

천음속 유동하의 압축기 익형에 대한 실험적 연구

류영진*

An Experimental Study of Compressor Section Profile in Transonic Flow

Young-Jin Yoo*

ABSTRACT

In the continuing quest for increased turbomachinery efficiency, the part played by blade profile shape remains crucial. The application of a heated thin metallic film with CTA(constant temperature anemometer) to the measurements of the laminar and turbulent boundary layer behavior(shock-boundary layer-interaction) in a transonic wind tunnel. Results of measurements with hot-film sensors on transonic compressor blades are extremely difficult to interpret because of ambiguous probe signals due to the complexity of the local flow pattern. In order to get the explicit information and give the designer to interpret characteristic signals from hot-film probes, a method was developed by comparing the results with other measuring technic results.

초 록

터보기계의 효율 향상을 위한 끊임없는 노력에서 익형 형상 설계는 대단히 중요한 부분을 차지하고 있다. 이와 관련하여 천음속 풍동에서 층류 및 난류 경계층 거동(충격파-경계층 상호작용)에 대한 실험적 연구가 CTA 열전대 측정을 통해 이루어졌다. 압축기 익형에 부착된 열전대 실험 결과는 유동의 복잡성에 기인하는 신호의 불명확성 때문에 해석이 대단히 어려운 점이 있으므로 설계자에게 열전대 신호 특성에 대한 정확한 정보를 주기 위해서 다른 측정장치 결과와 비교 분석을 통한 해석 기법이 개발되었다.

1. 서 론

층류 터보기계의 성능 향상을 위한 각 단의 압축비 증가 노력은 필연적으로 층류 유동속도의 증가를 가져오게 되었다. 따라서 층류 터보 압축기 1단의 유동이 천이속도 영역으로 설계됨에 따라 익형 주위 유동에는 충격파가 발생하게 되어 충격파와 경계층간의 상호작용에 의한 비

정상 유동이 형성된다. 입구 흐름에 대한 반응 각의 변화는 충격파의 발생 위치와 강도에 영향을 미치며 강한 충격파의 발생은 바로 높은 손실을 수반하므로 충격파의 위치 및 거동에 대한 예측 및 해석은 익형 설계에 매우 중요한 요소가 된다.

열전대 측정 방법은 경계층 내의 유동특성을 정확히 파악할 수 있으며 항공기 흡입구 설계시

* 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

나 유도탄 외부 형상 설계시 유동의 천이 및 박리 현상의 발생 위치에 대한 정보를 제공할 수 있으므로 새로 설계된 익형 또는 항공기 및 유도탄 외형 형상의 성능 확인을 위한 실험에 매우 유용한 도구가 된다. 그러나 천이음속 영역에서의 충격파와 경계층의 상호작용에 의한 열전대 측정 신호의 특성이 모호하여 정확한 해석이 어려우므로 본 연구에서는 천이속도 영역의 압축기 익형을 이용하여 열전대 측정시 실험자가 보다 정확하게 해석할 수 있는 방법을 연구하였다.

2. 실험장치

실험은 Fig. 1의 천음속 풍동에서 수행되었다. 시험시설은 고압 및 저압 압축기와 각 단의 중간 냉각기(inter cooler)로 구성된 연속 유동형(continuous flow type)이며 동력은 1.6 MW, 최대 공급 유량은 압력비 5.6에서 5.5 kg/s 이다. 유동속도 범위는 입구 마하수 0.95 이하에서 출구 마하수 1.70 까지이며 레이놀즈 수는 1.8×10^6 이다. 측정된 시험대의 상하 벽면은 경계층의 성장과 반사 충격파가 유동에 미치는 영향을 최소화 하기 위해 개도 6%의 다공형 벽면(porous type)으로 구성되었으며 시험 단면은 79mmx100mm의 직사각형이다.

출구 벽면은 상하 높이 조절을 통해 동일한 전압력(total pressure) 상태에서 입구 마하수 조절과 시험 단면에서의 레이놀즈 수 조절을 가능하게 하였다. 익형은 회전이 가능한 원형 디스크에 장착하여(Fig. 3 좌측) 받음각을 조절함으로써 익형의 부하상태에 따른 충격파와 경계층 거동의 측정을 실현하였다.

