히 기술되어 있다.

### 2.2. 측정장치 및 방법

경계층 유동의 측정은 열선 경계층 프로브(hot-wire boundary layer probe, Dantec 55P05)에 의해 이루어졌으며, 교정 노즐(Dantec 55D90)을 이용하여 실 측정 전후에 각각 속도를 교정하였다. 또한 모든 열선풍속계의 신호 조절은 Dantec 56C01/07 을 이용하였으며, 열선풍속계로부터의 전압 신호 획득은 Keithley KPCI-3101 보드를 이용하였다. 이때 샘플링 주파수는 60kHz 이고, 샘플링 길이는 동익 회전에 대한 위상평균을 기준으로 할 때 800

번에 해당하며, 측정 후 경계층 속도 진폭 및 주파수 분석 등의 후처리 과정을 거치게 된다.

블레이드 표면에서의 경계층을 정확하게 측정하기 위해서는 열선 프로브를 정밀하게 이송시킬 수 있는 특별한 장치가 필요하다. Fig. 3은 본 연구의 목적을 위하여 정밀하게 설계, 제작된 열선 이송 장치를 보여주고 있다. 압축기 내 측정 위치인 세 번째 단의 정익 위치에 케이싱을 절개하고, 절개된 부분에 제작된 이송 장치를 끼워 조립하게 되어 있다. Fig. 3의 좌측 그림에서 보는 바와 같이 이송 장치에는 실험용 정익이 일체로 조립되어 있으며, 측정시 우측 그림과 같이 측정 부위인 절개된 압축기 케이싱에 정교하고 단단하게 삽입되어 조립된다.

열선 프로브는 프로브 지지대에 물려있고, 지지대는 원통형 축의 한쪽 끝과 직각으로 연결되어 있다. 그리고 원통의 다른 한쪽 끝에는 스텝모터 (stepper motor)가 조립되어 있어, 스텝모터가 회전함에 따라 열선 프로브는 블레이드의 흡입면에 거의 수직으로 움직일 수 있게 되어 있다. 스텝모터

는 스텝모터 제어 보드(PC micro-stepper drive card)에 의해 정밀하게 제어되며, 회전각에 대한 정밀도는 0.028도이고 이것은 블레이드 표면에 대한 수직방향 거리로는 0.019mm의 정확도에 해당한다. 이송거리에 대한 최대 위치오차는 블레이드 중앙스팬의 경계층 끝에서 블레이드 흡입면 길이의 약 3.1%로 평가되었다.

### 3. 결과 및 고찰

경계층 속도 측정은 실험용 축류 압축기 성능을 효율과 수두계수(head coefficient)로 나타낸 Fig. 4에서 보는 바와 같이 4개의 서로 다른 유량에서 수행되었으며, 이는 각각  $Va/U=0.860$ (최대 유량), 0.692, 0.588(설계점 유량) 및 0.540(실속부근 유량)이다. 그리고 스팬 방향으로는 세 군데 위치, 즉 Fig. 2(a)의 정익 그림에서 나타낸 것과 같이 허브에서부터 17%(H), 50%(M) 그리고 85%(T)에서 측정이 이루어 졌다. 또한 유동 방향으로는 정익의 흡입면 길이를 기준으로 블레이드 전연에서부터 23%, 32%, 39%, 49%, 61% 및 71%에 각각 해당하는 여섯 군데의 위치 [Fig. 2(b)]에서 측정되었다.

Fig. 5는 시험 압축기 설계유량 ( $Va/U=0.588$ )을 기준으로 블레이드 흡입면에서 유동방향 및 스팬 방향으로의 경계층 시간평균 속도 분포들을 보여 주고 있다. 경계층의 두께는 유동이 블레이드 흡입면을 따라 하류로 흐름에 따라 점차 성장하며, 허브 및 스팬 중앙에서의 경계층 두께 및 속도 형상은 각각의 유동방향 위치에서 상호 유사한 형태를 보이고 있다.

