

論文

슬롯 형상이 경사충격파 간섭유동의 피동제어에 미치는 영향에 관한 연구

장성하*, 이 열**

Effects of Slot Configurations on the Passive Control of Oblique-Shock-Interaction Flows

Sung-Ha Chang* and Yeol Lee**

ABSTRACT

Passive control of the shock wave/turbulent boundary-layer interaction utilizing slotted plates and a porous plate over a cavity has been carried out. Effect of various slot configurations on the characteristics of the interaction has been observed. Pitot/wall surface pressure distributions and flow visualizations including Schlieren images, kerosene-lampblack tracings and interference fringe patterns over a thin oil-film have been obtained at the downstream of the shock interactions. For the streamwise-slot configuration, a local higher pitot pressure was noticed at the downstream of the interaction as compared with the case of no control, however, not much improvement in pitot pressure was observed for the spanwise-slot configuration.

초 록

슬롯과 다공판을 이용한 충격파와 난류 경계층 간섭유동의 피동제어에 관한 연구가 수행되었다. 슬롯의 다양한 형상 변화가 간섭유동에 미치는 영향이 관찰되었으며, 이를 위하여 간섭유동 후방에서 피토/벽압력 분포 및 쉐리렌, 유맥선, 오일막 간섭 줄무늬 형상과 같은 유동가시화 결과 등이 얻어졌다. 유동방향의 슬롯의 경우 간섭유동 후방에서 제어되지 않은 경우와 비교하여 보다 높은 피토압력이 국소적으로 관찰되었으나, 폭방향 슬롯제어는 전체적으로 제어되지 않은 경우에 비하여 피토압력 크기에서 큰 장점을 보이지 않았다.

Key Words : Shock Wave(충격파), Shock-Interactions(충격파 간섭), Slot Control(슬롯제어), Flow Visualization(유동 가시화)

1. 서 론

초음속 유동에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭현상은 유동의 역압력 구배에 의한 강한 박

리현상을 수반하게 되는데, 이러한 박리현상은 천음속 비행체 날개에서의 항력증가를 동반하고, 고속엔진 입구에서의 유동 불균일과 전압감소를 동반하는 등 비행체 효율을 크게 저하시킬 수 있다. 최근 이러한 비행체의 효율저하를 개선하기 위한 충격파 간섭유동 제어에 관한 많은 연구가 수행되고 있으며, Settles 등[1]은 이러한 충격파와 경계층의 간섭유동에 관한 과거 실험 및 이론결과를 자세히 소개한 바 있다. 일반적

† 2006년 9월 6일 접수 ~ 2006년 11월 20일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주·기계공학부 대학원

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처자, E-mail: ylee@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

으로 경계층에 분출이나 흡입 등을 적용하는 능동제어[2]는 비행체의 전반적인 항력과 무게를 증가시키는 단점이 있어, 이러한 능동제어의 단점을 보완할 수 있는 플랩(flap), 슬롯(slot), 다공판(porous plate)등을 이용한 피동제어에 관한 연구가 최근 관련분야의 추세이다[3,4].

미국 일리노이 대학에서 Hafenrichter 등[5]과 Lee 등[6]은 공탄성 플랩을 이용한 수직충격과 경계층 간섭유동 제어에서 전압보상 및 간섭유동 후방 전단응력 변화에 관한 연구를 진행시킨 바 있고, 영국 캠브리지 대학에서는 유동방향에 나란한 슬롯후방에서 발생하는 와류구조로 인하여 천음속에서의 수직충격과와 경계층 간섭유동에서 나타나는 박리강도를 줄일 수 있다는 연구결과를 발표한 바 있다[7,8]. 또한 Srinivasan 등[9]은 앞서 언급한 여러 가지 피동제어장치의 제어특성을 비교하여 유동방향 슬롯을 이용한 제어방법이 과거 일반적인 다공판에 비하여 효과적이라는 결론을 얻은 바 있다.

천음속 비행체 날개에서 발생하는 수직충격과 뿐만 아니라, 초음속 엔진입구에서 발생하는 경사충격과에 의한 간섭유동 제어에 관한 연구도 일부 진행되고 있다. Wood 등[10]과 McIlwain 등은[11] 경사충격과와 경계층 간섭유동에 플랩이 미치는 영향에 관하여 수치적으로 계산한 바 있고, Gefroh 등은 공탄성 플랩을 이용한 경사충격과와 경계층 간섭유동 제어에 관한 수치 및 실험적 연구를 수행하여 간섭유동 후방에서 경계층 두께감소와 전압회복의 증가를 관찰한 바 있다[12,13].