2.1 열전대 부착 익형

Fig. 2에 보이는 익형은 익현(chord length) 70mm, 최대 두께 12%인 MTU (Motoren und Turbinen Union)사의 압축기 단면 익형으로서

28개의 열전대 측정센서가 익현 전방(leading edge)으로부터 익형 표면에 따라 2.5 mm 간격으로 익형에 부착된 상태를 보이고 있으며 Fig. 3 오른쪽 그림은 익형 후면의 센서 배선의 연결 상태를 나타낸다.

익형은 동일한 형상을 갖는 열전대 측정용 및 압력 분포 측정용으로 2조를 가공하여 시험하였고, 다중 열전대 센서는 0.1mm 두께의 폴리이미드(polyimide) 박판에 입혀진 후 익형 표면에 부착하여 측정하였으며, 압력 분포 측정은 익형 표면에 익현 전방으로부터 1.5mm에서 55.5mm까지 28개의 구멍을 가공하여 정압(static pressure)을 측정하였다. 스캐니 밸브와 연결부는 직경 1mm, 압력 측정 구멍은 직경 0.4mm로 가공 되었으며 압력 측정용 구멍 사이의 간격은 위치에 따라 약 1.5~3.0mm 간격으로 가공되었다.

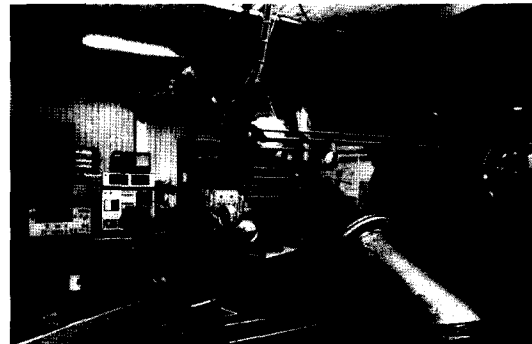


Fig. 1 Transonic wind tunnel

2.2 슐리렌(Schlieren) 측정장치

유동 가시화는 슐리렌 장치를 이용하였으며 Z-배열로 구성되었다. 유동장 거동의 정확한 포착(frozen state)을 위하여 광선 조사 시간은 20×10^{-9} 의 스트로보스코프(Stroboscope)를 사용하였다.

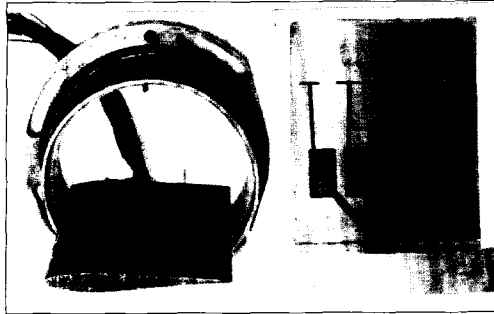


Fig. 2 Compressor blade with hot-film

2.3 LDG(Laser-Density-Gradient) 측정장치

Fig. 3에 보이는 LDG 측정기술은 정상 또는 비정상 초음속 유동을 관찰하기 위하여 개발되었다. 물리적 원리는 슐리렌(Schlieren) 측정장치와 유사하며 유동의 수직방향에 조사된 레이저가 유동장에 발생한 충격파 및 팽창파의 밀도구배에 의해 편향되어 반대편 위치 센서에서 위치 및 주파수가 측정된다. 광원은 직경 0.5mm의 헬륨-네온(He-Ne) 레이저를 사용하였고 시험대의 축 및 수직방향으로 익형의 표면을 따라 이동하면서 측정하였다.

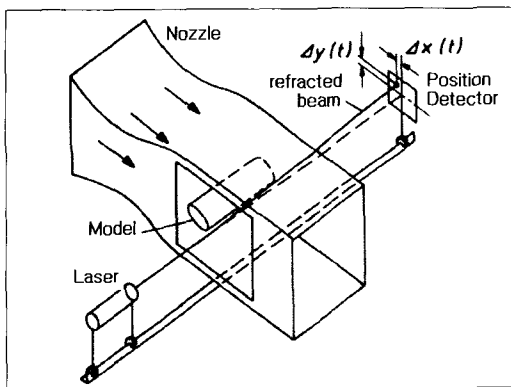


Fig. 3 Laser-Density-Gradient measurement technic

3. 열전대(Hot-film) 열전달 특성

열전대 측정기술은 지난 수십년 동안 많은 실험자에 의해 난류 유동의 벽면 전단응력(wall shear stress) 측정을 위하여 응용되어 왔으며 [1,2,3] 최근에는 유동장에 간섭이 없이 경계층 거동을 측정할 수 있는 장점을 이용하여 터보기계, 항공기 및 유도탄 등의 유동에 대한 천이 및 박리 현상 연구에 응용하기 위한 많은 시도가 이루어지고 있다. 열전대는 얇은 금속 박판으로서 측정 대상의 표면에 부착되며 물리적 원리는 hot-wire와 유사하여 열전대와 주위 온도차에 의한 열전달과 전단응력 사이의 관계를 통하여 정보를 얻게된다.