블레이드 팁 영역에서의 유동 형태는 이와는 매우 상이한 결과를 보여준다. 팁 영역에서 속도는 크게 감소하는 반면 경계층 두께는 흡입면 길이 (SSL)의 39%~61% 지점에서 급격히 성장하는 것을 알 수 있다. 그러나 유동이 하류로 감에 따라 이러한 경계층 두께의 급격한 성장이 지속적으로 유지되는 것은 아니며, 흡입면 길이의 61%~71%

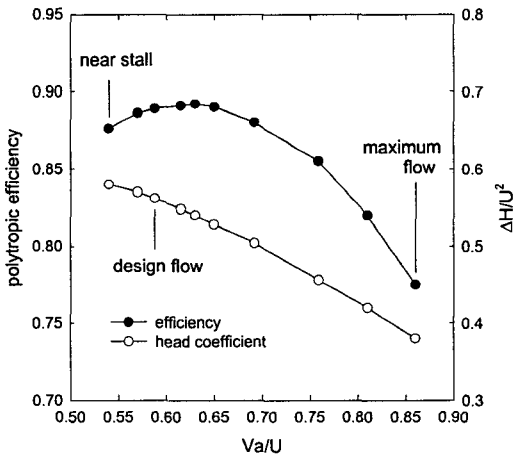


Fig. 4 Test compressor performance map

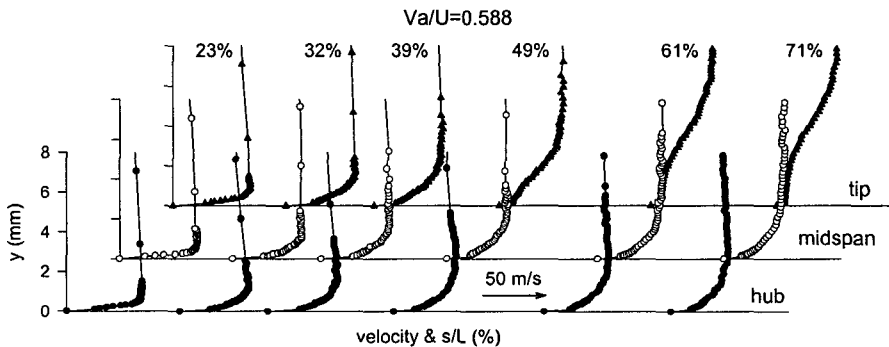


Fig. 5 Time-mean velocity profiles in boundary layer on blade suction surface

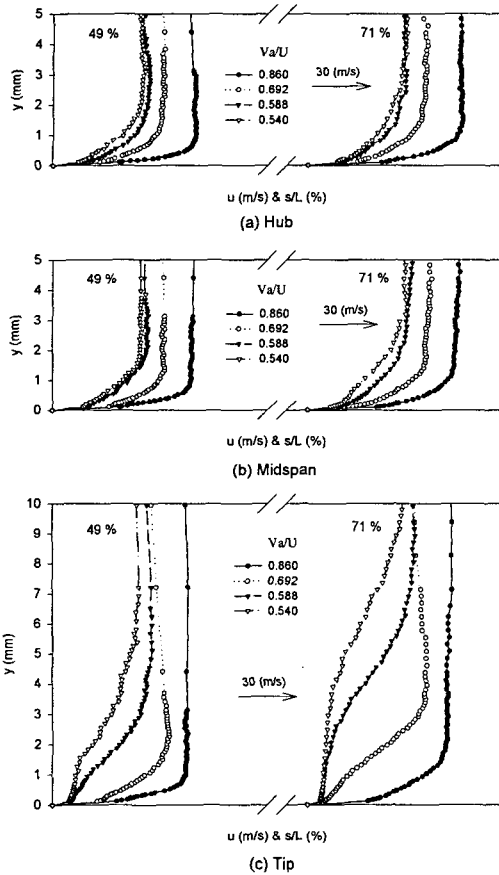


Fig. 6 Variation of time-mean velocity profiles in the boundary layer with flow coefficient

지점에서는 경계층 두께가 크게 변하지 않는 것을 알 수 있다. 이러한 경향은 실속부근 유량( $Va/U=0.540$ )에서도 동일하게 나타났다. 이러한 블레이드 흡입면 후반부의 팁 부근에서의 유동 왜곡 현상은 유동 박리에 의한 것으로 생각되며, 이러한 유동 박리는 Lyes 와 Ginder<sup>(13)</sup>의 연구에서 유동 가시화를 통해 관찰된 바 있다. 실속부근 유량 조건에서는 이러한 박리 영역이 설계점 유량과 비교해 볼 때 블레이드 상류쪽으로 더 확장되는 것을 알 수 있었다.

