

# 슬롯방향 변화에 따른 충격파 간섭유동 특성변화에 관한 연구

장성하\* · 이용희\*\* · 이 열\*\*\*

## Variation of the Characteristics of Shock-Interaction Flows for Different Slot-Directions

Sungha Chang\* · Yonghee Lee\*\* · Yeol Lee\*\*\*

### ABSTRACT

Passive control of the shock wave/turbulent boundary-layer interaction control utilizing slotted plates over a cavity has been carried out. Effect of various slot configurations on the characteristics of the interactions are tested. Pitot/wall surface pressure distributions and flow visualizations including Schlierens and interference fringe patterns over a thin oil-film have been obtained at the downstream of the shock interactions. It was found that the interaction control by a certain slot-configuration could lead a reduction of the total pressure loss through the shock wave, however, the boundary layer thickness became thicker as compared with the case of no control.

### 초 록

슬롯을 이용한 충격파와 난류 경계층의 간섭유동의 피동제어에 관한 연구가 이루어졌다. 슬롯의 다양한 형상 변화가 간섭유동에 미치는 영향이 관찰되었으며, 이를 위하여 간섭유동 후방에서 피토/벽 압력 분포 및 쉐리렌, 오일막 간섭 줄무늬 형상과 같은 유동가시화 정보 등이 얻어졌다. 특정한 슬롯 적용의 경우, 충격파를 통한 전압손실의 감소가 관찰되었으나 경계층의 두께는 두꺼워지는 것으로 나타났다.

Key Words: Shock Wave(충격파), Interactions(간섭), Slot Control (슬롯 제어), Flow Visualization (유동 가시화).

### 1. 서 론

천음속 비행체 날개에서나 고속엔진 흡입구에

서는 충격파와 경계층 간의 간섭현상으로 유동의 강한 박리현상이 나타날 수 있다. 이러한 박리현상은 비행체 날개의 항력증가를 동반하고, 고속엔진의 경우에는 입구 내의 유동 불균일과 전압감소를 동반하여 엔진 효율을 크게 저하시킬 수 있다. Settles 등[1]은 이러한 충격파와 경

\*, \*\* 한국항공대학교 대학원

\*\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: ylee@hau.ac.kr

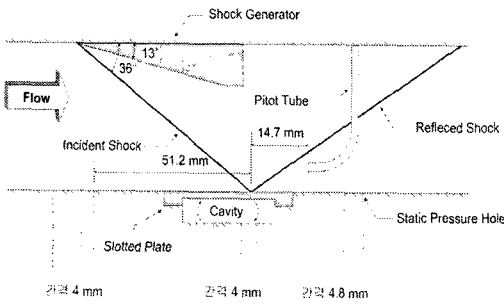


Fig. 1 Schematic diagram of the test section

계층의 간섭유동에 관한 과거 실험 및 이론결과를 자세히 소개한 바 있다. 이러한 간섭유동을 제어하기 위하여 과거 일반적으로 사용되던 능동제어(분출, 흡입)의 단점을 보완할 수 있는 피동제어 관련 연구가 최근 활발히 진행되고 있다.

Srinivasan 등[2]은 슬롯을 이용한 제어방법이 경계층 박리를 제어하는데 다공판 등에 비하여 효과적이라는 결론을 얻은 바 있다. 최근 Gefroh 등[3]은 마하수 2.45인 경사충격파/경계층 간섭유동에서 공탄성 플랩을 이용하여, 간섭 이후의 경계층 두께가 감소되고 배제두께와 운동량두께 역시 감소되는 현상을 관찰 한 바 있다.

본 연구에서는 앞서의 연구에서는 관찰되지 않았던 유동 폭 방향의 슬롯을 이용한 경사충격파의 간섭유동 변화가 관찰되었으며, 이를 위하여 다양한 유동가시화 기법과 피토압력 및 벽압력 분포 측정이 이루어졌다.

## 2. 실험장치 및 방법

### 2.1 초음속 풍동 시험부와 모델

본 연구에서 사용한 초음속 풍동의 시험부에서의 마하수는 2.4이며 단면적은  $30 \text{ mm} \times 35 \text{ mm}$ 이다. 실험이 진행되는 동안 정체실의 압력은  $4.2 \pm 1\% \text{ atm}$ 으로 유지되고 시험부에서의 전온은 280 K로 거의 일정하게 유지되었다. 이때 나타나는 시험부에서의 단위길이 당 레이놀즈수는  $3.6 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 이다.

Figure 1은 실험에 사용된 초음속 풍동의 시험부와 경사충격파의 형상을 개략적으로 보여 주

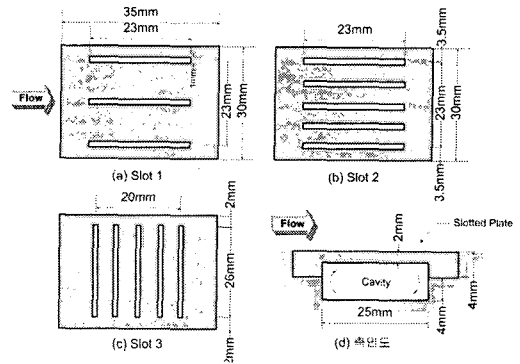


Fig. 2 Schematic diagram of the slots and cavity

고 있다. 본 실험에서 사용한 충격파 발생기의 각도는  $13^\circ$ 이고 약  $36^\circ$ 의 경사충격파가 발생된다. 이때 췌기에서 발생한 비점성 경사충격파가 바닥에 부딪히는 지점을  $x=0$ 으로 정하였다.