압축성 및 비압축성 정상 유동에 대한 관계식은 전류를 I, 센서의 저항을 R, 센서와 유동의 온도차를 ΔT, 유체의 밀도를 ρ, 벽면 전단응력을 τ_w 라 할 때 다음과 같이 표시된다.

$$\frac{I^2 \cdot R}{\Delta T} = A \cdot \tau_w^{\frac{1}{n}} + B \tag{1}$$

$$\frac{I^2 \cdot R}{\Delta T} = A_{comp} \cdot (\rho \cdot \tau_w)^{\frac{1}{n}} + B \tag{2}$$

(1)은 압축성, (2)는 비압축성 유체 관계식이며, A와 B는 상수로서 A는 센서의 열적 특성과 형상에 의해 결정되고 B는 익형 몸체에 전달되는 열손실에 의해 결정된다. 따라서 상수 B는 익형의 재질 특성에 좌우되며 ΔT는 센서 저항 R 및 벽면 온도 T_w 와 다음과 같은 관계를 갖게 된다.

$$R = R_o \cdot (1 + \alpha \cdot (T_w - T_o)) \tag{3}$$

여기서 R_o는 기준 온도 T_o 에서의 저항 값이며 α는 재질에 의해 결정되는 열확산 계수(thermal diffusion coefficient)이다. 재질 특성에 관계되는 열확산 계수 α는 본 실험에서 상수로 고려하였으며 온도 변화가 큰 유동에서는(ΔT >

50° C) 별도의 수식을 사용하여야 한다^[4]. 일반적으로 전도에 의해 익형 몸체에 전달되는 열전달이 열전대에서 전도 및 자연 대류(정지 유체 상태) 혹은 강제 대류(유동 상태)에 의해 주위로 전달되는 열전달보다 크기 때문에 정량적 해석을 위해서는 상수 A, B와 n은 층류 및 난류에 대하여 반드시 각각 구해져야 한다. 그러나 이러한 교정 실험은 대단히 정밀한 조건하에 이루어져야 할 뿐만 아니라^[5] 상당히 많은 시간이 요구되기 때문에 실질적으로 많은 연구가 정성적인 해석을 위해 이루어져 매우 만족스러운 결과를 얻었다^[6]. 본 연구에서도 실험의 목적이 전단응력의 측정보다는 충격파와 경계층의 상호작용에 반응하는 열전대의 거동 특성을 해석하기 위한 연구이므로 열전대로부터의 열전달과 벽면 전단응력(wall shear stress)과의 관계를 나타내는 지수 n은 다른 실험자와 마찬가지로 1/3을 적용하였으며, 유동이 없는 상태에서 열전대로부터 주위에 전달되는 열전도도에 의한 무차원화를 통해 정성적인 연구를 수행하였다.

4. 실험결과

시험은 입구 속도 $M=0.718$, 738 두 경우에 대하여 각각 받음각 $\alpha=0^\circ - 3^\circ$ 까지 수행되었으며 시험 결과에 대한 분석은 전반적인 고찰과 함께 층류와 난류 경계층의 대표적 유동 상태를 보이는 $M=0.718$, $\alpha=0^\circ$ 및 $M=0.738$, $\alpha=2^\circ$ 두 경우의 분석을 통한 고찰이 중점적으로 이루어졌다.

Fig. 4, 5 및 8은 각 시험조건에 대한 마하수 분포 및 슬리텐에 의한 충격파 형상을 통해 유동 상태를 보여주고 있으며 $M=0.718$, $\alpha=0^\circ$ 는 층류 경계층에 의한 전형적인 “ λ ” 형태의 충격파 형상을 보인다. 한편 $M=0.738$, $\alpha=2^\circ$ 의 충격파 형태는 난류 경계층 영향에 의한 대표적 모습을 보인다.