경계층에서의 시간평균 속도 분포에 대한 유량의 영향은 Fig. 6 에서 보는 바와 같으며, 블레이드 스패 방향으로의 세 지점(H, M 및 T)에서 흡입면 길이의 49%와 71%에서 각각 측정된 것이다. 허브와 중앙스팬에서의 유동은 각 유량에 대해서 서로 유사한 경향을 보이고 있으며, 실속 부근 유량까지 유량이 감소하여도 유동박리가 발생하지 않는 것을 알 수 있다. 그러나 유량이 감소함에 따라 실속은 초기에 블레이드 팁 부근에서 일어나고, 블레이드의 전연 방향으로 성장한다. 특히 팁에서의 경계층 속도 분포는 박리 기포(separation

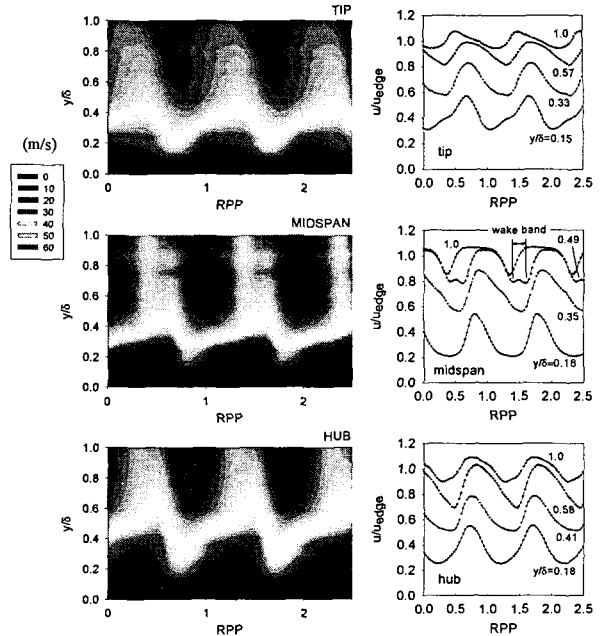


Fig. 7 Phase-averaged velocity contours and fluctuations in boundary layer (23% of L,  $Va/U=0.588$ )

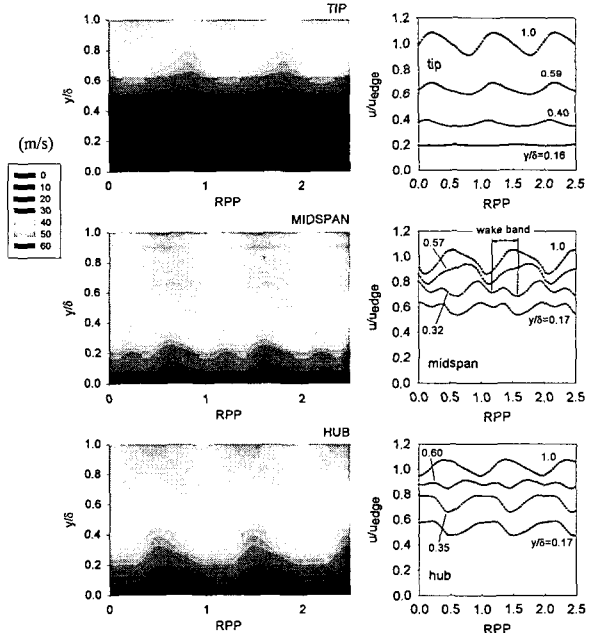


Fig. 8 Phase-averaged velocity contours and fluctuations in boundary layer (61% of L,  $Va/U=0.588$ )

bubble)에 관한 Lou 등<sup>(3)</sup>의 연구에서 보여진 것과 유사한 결과를 보여주고 있다.

Fig. 7의 왼쪽 그림들은 경계층 유동의 위상평균 등속 선도(phase-averaged velocity contours)를 나타

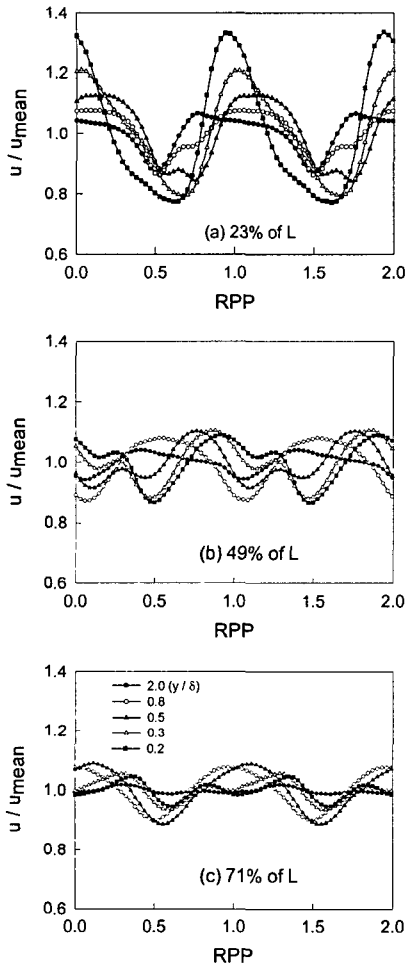


Fig. 9 Normalized velocity fluctuations in the suction surface boundary layer at midspan (variation in streamwise direction)

