

## 유동방향의 와류가 충격파와 경계층의 상호간섭에 미치는 영향

김중배\* · R. Szwaba\*\* · 김희동\*

### Influence of Streamwise Vortices on Normal Shock-Wave/ Boundary Layer Interaction

Jung-Bae Kim · R. Szwaba · Heuy-Dong Kim

#### ABSTRACT

An experimental study has been carried out in a supersonic blow-down wind tunnel for examining the influence of streamwise vortices on normal shock-wave/boundary layer interaction. It has been reported by the earlier investigator the streamwise vortices generated by the blowing jets can significantly suppress the shock-induced separation and reduce the wave drag. The blowing jets generate the streamwise vortices with 45° angle in the spanwise direction. The shock waves are visualized by a Schlieren optical system. Appropriate measurement systems are provided for the characterization of shock wave/boundary layer interaction. The chamber pressure ratio and blowing pressure ratio are varied from 1.5 to 2.4 and 1.0 to 2.0 respectively.

#### 1. 서 론

노즐, 디퓨저 및 익형 등과 같은 많은 공기역학 장치에서 충격파와 경계층의 상호간섭 현상이 발생하게 된다. 이러한 충격파와 난류 경계층 사이의 간섭 현상은 매우 복잡하며, 경계층의 박리 및 충격파를 통한 엔트로피를 증가시켜 압력 항력(drag)을 증가시킨다. 또한, 충격파 하류의 정압 난동(buffeting)의 원인으로써 항공기의 비행 안정성에 큰 영향을 끼친다. 이에, 충격파와 난류 경계층의 상호 간섭을 제어하기 위한

많은 연구가 지금까지 수행되었다. 1979년 D.Bushnell와 R.Whitcomb에 의해 피동 공동부(passive cavity)를 이용한 충격파와 경계층 간섭의 제어가 제안되었다. 이 개념은 Fig.1의 충격파가 위치하는 상류와 하류에 다공 표면을 만들고, 이를 내부 공동부를 통하여 연결하여 충격파 하류에서의 정압 증가에 의한 흡입(suction)과 상류에서의 분사(injection)를 통해, 경계층을 두껍게하고 충격파를 약화시키며, 박리를 지연시키는 것이다.<sup>(1,2,3)</sup> 또한, 좀 더 이른 1950년대에 베인(vane) 등을 이용한 유동방향의 와류를 형성하여 충격파와 경계층의 박리를 제어하는 방법

\* 안동대학교 기계공학과 (Andong University, Graduate School Dept. of Mechanical Eng.)

\*\* Institute of Fluid-Flow Machinery Polish Academy of Sciences, Poland.

이 연구되었다.<sup>(4,5)</sup> 유동방향의 와류는 높은 운동량을 가지는 경계층 외부와 낮은 운동량을 가지는 경계층 내부의 혼합을 증대시킨다. 이러한 와류를 형성하는 또 다른 방법으로 상류에서의 blowing 유동을 이용하는 방법이 널리 연구되고 있다.<sup>(6,7)</sup>

본 연구는 Fig.1에 나타낸바와 같이 충격파와 경계층의 상호 간섭에 관한 능동제어(active control)의 한 방법으로써, 유동방향에 수직하며, 노즐 폭방향(spanwise)으로 45°경사진 blowing

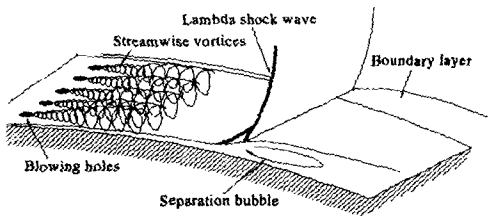


Fig.1 Schematic of  $\lambda$ -shock wave boundary layer interaction

제트에 의한 와류의 형성 및 충격파와 경계층의 간섭을 실험을 통하여 조사하였다.