### 2.2 제어 슬롯의 구조

Figure 2는 본 연구에서 사용한 슬롯판과 공동부의 구조를 나타내고 있다. 유동방향의 슬롯(Fig. 2의 slot 2)의 경우에 대한 연구결과는 참고문헌 [4]에 자세히 나타나 있으며, 본 연구에서는 슬롯방향이 유동의 폭 방향인 경우(slot 3)에 대하여 실험이 진행되었다. 이러한 슬롯제어의 원리는, 슬롯 상단에 경사충격파가 부딪힐 때 나타나는 충격과 전후방 사이에 압력차로 의하여 슬롯 하단의 공동부를 통하여 유동 재순환이 이루어지며, 이로 인하여 경계층에 분출 및 흡입 유동이 나타나 경계층 박리강도를 감소시키는 것이다.

### 2.3 압력측정 및 유동가시화

간섭유동 후방에서 벽면 수직방향으로 피토압력 변화가 측정되었고, 또한 시험부 바닥면의 중앙선( $z=0$ )을 따라 12개의 위치에서 정압분포와  $x = 17.1 \text{ mm}$ 인 지점에서의 폭 방향 정압분포가 측정되었다. 유동방향 정압 측정위치가 Fig. 1에 도시되어 있다.

두 개의 췌리렌 거울(직경 125 mm, 초점거리 = 1000 mm)과 두 개의 광학거울을 사용한 변형된 Z-type 췌리렌 장치를 이용하여, 충격파와 경

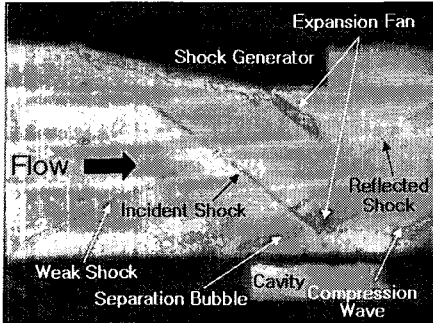


Fig. 3 Schlieren picture for slot control

계층의 간섭유동에 대한 유동가시화가 이루어졌다. 사용된 광원은 연속광원(tungsten)과 순간광원(Xenon Model 457 micropulser, 펄스지속 1 ~ 10 micro-second)이고, 쉐리렌 영상은 CCD 카메라(pulnix, TMC-74)를 통하여 컴퓨터에 연결되어 처리, 저장되었다. 또한 실리콘 오일을 이용한 간섭유동 후방영역에서의 표면전단응력 분포에 대한 정성적 관찰이 이루어 졌다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 유동가시화

다음 Fig. 3은 폭방향 슬롯(5개)이 설치되어 있는 경우에서의 쉐리렌 영상(순간광원)을 보여주고 있다. 경사충격파의 충돌/반사과정에서 경계층이 박리되고 경계층의 두께가 두꺼워지는 것을 확인할 수 있다. 이때 경계층의 박리지점 전방 하부에서 나타나는 경사충격파는 하단 노즐 블록 접합점에서 발생하는 것으로, 그 각도가 마하수 2.4에 대한 마하각과 거의 같게 나타나 마하파와 같은 약한 충격파임을 알 수 있다. 따라서 이러한 전방 충격파 구조는 본 실험에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다.

간섭유동 후방 유동의 표면 전단력으로 표면에 얇게 바른 실리콘 오일(1000 cs)의 두께가 얇아지는 경향을 가시화함으로써 후방 전단응력의 정성적 분포를 관찰하는 실험이 진행되었다.

Fig. 4에는 폭방향 슬롯으로 제어된 경사충격파 간섭유동 후방에서 나타나는 오일막의 간섭

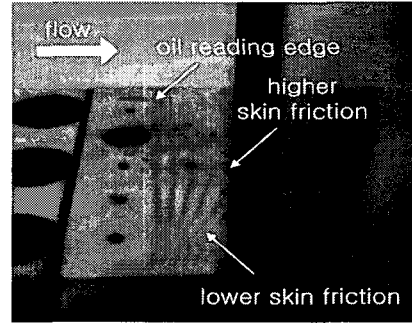


Fig. 4 Fringe pattern over the silicone oil

줄무늬가 나타나 있다. 이때 오일막 전연은  $x=17$  mm에 위치하고 있다. 그림에서 나타난 오일막 간섭영상으로부터, 간섭유동 후방 중앙에서의 간섭 줄무늬의 간격이 측면 근처에 비하여 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 따라서 간섭유동 후방 표면전단응력은 측면 가까이 나타나는 경계층의 박리영역 영향으로 측면 쪽으로 작아지는 것을 확인할 수 있다.