낸 것으로서, 설계 유량( $Va/U=0.588$ ) 및 흡입면 길이의 23% 위치에서 측정된 결과이다. 그림에서 종좌표는 경계층 두께의 시간평균 값으로 무차원화 하였다. Fig. 7의 오른쪽 그림들은 경계층 내부에서의 동익 통과주기에 따른 주기적인 속도요동 형태에 대해 고찰하기 위해 블레이드 스펀 방향에 따른 속도 요동 분포를 경계층에서의 경계속도 (edge velocity)로 무차원하여 나타낸 것이다. 모든 스펀 위치에 따른 속도 요동은 서로 유사한 분포 특성을 보이고 있다. 그러나 그림에서 보듯이 중앙스팬의  $y/\delta=0.49$  부근에서는 속도가 특히 낮은, 띠(band)와 같은 영역이 주기적으로 반복되고 있는데, 이 영역을 후류대(wake band)라고 부르기로 한다. 후류대는 등속 선도에서 보듯이  $y/\delta=0.3 \sim 0.9$  사이에서 강하게 나타나고 있다. 이러한 후류대는 허브 영역에서도 관찰되지만 속도 요동의 진폭이 중앙스팬에서 보다 매우 약한 것을 알 수

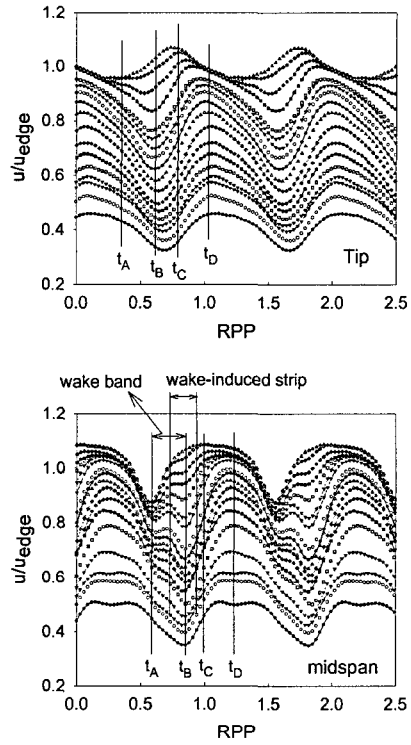


Fig. 10 Phase-averaged velocity fluctuation patterns in boundary layer (32% of L,  $Va/U=0.588$ )

있다. 또한 경계층에서 전체적으로 속도 요동의 진폭은 팁 영역에서 특히 작다.

흡입면 길이의 61%에서 측정된 경계층 유동의 위상평균 등속 선도는 Fig. 8에 나타내었으며, 종좌표 및 횡좌표 등은 Fig. 7과 같은 방식으로 표현되었다. 유동이 블레이드 후연을 따라 흘러감에 따라 속도 요동의 진폭은 감소되는데, 이것은 이웃한 후류 간의 상호 간섭 및 점성혼합 등에 기인한 것으로 생각된다. 블레이드 전연에서와 비교해 볼 때 후류대의 폭은 넓어졌고, 약  $y/\delta=0.1 \sim 0.5$  위치에서 형성됨으로써 높이 방향으로는 훨씬 낮아져 블레이드 표면과 가까워진 것을 알 수 있다. 블레이드 팁에서의 주기적 속도 분포 형태는 다른 위치와 큰 차이를 나타내고 있는데, 경계층 밀부분과 윗부분 간의 유동의 위상변화가 크지 않다는 것이다.

Fig. 9는 경계층 내의 위상평균 속도 변화를 블레이드 스펀의 중앙에서 익현(chord)을 따라 나타낸 것이며, 종좌표의 속도 변화는 속도의 시간평균 값으로 무차원화하여 나타내었다. 무차원 높이 ( $y/\delta$ )가 블레이드 후연으로 가면서 증가함에 따라 속도 요동의 상대적 진폭은 감소한다.  $y/\delta=0.2$ 에서 무차원 속도는, 흡입면 길이의 23%에서는 약 0.8~1.3, 71%에서는 약 0.9~1.1 정도의 범위에서 주기적으로 변하는 것을 알 수 있다.