## 2. 실험 장치 및 방법

본 실험에 사용된 초음속 풍동의 테스트부를 Fig.1에 나타내었으며, 36mm×60mm의 테스트 단면부에 상부 및 하부로 구성된 노즐을 장착하였다. 상부 노즐에는 출구 단면적을 조절하기 위한 조절 나사부를 설치하였으며, 하부 노즐에는 blowing 홀 및 정압 측정공을 설치하였다. 압축탱크(1.5MPa, 15m<sup>3</sup>)에 저장된 압축공기는 압력 조절밸브를 거쳐 초음속 풍동의 상류정체실에 유입된다. 이후, Fig.1의 좌측으로부터 유입되어 우측의 출구 덕트를 통하여 하류 디퓨저 및 소음기를 거쳐 대기로 방출된다. 노즐 목면적( $A_n$ )은 1501.2mm<sup>2</sup>이며, 노즐 출구 면적( $A_e$ )은 1440mm<sup>2</sup>~1800mm<sup>2</sup>의 범위에서 조절할 수 있다. 또한 슈리렌 가시화를 위해 282mm×90mm의 관측창이 설치되었다.

Fig.2에 압력측정공 및 blowing 홀을 상세하게

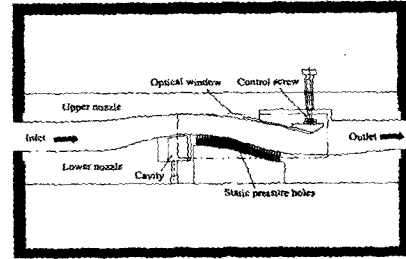
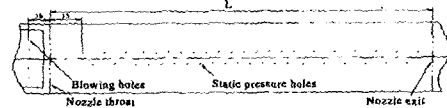
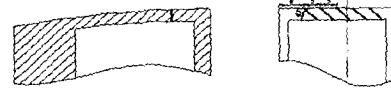


Fig.2 Test section of the supersonic wind tunnel



(a) Distribution of static pressure holes



(b) Distribution of blowing holes

Fig.3 Detail of static pressure holes and blowing holes

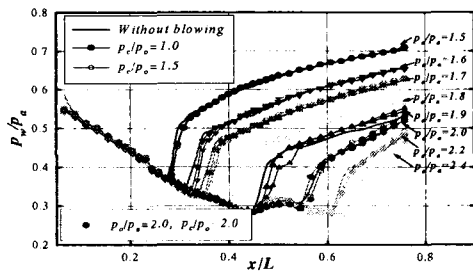
나타내었다. 첫번째 정압측정공은 노즐목에서 15mm의 위치에 설치되었으며, 모두 43개의 정압공을 충격파 발생이 예상되는 구간은 3mm 간격으로, 나머지 구간은 5mm 간격으로 설치하였다. 정압공의 직경은 0.5mm 이며 47채널의 스캐닝 밸브에 연결하여 순차적으로 압력을 측정하였다. 노즐목 상류 10mm의 위치에 직경 0.5mm의 5개의 blowing 홀을 설치하였다. blowing 홀은 노즐 유동방향에 대해 90°이며, 노즐 폭방향으로 45°경사진 blowing 유동을 발생시킨다.

실험에서 풍동 압력비( $p_0/p_a$ )는 1.5~2.4의 범위에서 변화하며 blowing 압력비( $p_c/p_0$ )는 1.0~2.0의 범위에서 변화한다. 여기서,  $p_0$  및  $p_c$ 는 각각 상류정체실 압력 및 blowing 공동부(cavity)의 압력이며,  $p_a$ 는 배압으로써 대기압이다. 이러한 압력비에 대하여 blowing 유동이 없는 경우, 즉, 능동제어를 하지 않은 경우와, blowing 압력비를 변화시켰을 때의 유동장의 변화를 정압측정 및 슈리렌 가시화법을 사용해 조사하였다.

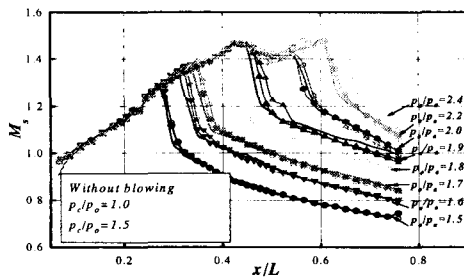
## 3. 결과 및 고찰

각각의 풍동 압력비 및 blowing 압력비에 대한 하부노즐 벽면에서의 정압( $p_w$ ), 및 마하수 분포를 Fig.4에 나타내었다. 횡축은 노즐목에서 각각의 정압공까지의 거리  $x$ 를 노즐목에서 출구까지의 거리  $L$ (Fig.3)로 무차원하였다. (a)의 종축은  $p_w/p_a$ 를 대기압으로 무차원하였으며, (b)는 다음의 압축성 등엔트로피 관계식에 의해 계산된 벽 마하수  $M_s$ 이다.