일반적으로 이러한 충격과 간섭유동의 특성은 다양한 유동 파라미터에 매우 민감하게 반응하며, 따라서 본 연구에서는 이러한 다양한 피동제어장치가 마하수 2.4에서 발생하는 경사충격과 간섭유동 특성에 미치는 영향에 관하여 비교 연구 하였다. 플랩제어 방식 대신 슬롯제어를 채택하였으며, 특히 유동방향 슬롯 이외에도 기존 연구에서는 사용되지 않았던 폭 방향 슬롯을 이용한 제어에 관한 연구가 추가로 수행되었으며, 비교를 위하여 기존의 다공판 제어의 특성도 같이 관찰되었다. 이를 위하여 간섭유동 후방에서 나타나는 유동의 가시화와 피토평력 및 벽압력 분포에 관한 관찰이 이루어졌다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 초음속 풍동 시험부와 모델

본 연구에서 사용한 한국항공대학교 초음속

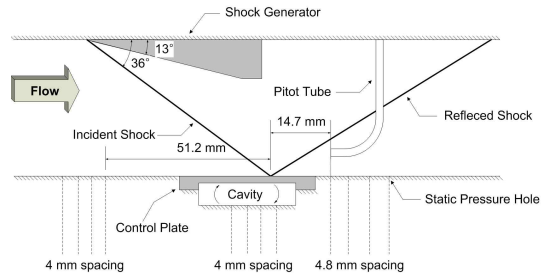


Fig. 1. Schematic diagram of the test section

풍동의 시험부에서의 마하수는 2.4이며, 시험부의 단면적은 30 mm × 35 mm이다. 실험이 진행되는 동안 정체실의 전압(P_0)과 전온은 각각 425.6(±2.5%) kPa, 280~290 K 범위에서 일정하게 유지되었다. 이때 나타나는 시험부에서의 단위길이 당 레이놀즈수는 약 5.6×10^7 이다.

Fig. 1은 본 연구에 사용된 풍동 시험부에 설치된 충격과 발생기(shock generator), 공동부(cavity), 제어판(control plate), 정압 측정위치 그리고 비점성 경사충격과의 반사구조를 개략적으로 나타내고 있다. 본 실험에서 사용한 충격과 발생기(췘기)의 각도는 13°이고 마하수 2.4의 유동에서 약 36°의 경사충격과가 췘기전연에서 발생된다. 이때 비점성 경사충격과가 시험부 바닥면에 부딪히는 지점을 유동방향 좌표 $x=0$ 으로 정하였다.

2.2 제어슬롯의 구조

Fig. 2는 본 연구에서 사용한 피동제어장치인 슬롯판과 다공판, 그리고 공동부의 형상을 나타내고 있다. 연구에 응용된 네 개의 슬롯판은 각각 3, 5 개의 폭방향 그리고 유동방향의 슬롯(폭 1 mm)이 배치되어 있으며, 비교를 위하여 약 9%의 다공도(porosity)를 갖는 다공판이 추가로 실험되었다. 이때 슬롯의 폭 크기는 간섭유동 전방($x=-25$ mm)에서 관찰된 경계층의 두께(약 2 mm)의 반으로 설정하였고, 다공판의 구멍크기는 경계층 두께 크기와 비슷하면서도 과거 연구와의 비교가 용이하도록 설정되었다.

공동부 상부에 위치한 이러한 제어판들을 이용한 충격과 간섭유동의 피동제어의 원리는 다음과 같다. 즉 제어판 상단에 경사충격과가 부딪힐 때 나타나는 경사충격과 전후방 사이의 압력차와 제어판 하단의 공동부에서의 압력크기(일반적으로 충격과 전후방 압력의 평균)의 차이로 인하여 슬롯이나 다공판 구멍을 통하는 유동 재순환이 나타난다. 이러한 유동재순환은 제어