Fig. 10은 중앙스팬과 팁에서 경계층의 높이에

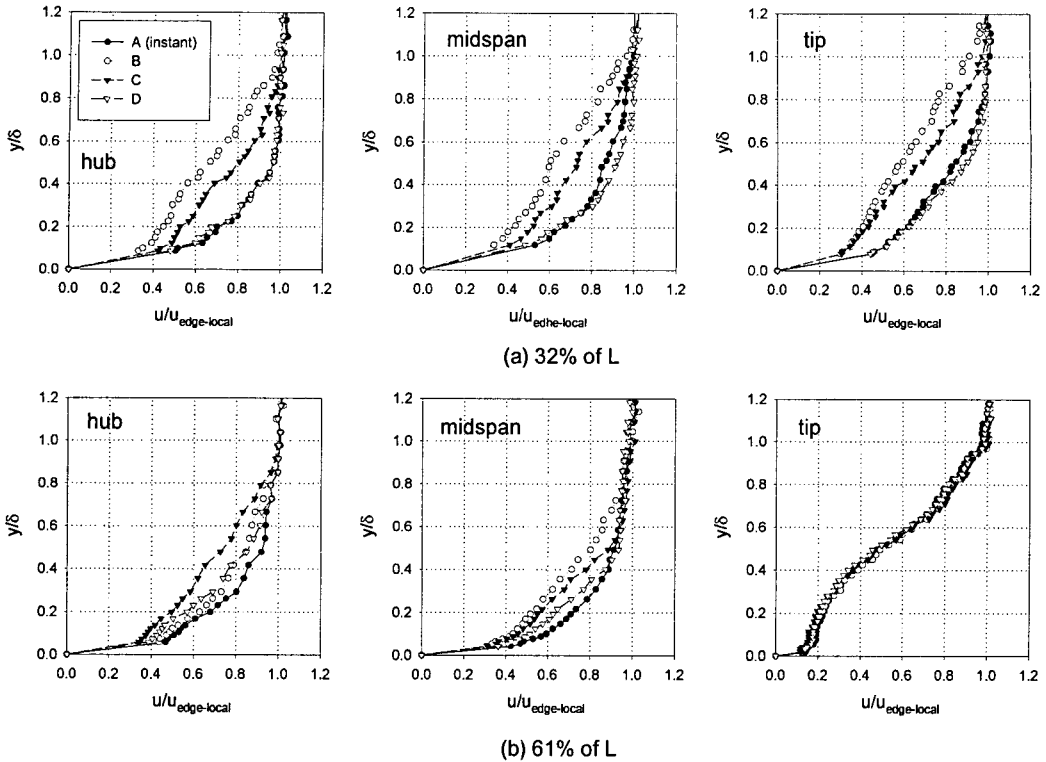


Fig. 11 Normalized and phase-averaged velocity profiles in boundary for four instants during one wake passing period (32% and 61% of L,  $V_a/U=0.588$ )

따른 위상평균 속도 요동 분포를 보여주고 있으며, 설계유량과 흡입면 길이의 32%에서 측정된 결과이다. 특히 그림은 경계층의 무차원 높이  $y/\delta=0.12 \sim 1.0$  까지의 속도변화를 나타낸 것이다. 또한 경계층 유동에 대한 자세한 고찰을 위하여 동의 통과 주기(RPP) 동안에 그림과 같이 임의의 4 개의 순간을 정하였으며, 각 순간에 대한 정의는 다음과 같다.

- $t_A$  : 경계층에서 경계속도가 최저인 순간
- $t_B$  : 경계층 내부의 유동 속도가 최소인 순간
- $t_C$  : 경계층 내의 유동 속도가 증가하는 순간
- $t_D$  : 경계층 내부의 유동 속도가 최대인 순간

경계층 내부 속도는 최저 순간인  $t_B$  에서부터  $t_C$  를 거치면서 급격히 증가하며, 이때 경계층 가장 자리에서의 경계속도는 최대가 된다. 급격히 증가한 경계층 내부 속도는  $t_D$  를 거치면서 최대가 되었다가 상대적으로 서서히 감소( $t_A$ )하게 되며, 경계속도는 최저가 된다. 이상과 같은 주기적 유동 형태는 스펀의 중앙에서도 동일하게 관찰된다. 특히 중앙스팬에서  $t_A$  와  $t_B$  사이에 후류대가 명확하게 관찰되고 있으며, 이 때 후류대 폭은 동의 통과 주기의 약 27%에 해당되었다. Fig. 10의 중앙스