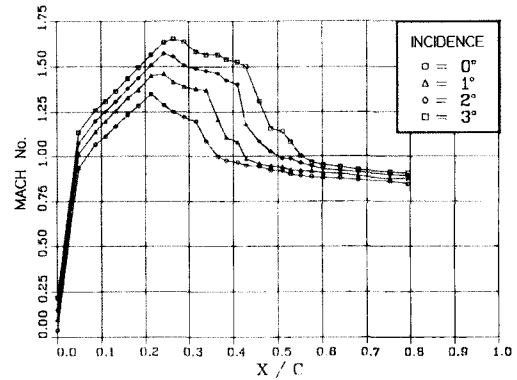


Fig. 4 Mach No. distribution at $M=0.718$

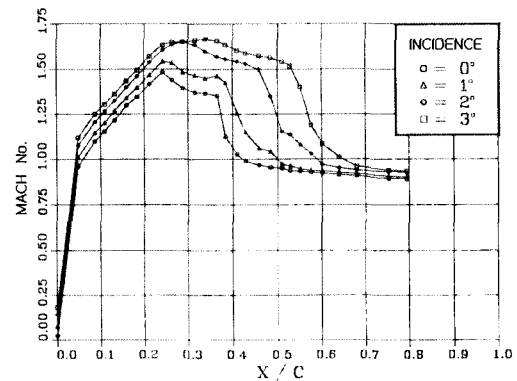


Fig. 5 Mach No. distribution at $M=0.738$

열전대 측정 결과와 비교 분석하기에 앞서 “ λ ” 형태의 충격파 하부 경계층의 유동상태를 고찰해 보면 경계층은 익형 표면의 속도가 0 에서 마하수 1 까지의 아음속 영역과 그 이후의 초음속 영역 두 부분으로 나누어 진다. 즉 경계층 하부 익형 표면 부근의 유동속도가 아음속이므로 점성의 영향을 받지 않는 경계층 외부 유동 영역에 발생한 충격파는 익형 표면까지 침투하지 못하고 경계층내 초음속 영역 부분에서 소멸하게 된다. 따라서 외부 유동의 충격파에 의해 발생된 압력 상승 효과는 경계층 하부의 아음속 영역을 통하여 유동 앞 부분으로 전달되고, 이 전달에 의해 충격파 전방에 경계층의 두

께가 증가하게 되어 충격파에 집적되는 약한 경사 압축파가 발생하게 된다. 이와 같이 층류 경계층에서는 난류 경계층과는 달리 충격파 전방부터 압력 상승이 시작되어 충격파 후방까지 확산(diffusion)되므로 경계층내의 익형 표면 흐름의 압력 구배가 외부유동에 비해 매우 약하다. Liepmann의 측정에 의하면¹⁸⁾ 층류 경계층의 경우 확산 영역이 약 100δ (δ :경계층 두께)인 반면 난류 경계층의 경우 약 10δ 정도이다.

평균 전압)을 나타내고 있으며, 이 열전달은 강제대류(forced convection)에 의한 흐름으로의 열전달과 열전도에 의한 익형으로의 열전달에 의한 것이다. 전압 차이는 전반적으로 20~30% 정도이나 두 경우 모두 $\alpha=3^\circ$ 에서 20% 이하를 나타내고 있다. 이와 같은 현상은 경계층 두께 증가 혹은 박리 등에 의해 익형 표면과 경계층내 유동의 상대속도가 저하되어 열전달이 감소한 것으로 보이나 이러한 열전대 측정 결과만으로는 다른 측정기술 결과의 도움 없이 경계층에 대한 명확한 해석이 어려운 상태이다. 본 시험에 사용된 센서는 민감한 신호 특성을 위해 코팅(quartz-coating)을 하지 않음으로 해서 익형 전방으로부터 5개의 센서는 이미 2차 시험시부터 손상을 입어 측정이 불가능하였다.