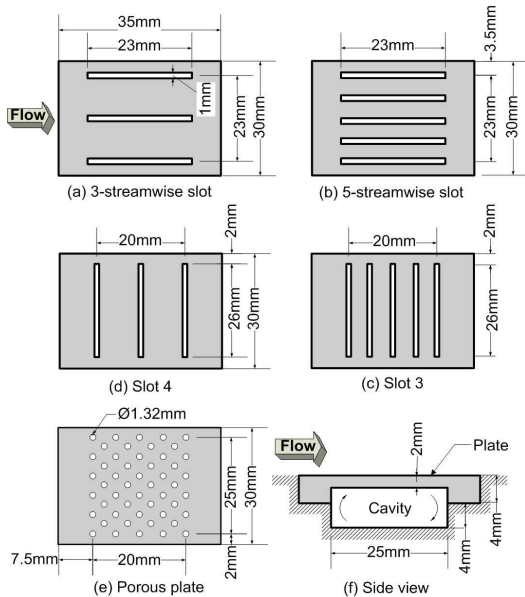


Fig. 2. Schematic diagram of the control plates and cavity

판 전반 경계층에 분출(blowing)을, 제어판 후반 경계층에 흡입(bleeding)유동을 동시에 만들어 내는 동시에, 전체적인 충격파의 구조변화를 유도하여 경계층 박리강도의 감소와 후방 전압의 크기 증가를 유도할 수 있다. 본 연구에서는 Fig. 2에 도시되어 있는 다양한 슬롯판과 다공판이 충격파 간섭유동의 후방에 미치는 영향이 평가되었다.

2.3 압력측정 및 유동가시화

시험부 바닥면의 중앙선(폭 방향 좌표 $z=0$)을 따라 12개의 위치에서 벽면 정압(P) 분포가 측정되었으며, 정압 측정위치는 Fig. 1에 도시되어 있다. 이때 공동부 바로 전방에서는 풍동 체계를 위한 볼트가 존재하여 정압구멍이 위치하지 않고 있다. 벽면 압력 이외에 간섭유동 후방($x=17$ mm)에서 벽면 수직방향(y)으로 피토폰력(P_{pitot}) 변화가 측정되었다(Fig. 1 참조). 피토폰력 측정은 마이크로 이송장치에 연결된 경계층 측정용 피토폰관을 이용하여 $y = 0.45$ mm ~ 17.45 mm의 구간에서 수행되었다.

또한 다양한 유동가시화 기법이 본 연구에 활용되었다. 두 개의 쉘리렌 거울(직경 125 mm, 초점거리=1000 mm)과 두 개의 광학거울을 사용한 변형된 Z-형태 쉘리렌 장치를 이용하여, 충격파와 경계층의 간섭유동에 대한 쉘리렌 유동가시화가 이루어졌다. 순간광원(Xenon Model 457

micropulser, 펄스지속 1 ~ 10 micro-second)과 CCD 카메라(pulnix, TMC-74)를 통하여 촬영된 영상은 카메라에 연결된 컴퓨터를 통하여 처리, 저장되었다. 또한 등유-흑색안료를 이용한 측정 표면에서의 유맥선 관찰, 그리고 1000 cs의 실리콘 오일을 이용한 간섭유동 후방영역에서의 정성적인 표면전단응력 분포에 관한 관찰[14]이 추가로 수행되었다.

또한 본 연구에서 얻어진 실험결과와 비교 및 분석을 위하여, 제어장치가 없는 평판(solid wall)에 부딪치는 이차원 경사충격파와 경계층 간섭유동의 수치해석이 동시에 수행되었다. 수치해석을 위한 계산격자의 수는 약 60,000 개이고 난류모델은 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였으며, 격자하부 평판에서의 첫 번째 격자점이 $y^+ \sim 1$ 이 되도록 하였다. 또한 수치해석의 모든 경계조건은 실험조건과 동일하게 입력되었다.

III. 결과 및 고찰

3.1 유동가시화

다음 Fig. 3에는 제어 구조물(슬롯판)이 사용되지 않은 평판의 경우와 슬롯판 및 다공판을 이용한 간섭유동 제어의 경우에 얻어진 몇 가지 대표적인 쉘리렌 유동가시화 결과가 나타나 있다. 이때 유동방향은 왼쪽에서 오른쪽이며, 그림에 나타난 검은색 점은 가로/세로방향으로 10 mm 간격의 위치를 표시한 것이다. 제어장치가 설치되지 않은 평판의 경우(Fig. 3-a) 충격파가 바닥에 부딪치면서 바닥면 경계층이 박리되고, 이로 인한 경계층 두께증가와 함께 박리영역 앞전에서는 반사충격파가 발생하게 된다. 박리영역 상부와 경사충격파가 부딪치는 지점 후방에는 팽창파가 나타나는데(Fig. 3-b 참조), 이러한 팽창파의 영향으로 박리영역의 두께가 후방으로 감소하고 있다. 이로 인하여 박리영역 상부에서의 유동방향이 아래로 휘어지면서 박리구조 후방으로 다시 압축파가 발생하는 것을 볼 수 있다.