팬에서의 그림에서 보는 바와 같이  $t_B$  를 중심으로 속도가 가장 낮은 때 모양의 좁은 영역이 관찰되었는데, 이 영역은 Halsted 등<sup>(9)</sup>이 블레이드 흡입면에서 관찰한 후류-유도 띠(wake-induced strip)와 유사하다. 이 띠의 폭은 동의 통과 주기의 약 21%에 해당하며, Halsted 등<sup>(9)</sup>의 연구 결과(약 20%)와 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 블레이드 팁에서는 후류대 및 후류 띠의 존재는 명확하지 않다.

Fig. 11은 4 개의 각 순간( $t_A, t_B, t_C$  및  $t_D$ )에 대한 허브, 중앙스팬 및 팁에서의 위상평균 속도 형상을 나타낸 것이며, 흡입면 길이의 32% 및 61%에서 각각 측정된 것이다. 그림에서 횡좌표는 각 순간에서의 경계층 속도를 국소 경계 속도에 대하여 종좌표는 평균 경계층 두께에 대하여 각각 무차원 하였다.

흡입면 길이의 32%에서 속도 형상은 스펀 위치와 관계없이 유사한 결과를 보여준다. 순간  $t_A$  와  $t_D$  에서는 거의 동일한 속도 형상을 보인 반면,  $t_B$  와  $t_C$  에서는 경계층 높이를 따라 속도는 급격히 증가한다. 순간  $t_B$  와  $t_C$  에서의 경계층 형상(특히  $t_B$  에서)을 볼 때 유동이 천이영역에 놓여있는 것으로 생각되며, 이것은 Halsted 등<sup>(10)</sup>이 스펀의 중앙에서 관찰한 유동 형상과 매우 유사하다.

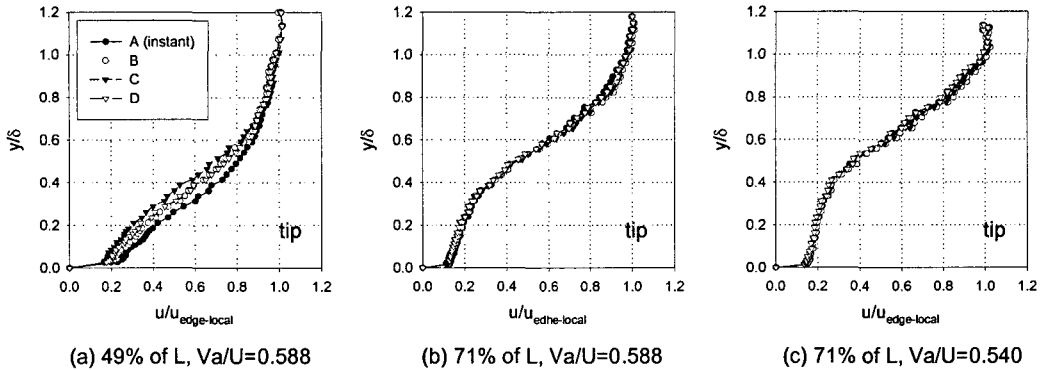


Fig. 12 Normalized and phase-averaged velocity profiles in boundary for four instants during one wake passing period at tip region

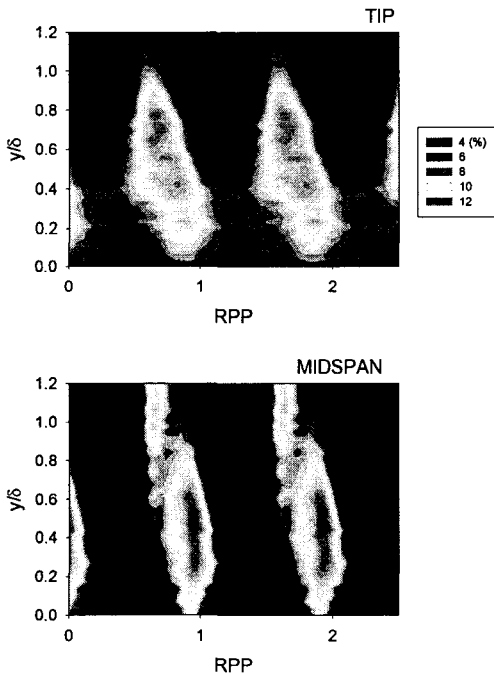


Fig. 13 Turbulence intensity contours of the boundary layer (32% of L, Va/U=0.588)