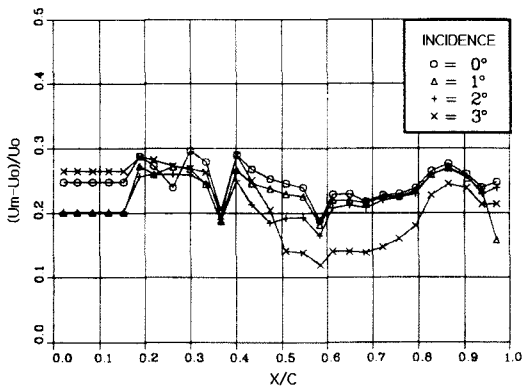


Fig. 6 Heat transfer at M=0.718

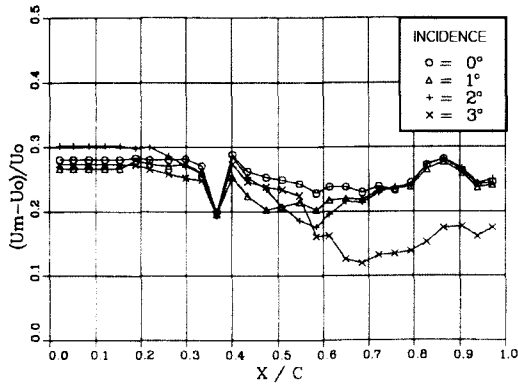


Fig. 7 Heat transfer at M=0.738

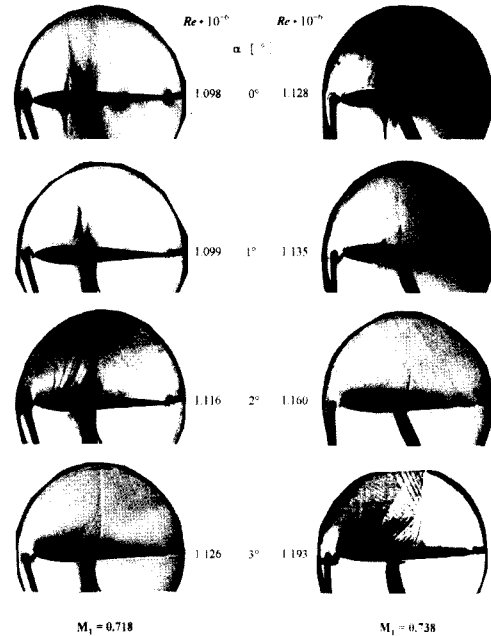


Fig. 8 Schlieren photograph

Fig. 6과 7은 각 시험 조건에 대해 유동이 없는 상태의 열전달량(U_0 : CTA 평균 전압)으로 무차원화 된 열전달량(U_m : 유동 상태의 CTA

Fig. 9와 10은 역시 U_0 로 무차원화 된 rms (CTA root mean square AC 출력 전압) 값으로 열전달량의 요동 변화량(stochastic

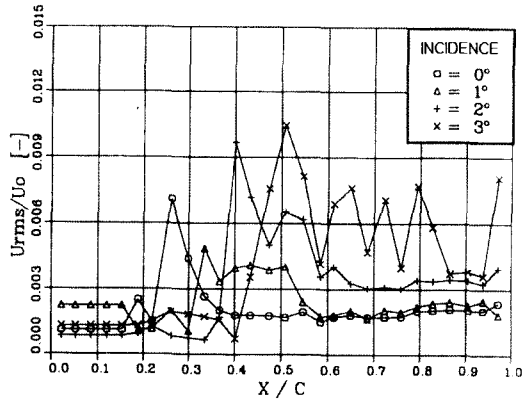


Fig. 9 Hotfilm rms distribution at M=0.718

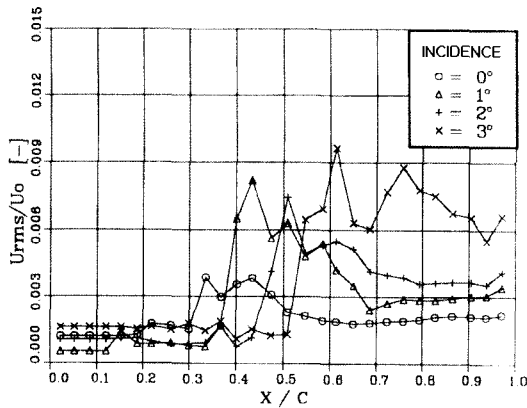


Fig. 10 Hotfilm rms distribution at M=0.738

fluctuation)을 나타낸다. 특히 $M=0.718$, $\alpha = 3^\circ$ 의 특이한 모습은 주로 센서 특성상의 요동과 수식 (2)의 비선형성에 대한 부정확한 보상(compensation)에 기인된 것으로 추정된다. $M=0.718$, $\alpha = 0^\circ$ 는 층류 경계층과 충격파의 상호작용에 의한 특징적인 형태를 보이고 있으며 이는 솔리덴의 충격파 형상과도 일치하는 결과를 나타낸다. $M=0.738$, $\alpha = 2^\circ$ 의 경우 솔리덴과 마하 선도에서는 $x/c=0.51-0.52$ 부근에서 박리된 현상을 뚜렷