제어장치를 적용한 경우의 쉘리렌 영상(Fig. 3-b,c,d)의 전체적인 형태는 제어되지 않은 평판에서의 경우와 큰 차이를 보이지는 않으나, 제어된 유동의 경우 경계층의 박리시작점이 유동 재순환에 의하여 제어되지 않은 경우보다 유동 전방으로 이동하고, 박리점 근처에서 반사충격파의 구조가 두세 개의 약한 경사충격파(multiple shocks)가 합쳐져 나타나는 것을 볼 수 있다. 이

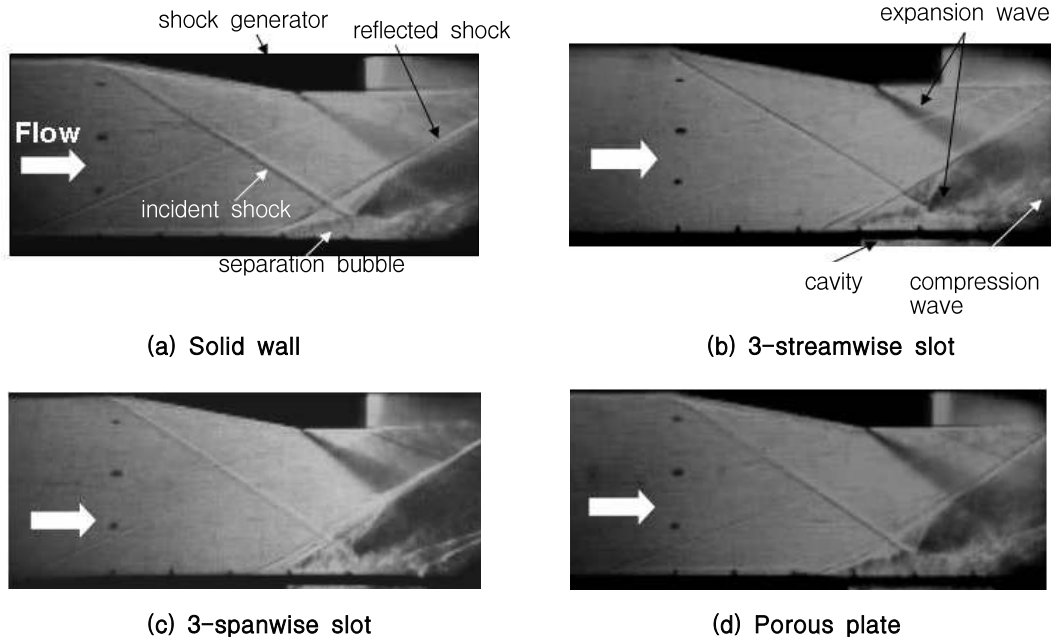


Fig. 3. Schlieren pictures

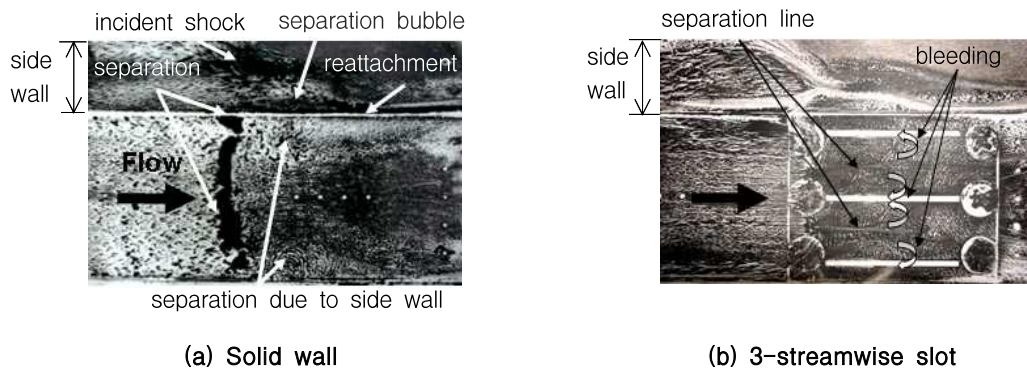
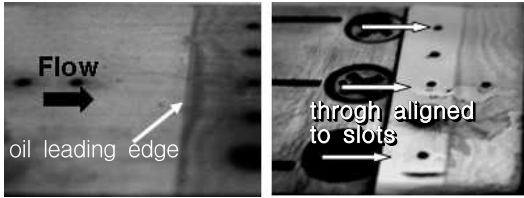