$$\frac{p}{p_0} = \left[ 1 + \left( \frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$



(a)  $p_w/p_a$



(b)  $M_s$

Fig.4 Distributions of surface pressure and Mach number

여기서  $p$ 는 각각의 정압공에서 측정된  $p_w$ 이며,  $p_0$ 는 상류 정체압이다.  $\gamma$ 는 비열비로 공기에 대해 1.4를 사용하였다.  $A_d/A_m=1.2$ 로 고정되었다.  $p_d/p_a=2.0$ ,  $p_d/p_a=2.0$ 인 경우, blowing 유동은 더 이상 충격파를 약화시키거나 하류로 이동시키지 못하며, Fig.4(a)에서 볼수 있듯이  $p_d/p_a=2.0$ ,  $p_d/p_a=1.5$ 와 거의 유사한 정압분포를 나타내었다. 이는 다른 풍동 압력비( $p_d/p_a=1.5\sim 2.4$ )에서도 동일한 결과를 나타냈다.  $p_d/p_a=1.5$ 일 때  $M_s^*=1.27$  ( $M_s^*$ =충격파 직전 마하수)이며, blowing 유동에 의해  $\lambda$ -충격파내에서의 마하수는 다소 증가하였

지만 그 차이는 크게 나타나지 않았다.  $p_d/p_a$ 가 증가함에 따라  $\lambda$ -충격파는 점차 노즐하류로 이동하게 되며,  $p_d/p_a=2.4$ 인 경우  $x/L=0.63$ 인 위치에서 형성되었다. 그림에서 blowing 유동의 영향은 풍동압력비가 증가함에 따라 점차 증가하여  $p_d/p_a=1.9$  부근에서 가장 크게 나타남을 알 수 있다. 이후 그 영향은 감소하여  $p_d/p_a=2.4$ 인 경우 blowing 유동의 영향은 매우 미미하게 나타났으며,  $x/L \approx 0.5$ 에서는 노즐 곡률의 변화로 인한 유동의 박리로 인하여 충격파 상류임에도 약간의 정압이 증가한 후 감소하는 경향을 보이고 있다.

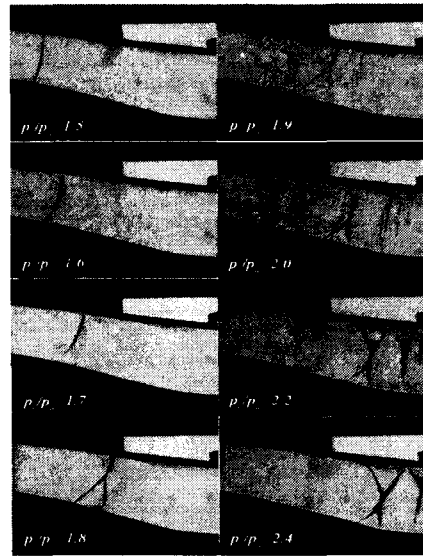


Fig.5 Schlieren images of  $\lambda$ -shock wave

blowing 유동이 사용되지 않은 경우에 대한 슈리렌 가시화 사진을 Fig.5에 나타내었으며,  $p_d/p_a=1.5\sim 2.4$ 의 범위에서 변화한다.  $p_d/p_a=1.5\sim 1.7$ 인 경우  $p_d/p_a \geq 1.8$ 인 경우에 비해  $\lambda$ -foot이 상대적으로 작게 나타났다. 이는 Fig.4에서  $p_d/p_a=1.5\sim 1.7$ 인 경우에 충격파를 통한 정압의 증가가 더 급격하게 나타나게 되는 원인이다. 이후 풍동 압력비의 증가에 따라  $\lambda$ -foot의 크기가 증가하며,  $p_d/p_a=1.9$ 에서 가장 큰  $\lambda$ -foot을 형성하였다.  $p_d/p_a \geq 2.0$ 인 경우에는 상부 노즐 부근에  $\lambda$ -foot 형태의 충격파가 형성됨으로서, 이후 유동은 의사 충격파(pseudo shock wave)의 형태를 나

타낸다. 이러한  $\lambda$ -foot의 변화는 노즐 곡률의 변화 및 경계층의 성장에 크게 영향을 받는다. 반면에 blowing에 의한 충격파의 변화는 크게 나타나지 않았다.