이 보이고 있으나 rms 선도에서는 명확하지 않다. 따라서 각 시험조건에 대한 전반적인 해석을 위해 $M=0.738$ 에 대한 실시간 열전대 측정 신호를(Fig. 11) 비교 분석하였다.

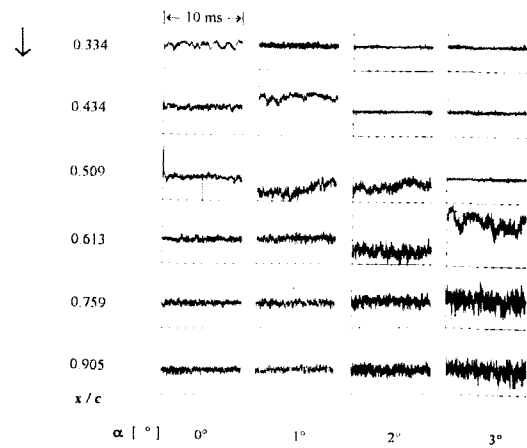


Fig. 11 Hotfilm real time signals at M=0.738

Fig. 11의 열전대 실시간 신호와 솔리덴 및 마하 선도는 약간의 위치 차이를 보이는 부분이 있으나 전반적으로 잘 일치하고 있다. 그러나 예상과 같이 비 압축성 아음속 유동장에서의 측정^[9] 비해 천이 영역 시작과 끝의 신호 특성이 뚜렷하지는 않다. 실시간 열전대 신호로부터 주목할 만한 점은 모든 시험조건에서 천이 영역의 신호 특성이 충격파 이후의 난류 영역에서 보다 높은 진폭을 보이고 있으며(0.334-0°, 0.434-1°, 0.509-2°, 0.613-3°) 천이가 진행되는 영역에서의 전단응력 변화가 난류 경계층에 발생하는 난류 속도 성분의 변화(fluctuation)의 크기 보다 크게 기인하는 것으로 해석된다. 한편 rms 선도와 실시간 신호에서 천이 및 난류 영역에서 층류에 비하여 진폭이 증가하는 경향이 뚜렷하게 보여진다(0.434 이후-0°, 0.509 이후-1°, 0.613 이후-2°, 0.759 이후-3°).

터보기계에서 천이 영역 및 충격파 위치에 대한 정보는 설계의 정확성과 유동 손실의 예측을 위하여 대단히 중요한 요소이므로 상술한 층류 및 난류 경계층의 대표적인 두 경우에 대하여 LDG 측정 신호를 통해 분석을 하였다. Fig. 12와 13은 두 경우에 대한 열전대 신호와 LDG 신호를 비교한 것이다.

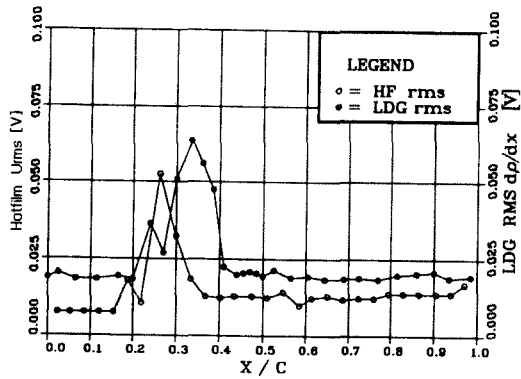


Fig. 12 Comparison between HF and LDG rms value at $M=0.718$, $\alpha=0^\circ$

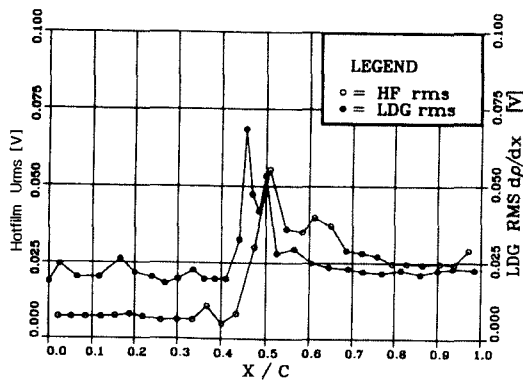


Fig. 13 Comparison between HF and LDG rms value at $M=0.738$, $\alpha=2^\circ$

마하 선도 및 슬리렌과 LDG 신호의 충격파 위치는 잘 일치하고 있으나 열전대 신호의 최대 위치는 층류 경계층의 경우에 충격파 앞에, 난

류 경계층의 경우에 충격파 뒤에 위치하고 있음을 볼 수 있다.