Fig. 4. Kerosene-lampblack streakline patterns

러한 다수의 경사충격파가 합쳐져 나타날 때 충격파를 지나면서 동반되는 전압감소의 폭이 작아질 수 있다. Fig. 3에서 반사충격파의 각도는 제어된 경우가 제어되지 않은 경우에 비하여 약간(약 1~2도) 커지고, 특히 폭 방향 슬롯판이 적용된 경우(Fig. 3-c) 경계층의 박리영역의 크기가 다른 경우들에 비하여 약간 작아지는 것을 볼 수 있지만 그 차이는 매우 미미하다.

다음 Fig. 4는 등유-흑색안료 혼합물을 이용하여 얻어진 슬롯판 표면에서의 유맥선 가시화 결과를 나타내고 있다. 이때 자유유동 방향은 왼쪽에서 오른쪽이며, 풍동 시험부의 측면 벽에서 나타나는 유맥선의 형태가 같이 제시되어 있다.

Figure 4-a의 경우는 제어장치가 설치되지 않은 평판의 경우에 나타나는 유맥선을 보여주고 있는데, 이때 평판 위의 경계층은 경사충격파가 부딪치면서 박리되고 있다. 이러한 평판 위 박리 구조는 측면 벽에서의 경계층 박리구조가 연관되어 있어 이러한 간섭유동이 복잡한 3차원 특성을 가지고 있음을 알 수 있다. Fig. 4-b에서는 유동방향 슬롯제어의 경우인데, 전방에서 박리된 유동이 슬롯 중간지점에서 공동부 내부로 흡입되고 있음을 볼 수 있다. 일반적으로 이때 슬롯 전연으로부터 한 쌍의 유동방향 와류가 발생하는데, 본 유맥선 관찰에서는 협소한 측정부위와 슬롯판을 고정시키는 볼트의 존재로 인하



(a) Solid wall (b) 3-streamwise slot

Fig. 5. Oil-surface fringe patterns

여 그러한 유동구조를 관찰하기에는 어려움이 있었다.

간섭후방 유동의 표면 전단력으로 인하여 표면에 얇게 바른 실리콘 오일(Dow Corning, 1000 cs)의 두께가 얇아지는 경향을 가시화함으로써 간섭유동 후방 전단응력의 정성적 분포를 관찰하는 실험이 진행되었다. Figure 5에는 간섭유동 후방에서 나타나는 오일막의 간섭 줄무늬가 나타나 있는데, 이때 오일막 전연은 $x=17$ mm에 위치하고 있다. Fig. 5-a에서는 제어장치가 없는 평판에서의 오일막 간섭영상을 보여주고 있다. 여기서 오일막 간섭 줄무늬는 중심축($z=0$)에 대하여 거의 대칭을 이루지만 중앙에서의 줄무늬 간격이 측면 근처에 비하여 크게 나타나는 것을 볼 수 있어, 측면에서 생기는 경계층의 박리영향을 확인할 수 있다. 유동방향 3-슬롯제어의 경우(Fig. 5-b)에는, 슬롯 바로 후방에서 간섭줄무늬의 간격이 커지고 이에 따라 슬롯 후방으로 국소적인 표면전단응력 증가가 있음을 알 수 있다. 이러한 국소적인 전단응력의 증가는 슬롯에서 발생하는 와류[7,8]의 영향으로 판단되며, 이러한 특성이 후방 전압크기의 증가로 나타날 수 있다.