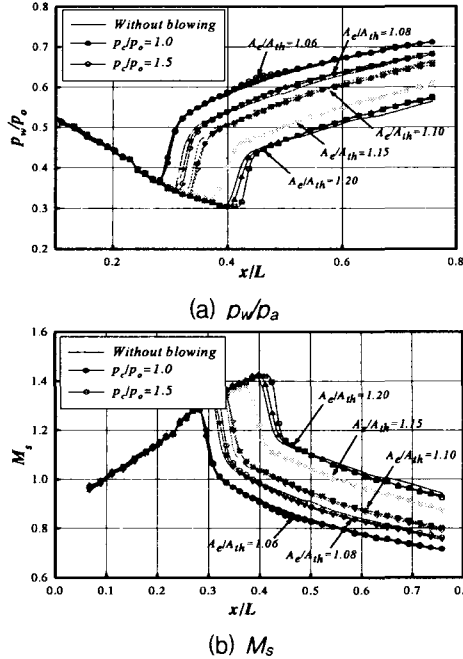


Fig.6 Distributions of surface pressure and Mach number

Fig.6에 노즐 출구면적의 변화에 따른 유동장의 변화 및 blowing 유동의 영향을 나타내었다.  $p_0/p_a=1.8$ 로 고정되었으며,  $A_e/A_{th}=1.06\sim 1.2$ 까지 변화한다.  $A_e/A_{th}=1.06$ 인 경우  $\lambda$ -충격파는  $x/L=0.28$  부근에 형성되었으며, blowing 유동의 영향은 크게 나타나지 않았다. 노즐 출구면적을 증가시키에 따라  $\lambda$ -충격파는 점차 하류로 이동하였다.  $A_e/A_{th}=1.2$ 에서  $\lambda$ -충격파는  $x/L=0.4$  부근에 형성되었으며, blowing 유동의 영향도 가장 크게 나타났다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 충격파와 경계층의 상호간섭에 대한 능동제어의 한 방법으로써, 노즐 폭방향으로  $45^\circ$ 경사진 blowing 유동을 사용하여 각각의 풍동압력비 및 blowing 압력비에 대하여 정압 측정 및 쉬리렌 가시화를 수행하였다.  $A_e/A_{th}=1.2$

로 고정된 경우에 대해, blowing 유동의 영향은  $p_0/p_a=1.7\sim 1.9$  부근에서 다소 나타났지만, 그 외의 풍동 압력비에서는 변화가 미미했다. 이는 blowing 홀의 직경이 작아 와류 형성에 크게 기여하지 못한 것이 원인이라 생각된다. 그러므로 이후에는 blowing 유동의 질량 유량을 좀 더 증가시켜 실험을 수행하며, 충격파 이후의 정압의 진동에 대한 실험을 수행할 예정이다.

#### 후 기

이 논문은 2003년도 두뇌한국21 사업에 의하여 지원되었음.

#### 참고 문헌

- 1) Krogmann, P. and Stanewsky, E., "Effects of Local Boundary Layer Suction on Shock-Boundary Layer Interaction and Shock-Induced Separation," AIAA 84-0098, Reno, 1984.
- 2) Nagamatsu, H. T., Orozco, R. D. and Ling, D. C., "Porosity Effect on Supercritical Airfoil Drag Reduction by Shock Wave/Boundary Layer Control," AIAA 84-1682, Colorado, 1984.
- 3) McCormick, D. C., "Shock/Boundary-Layer Interaction Control with Vortex Generators and Passive Cavity," AIAA Journal, Vol. 31, No. 1, 1993.
- 4) Lina, L. J. and Reed, W.H., "A Preliminary Flight Investigation of the Effects of Vortex Generators on Separation Due to Shock," NACA RM L50J02, Nov., 1950.
- 5) Powers, W. E., "Application of Vortex Generators for Boundary Layer Control Through a Shock," United Aircraft Research Department Rept. R-95447-6, East Hartford, CT, 1952.
- 6) Pearcey, H. H., Rao, K. and Sykes, D. M., "Inclined Air-Jets Used as Vortex Generators to Suppress Shock-Induced Separation," AGARD Meeting, 1993.
- 7) Kumar, V. and Alvi, F., "Active Control of Flow Separation Using Supersonic Microjets," 4th ASME\_JSME Joint Fluids Engineering Conference, Hawaii, 2003.