블레이드 흡입면 길이의 61%에서는 32%에서의 측정 결과와 많은 차이점이 관찰되었다. 팁 영역에서 유동의 심한 왜곡 현상은 Lyes 와 Ginder<sup>(13)</sup> 및 Schulz 등<sup>(14)</sup>의 유동가시화를 통한 선행 연구 결과를 통해 고찰해 볼 때 블레이드 팁과 압축기 케이싱 사이에서 삼차원적으로 발생하는 모서리 박리(corner separation)로 생각된다. 또한 팁 영역에서의 경계층 무차원 속도 분포는 각 순간마다 동일한 형상을 보이며, 특히 유동 박리가 발생하는 위치인 흡입면 길이의 61%에서는 거의 완벽하게 일치하는 무차원 속도 분포를 나타내고 있다. 이

러한 경향은 Fig. 12(a), (b)에서 보여지듯이 유동이 후방으로 갈수록 더욱 명확하게 관찰된다. 무차원 속도 분포 형상이 각 순간에서 일치하는 것은 Fig. 8의 우측 그림들에 대한 설명에서 일부 언급한 바와 같이 기본적으로 경계층 내 윗부분(특히 경계층의 가장자리 부근)과 아랫부분에서의 속도 위상이 동조화되기 때문인 것으로 생각된다. 이러한 동조화는 실속부근 유량에서의 측정 결과를 나타낸 Fig. 12(c)에서도 관찰된다. 이러한 팁 부근에서의 삼차원 모서리 박리는 설계점 유량에서도 약하게 발생하며, 유량이 감소함에 따라 더욱 발달하게 된다. 이와 유사한 결과가 Weingold 등<sup>(15)</sup>의 연구에서 고찰되었다.

한편 블레이드 팁 영역과 케이싱 벽 사이에서 발생한 모서리 박리는 허브영역에서는 관찰되지 않았는데, 이것은 Swoboda 등<sup>(16)</sup>의 연구 결과에서 고찰한 바와 같이 허브와 허브 케이싱 사이의 간극 와류(hub clearance vortex)에 기인한 것으로 생각된다. 이러한 허브와류는 허브에서의 박리를 억제하며, 유동통로 내에서의 2 차원 유동과 반대방향으로의 작용하여 유동을 안정화 시킨다.

Fig. 10의 순간  $t_b$  부근에서 본 바와 같이 블레이드 전연 부근에서 강한 후류 영역(후류-유도 띠)이 발생하는데, 이 영역에서 속도는 경계층 높이를 따라 급격하게 증가한다. 이 때 후류대도 함께 발달하게 되며, 결국  $t_b$ 에서의 속도는 경계층 가장자리에서 최대가 된다. 이러한 속도의 가파른 증가는 각 경계층 높이에 따른 블레이드 통로에서의 주기적인 속도에 위상차를 발생시킨다. 이와 같은 유동 특성은 스펠의 중앙과 허브 부근에서 명확히 관찰되지만 팁 영역에서는 불분명하다. 또한 블레이드 후연에서, 이러한 특성은 중앙스펠 및 허브에서 약하게 관찰되지만, 유동박리가 관찰된 팁 영역에서는 나타나지 않는다.

경계층에서의 난류강도에 대한 정보는 Fig. 13에 나타내었으며, 측정은 설계유량, 흡입면 길이의



32% 및 블레이드 팁과 중앙스팬에서 각각 이루어졌다. Fig. 10에서 나타난 바와 같이  $t_b$ 와  $t_c$  부근에서 난류강도가 강하게 나타났다. 난류강도는  $y/\delta = 0.2 \sim 0.8$ 에서 팁 영역보다 중앙스팬에서 더욱 강하며, 이는 동익 팁 속도를 기준으로 할 때 약 12%에 해당한다.

#### 4. 결론

본 연구는 다단 축류 압축기를 대상으로 정의 흡입면 상에서의 경계층 유동에 대하여 실험적으로 고찰함으로써 다음과 같은 결론을 얻었다.

블레이드의 팁 영역에서 경계층 두께는 팁과 압축기 케이싱 사이에서 발생하는 삼차원 모서리 박리에 의하여 하류로 갈수록 급격하게 증가한다. 반면에 허브와 중앙스팬에서는 실속부근 유량에서도 유동 박리는 발생하지 않았다.