3.2 압력 측정

Figure 6은 시험부 중심선상($z=0$)에서 측정된 벽압력 변화를 나타내고 있다. 이때 측정된 벽압력은 $P_0/[P_0/P]_{avg}$ 로 무차원화 되어 표시되고 있으며, 여기서 $[P_0/P]_{avg}$ 는 충격파 전방 네 지점에서의 P_0/P 값을 평균한 것이다. 제어되지 않은 경우의 벽면 압력은 충격파 충돌전방에서 거의 일정하게 유지되다가 경사충격파가 충돌하면서 증가하고 후방으로 가면서 갑자기 감소하고 있다. 이렇듯 후방으로 벽 압력이 감소하는 이유를 밝히기 위하여 제어되지 않은 경우의 실험결과를 앞서 동일한 조건에 대하여 수행된 이차원 수치해석(제어되지 않은 충격파의 평판 충돌) 결과(Fig. 6에서 실선)와 비교하였다. 그 결과 후방 벽면 압력감소는 상부에 설치된 썬기 후방에서 발생한 팽창파에 의한 것으로 나타났다.

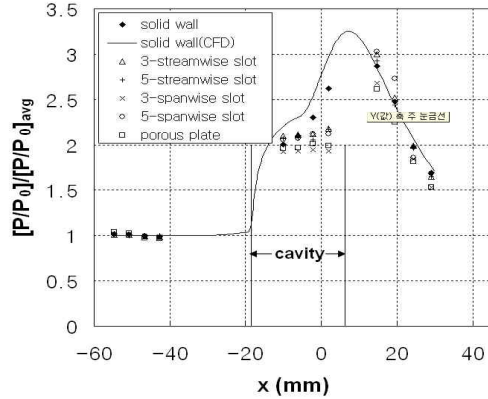


Fig. 6. Comparison of wall pressures

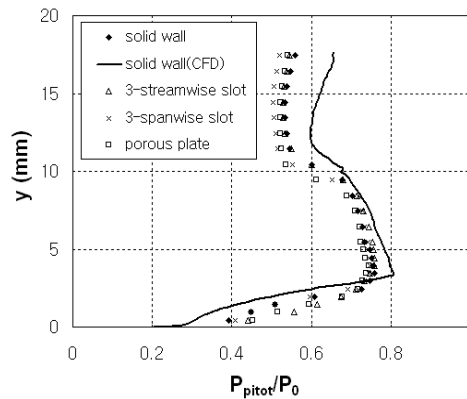


Fig. 7. Comparison of pitot pressures

Figure 6에서, 공동부에서의 압력은 슬롯판 종류에 큰 관계없이 충격파 전후방 압력의 평균값 근처에서 일정하게 유지되고 있음을 알 수 있다. 또한 반사충격파 바로 후방에서는 슬롯제어 경우의 벽압력이 제어되지 않은 경우(solid wall)보다 높게 나타나, 이러한 효과는 좀더 후방으로 가면서 약해지는 것을 관찰할 수 있다.

다음 Fig. 7은 다양한 제어방식에 따른 충격파 충돌 후방($x=17$ mm) 중앙에서 측정된 피토압력의 y -방향 변화를 비교하고 있다. 여기서 피토압력(P_{pitot})은 유동전압(P_0)에 대하여 무차원화 되었으며, 제어되지 않은 평판 경계층과 충격파 간섭유동에 대한 수치해석 결과가 실선으로 비교되어 있다. 이때 수치해석의 피토압력은 수치해석 결과를 Rayleigh pitot tube 공식을 이용하여 환산되어 얻어졌으며, 그 결과 실험결과와 수치해석결과는 최대 약 15%의 오차범위 내에서 비슷한 경향을 보이고 있다. 이러한 오차의 크기는, 앞서 Fig. 6의 결과와 함께, 이차원 수치해석결과가 본 실험에서 얻어진 유동구조를

비교적 올바르게 묘사하고 있음을 나타낸다. 실험 및 수치해석 결과에서 피도압력은 제어의 종류와 큰 상관없이 경계층($y \approx 3 \text{ mm}$) 이후 y 증가에 따라 서서히 감소하다가 $y \approx 11 \text{ mm}$ 이후부터는 거의 일정하게 유지되고 있다. $3 \text{ mm} < y < 11 \text{ mm}$ 구간에서 피도압력이 y 증가에 따라 감소하는 이유는 수치해석의 결과를 이용하여 분석이 가능하다. 즉 수치해석 결과 이 구간에서의 유동전압은 거의 일정한데 비하여 썩기 끝단에서 발생하는 팽창파의 영향으로 마하수가 y 에 따라 증가하고 그 결과 피도압력이 낮아지는 것으로 나타났다. 또한 $y > 11 \text{ mm}$ 인 구간에서 피도압력이 거의 일정한 이유는 이 구간에서는 썩기 후방의 팽창파 영향이 더 이상 미치지 않기 때문이다.