#### 3.2 압력측정

다음 Fig. 5에서는 슬롯제어가 된 경우와 제어가 되지 않은 평판의 두 가지 경우에 대하여, 간섭유동 전후방 바닥면 중심선상의 벽압력 변화를 서로 비교하고 있다. 이때 벽압력  $P$ 는  $P_0/[P_0/P]_{avg}$ 로 무차원화 되어 표시되고 있으며, 여기서  $[P_0/P]_{avg}$ 는 충격파 전방 내 지점에서의  $P_0/P$ 값을 평균한 것이다. Fig. 5에서 벽면 압력은 간섭후방에서 충격파의 영향으로 증가하다가, 쉐기(충격파 발생기) 후방에서 발생한 팽창파의

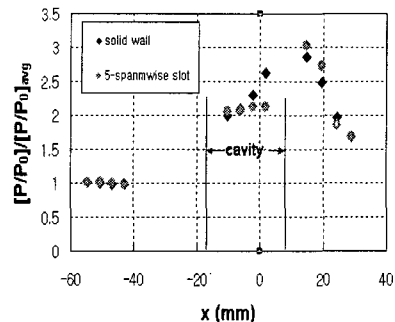


Fig. 5 Comparison of the wall pressures

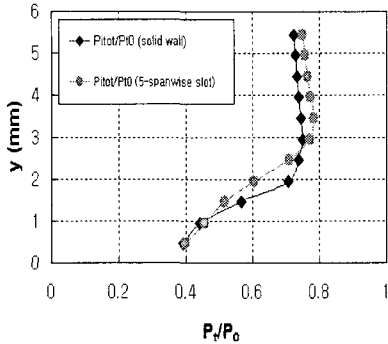


Fig. 6 Comparison of Pitot pressures

영향으로 급격히 감소하는 경향을 볼 수 있으며, 이러한 경향은 제어유무에 상관이 없다. 그러나 간섭유동 직후(약  $15 \text{ mm} < x < 20 \text{ mm}$ ) 영역에서 제어된 벽압력이 제어되지 않은 경우에 비하여 크게 나타나고 있음을 확인 할 수 있다.

다음 Fig. 6에는 폭방향 슬롯제어와 제어되지 않은 평판의 두 경우에 대하여 간섭유동 후방에서 측정된 피토폰압력이 서로 비교되어 있다. 이때 피토폰압력( $P$ )은 유동전압( $P_0$ )에 대하여 무차원화되어 있으며, 피토폰압력 측정위치는  $x=14.7 \text{ mm}$ 이다. 그림에서 벽면 가까이 측정된 피토폰압력은 제어된 경우가 제어되지 않은 경우에 비하여 약간 크게 나타났으나, 그 크기는 벽면 근처의 국소 와류유동이 슬롯후방으로 강하게 나타나는 유동방향 슬롯제어[4, 5]에 비하여 작음이 판명되었다. 또한 벽면 상부 경계층 밖에서 측정된 피토폰압력은 폭방향 슬롯제어의 경우에서 제어되지 않은 평판의 경우보다 약 4% 가까이 크게 나타나고 있다. 이로서 폭방향 슬롯제어의 보다 나은 압력회복성을 기대할 수 있으나, 간섭후방 경계층의 두께는 제어될 때 오히려 증가하고 있다.

#### 4. 결 론

폭 방향 5개 슬롯을 이용한 경사충격파 간섭

유동의 제어에 관한 연구가 유동가시화와 압력 측정을 통하여 수행되었다. 제어되지 않은 경우와 비교하여, 폭 방향 슬롯제어를 통한 간섭유동 후방의 국소적인 벽압력 증가와 경계층 밖에서의 피토폰압력 증가를 확인하였으나, 경계층의 두께는 제어될 때 오히려 증가되고 있음이 관찰되었다. 이러한 충격파 간섭 후방유동은 유동의 폭 방향으로 변화가 클 것으로 판단되며, 향후 이러한 유동의 3 차원 특성에 관한 연구가 필요하다.

#### 참 고 문 헌

1. Settles, G. S., and Dolling, D. S., "Swept Shock Wave/Boundary-Layer Interactions," Tactical Missile Aerodynamics, Vol. 104, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, New York, 1986.
2. Srinivasan, K. R., Loth, E., and Dutton, J. C., "Aerodynamics of Recirculating Flow Control Devices for Normal ShockBoundary Layer Interactions," 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, 2004.
3. Gefroh, D., Loth, E., Dutton, C., and McIlwain, S., "Control of an Oblique Shock/Boundary-Layer Interaction with Aeroelastic Mesoflaps," AIAA Journal, Vol. 40, No. 12, Dec. 2002, pp. 456~2466.
4. 장성하, 이 열, 이용희, "슬롯을 이용한 경사 충격파와 난류경계층의 간섭유동 제어," 항공우주학회 2006년도 춘계학술발표회, 2006.
5. Smith, A. N., Babinsky, H., Fulker, J. L., Ashill, P. R., "Shock Wave Boundary Layer Interaction Control Using Streamwise Slots in Transonic Flows," J. of Aircraft, Vol. 41, No. 3, 2004, pp. 540-546.