중앙스팬에서는 블레이드 전연부근 경계층 속도 한 주기동안 좁지만 강한 후류영역이 발생하고, 이 영역에서 경계층 위와 아래에서의 주기적인 속도는 서로 다른 위상을 나타낸다. 이러한 위상차는 강한 후류 영역에서 속도가 경계층 높이를 따라 급속히 증가하기 때문이다. 그러나 삼차원 모서리 박리가 발생한 팁 영역에서는 속도의 위상차는 발생하지 않는다. 특히 박리 영역에서 주기적인 경계층 속도 요동은 위상과 관계없이 거의 동일한 무차원 속도 분포를 보인다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단의 지원에 의해 이루어졌으며, 관계자 여러분에게 감사드립니다. 또한 Cranfield University와 DERA의 지원에 깊은 감사를 드립니다.

#### 참고문헌

- (1) Kalfas, A. I., 1994, "Transition to Turbulence in the Boundary Layer of Turbomachinery Blading," Ph.D. Thesis, Cranfield University, UK.
- (2) Hazarika, B. K. and Hirsch, C., 1997, "Transition Over C4 Leading Edge and Measurement of Intermittency Factor Using PDF of Hot-Wire Signal," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 412-425.
- (3) Lou, W. and Hourmouziadis, J., 2000, "Separation Bubbles Under Steady and Periodic-Unsteady Main Flow Conditions," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 634-643.
- (4) Malkiel, E. and Mayle, R. E., 1996, "Transition in a Separation Bubble," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 118, pp. 752-759.
- (5) Park, T. C., Jeon, W. P. and Kang, S. H., 2002, "Effects of Wake-Passing Orientation and Frequency on Unsteady Boundary Layer Transition on an Airfoil," *Trans. of the KSME (B)*, Vol. 26, No. 5, pp. 685-694.
- (6) Rim, I. W., Cho, K. R. and Joo, W. G., 2002, "Experimental Study on the Effects of Upstream Periodic Wakes on Aerofoil-Boundary Layer and Loss," *Trans. of the KSME (B)*, Vol. 26, No. 2, pp. 219-226.
- (7) Cumpsty, N. A., Dong, Y. and Li, Y. S., 1995, "Compressor Blade Boundary Layers in the Presence of Wakes," *ASME Paper No. 95-GT-443*.
- (8) Solomon, W. J. and Walker, G. J., 1995, "Observations of Wake-Induced Transition on an Axial Compressor Blade," *ASME Paper No. 95-GT-381*.
- (9) Halstead, D. E., Wisler, D. C., Okiishi, T. H., Walker, G. J., Hodson, H. P. and Shin, H. W., 1997a, "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines, Part 1 of 4: Composite Picture," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 119, No. 1, pp. 114-127.
- (10) Halstead, D. E., Wisler, D. C., Okiishi, T. H., Walker, G. J., Hodson, H. P. and Shin, H. W., 1997b, "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines, Part 2 of 4: Compressors," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 119, No. 3, pp. 426-444.
- (11) Robinson, C. J., 1991, "End-Wall Flows and Blading Design for Axial Flow Compressors," Ph.D. Thesis, Cranfield University, UK.
- (12) Foley, A. C. and Ivey, P. C., 1996, "Measurement of Tip-Clearance Flow in a Multistage Axial Flow Compressor," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 118, pp. 211-217.
- (13) Lyes, P. A. and Ginder, R. B., 1998, "Experimental Evaluation of the High-to-Low Speed Transformation Process for a Highly Loaded Core Compressor Stage," *ASME Paper No. 98-GT-334*.
- (14) Schulz, H. D., Gallus, H. E. and Lakshminarayana, B., 1990, "Three-Dimensional Separated Flow Field in the Endwall Region of an Annular Compressor Cascade in the Presence of Rotor-Stator Interaction: Part 1 - Quasi-Steady Flow Field and Comparison With Steady-State Data," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 669-678.
- (15) Weingold, H. D., Neubert, R. J., Behlke, R. F. and Potter, G. E., 1997, "Bowed Stators: An Example of CFD Applied to Improve Multistage Compressor Efficiency," *ASME Trans. Journal of Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 161-168.
- (16) Swoboda, M., Ivey, P. C., Wenger, U. and Gummer, V., 1998, "An Experimental Examination of Cantilevered and Shrouded Stators in a Multistage Axial Compressor," *ASME Paper No. 98-GT-282*.