이것은 앞의 rms 신호 분석과도 잘 일치하는 것으로 천이 영역에서 열전대 신호의 크기가 가장 큼을 보이는 것이다. 즉 층류 경계층에서는 충격파 후류의 압력 구배 영향이 경계층의 아음속 영역을 통해 충격파 전방으로 전달됨으로서 충격파 위치 앞에서 천이가 시작되어 충격파의 바로 밑에서는 오히려 압력 확산(pressure diffusion)의 영향으로 열전대 신호의 크기가 작아지며, 난류의 경우 경계층 두께가 얇고 경계층 내에서 익형 표면의 수직 방향으로의 운동량 전달(momentum transfer)이 활발하여 압력 확산의 영향이 감소하고 또한 확산 영역이 극히 짧아짐으로서 충격파가 발생한 직후부터 열전대 신호에 영향이 전달됨을 볼 수 있다.

5. 결론

천음속 유동하의 경계층 거동에 대한 정확한 해석을 위해 압축기 익형에 부착된 열전대 측정장치와 LDG 측정장치 및 실시간 측정 신호의 비교 분석을 통하여 다음과 같은 결론을 얻게 되었다.

1. 시간 평균 DC 전압 측정치(U_o , U_m)는 신호 특성이 명확하지 않음으로 신뢰도가 없다.
2. 아음속 영역에서 측정된 천이 영역의 특성 신호는 충격파와 경계층의 상호작용이 발생하는 천음속 영역의 신호와 동일한 신호 특성을 보이지 않는다.
3. rms 신호와 실시간 신호는 경계층 내의 유동 현상 해석에 매우 효과적이며 다른 측정기술에 의한 측정 결과와 비교 분석을 통해 보다 정확한 해석을 할 수 있다.
4. 열전대 측정기술은 천이 영역 및 충격파 위치 연구에 유용한 도구가 될 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] H. Ludwig, "Ein Geraet zur Messung der Wandschubspannung turbulenter Reibungsschichten.", Ing. Archiv 17, 3, 1949, pp.207-218.
- [2] G. L. Brown, "Theory and Application of Heated Films for Skin Friction Measurement.", Proc. of the 1967 Heat Transfer and Fluid Mech. Stanford Univ. Press, 1967, pp.361-381.
- [3] P. Pucher, R. Groehl, "Experimental Investigation of Boundary Layer Separation with Heated Thin-Film Sensor.", ASME Paper 86-GT-254, 1986.
- [4] B. J. Bellhouse, D. L. Schultz, "The Determination of Fluctuation Velocity in Air with Heated Thin-Film Gauges.", J. Fluid Mech. 29, 2, 1967, pp.289-295.
- [5] W. J. McCroskey, B. R. Ramaprian, "Flow Angle and Shear Stress Measurements Using Heated Films and Wires.", ASME J. Basic Eng., 94, 1972, pp.46-52.
- [6] M. L. G. Oldfield, R. Kiock, A. T. Holmes, C. G. Graham, "Boundary Layer Studies on Highly Loaded Cascades Using Heated Thin Films and a Traversing Probe.", Journal of Engineering for Power, Vol. 103, 1981.[7] H. P. Hodson, "The Detection of Boundary Layer Transition and Separation in High Speed Turbine Cascade.", Proc. of the 7th Int. Symp. on 'Measuring Techniques for Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines.', Aachen, Sept. 1983.
- [8] H. Schlichting, "Grenzschicht Theorie", 8te Auflage, Verlag G. Braun, 1982, pp.58-62.
- [9] J. P. Stack, S. M. Mangalam, S. A. Berry, "A Unique Measurement Technique to Study Laminar-Separation Bubble Characteristics on an Airfoil." AIAA Paper No. 87-1271, 1987.