Figure 7의 결과 전체적으로 간섭유동 후방에서 경계층의 두께는 약 $y=3 \text{ mm}$ 정도로 제어방식에 따라 큰 변화를 보이고 있지 않다. 그러나 전체적으로 유동방향의 슬롯제어가 과거 많이 응용된 다공판 보다 간섭유동 후방에서의 피도압력이 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 일부 구간에서($3 \text{ mm} < y < 11 \text{ mm}$) 다공판은 제어되지 않은 경우보다 오히려 피도압력이 작게 나타났다. 특히 벽면 근처에서의 피도압력은 유동방향 슬롯의 경우에서 제어되지 않은 평판의 경우보다 높게 나타나고 이러한 경향은 경계층 밖 $3 \text{ mm} < y < 11 \text{ mm}$ 구간에서도 유지되고 있다. 이렇게 유동방향 슬롯의 경우 벽면 가까이에서의 피도압력이 크게 나타나는 것은 본 연구의 Fig. 5-b에서 제시된 슬롯 바로 후방에서의 전단응력 증가와도 일치하고 있다.

일부 좁은 구간($5 \text{ mm} < y < 8 \text{ mm}$)을 제외하고는 폭 방향 슬롯제어는 전체적으로 제어되지 않은 경우에 비하여 피도압력 크기에서 큰 장점을 보이고 있지 않다. 또한 다공판을 포함하여 모든 슬롯제어 방식은 벽면에서 떨어진 $y > 11 \text{ mm}$ 구간에서는 제어되지 않은 경우에 비하여 오히려 낮은 피도압력을 보이고 있다. 이러한 원인으로서는 앞서 Fig. 3에서 나타났듯이 제어된 경우의 반사충격파의 각도가 약간 커지고 이에 따라 비점성 구간의 반사충격파의 강도가 커진 현상이 일부 관련되어 있는 것으로 판단된다. 그러나 이러한 충격파 간섭 후방유동 특성은 본질적으로 3차원 특성이 강하고 유동의 폭 방향 변화가 클 것으로 판단되며, 보다 올바른 결론도출을 위하여 향후 이러한 유동의 3차원 특성에 관한 연구가 필요하다.

IV. 결 론

다양한 슬롯구조와 다공판이 마하수 2.4, 충격파각 36° 의 조건에서 발생한 경사충격파와 경계층의 간섭유동 제어에 미치는 영향이 유동가시화와 압력측정을 통하여 관찰되었다. 본 연구의 조건에서, 과거 일반적으로 쓰이던 다공판은 제어되지 않은 평판과 충격파 간섭유동 경우보다 오히려 국소적으로 피도압력이 낮게 나타났다. 유동방향 슬롯의 경우 간섭유동 후방에서 제어되지 않은 경우와 비교하여 보다 높은 피도압력이 국소적으로 관찰되었으며, 이러한 결과는 실리콘 오일을 이용한 표면유동가시화의 결과와 일치하고 있다. 그러나 이러한 유동방향 슬롯제어는 벽면에서 어느 정도 떨어진 구간에서는 그 효과가 미미하였다. 또한 일부 좁은 구간을 제외하고는 폭 방향 슬롯제어는 전체적으로 제어되지 않은 경우에 비하여 피도압력 크기에서 큰 장점을 보이지 않았다.

참고문헌

- 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, pp. 297-379.
- 2) Gridley, M. and Walker, S., "Advanced Aero-Engine Concepts and Controls", AGARD Conference Proceedings, No. 572, 1996, 86th Symposium, Seattle, WA.
- 3) Bur, R., Corbel, B., and Delery, J., "Study of Passive Control in a Transonic Shock Wave/Boundary-Layer Interaction", *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 3, 1998, pp. 394-400.
- 4) Raghunathan, S. and Mabey, D., "Passive Shock-Wave/Boundary-Layer Control on a Wall-Mounted Model", *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 2, 1987, pp. 275-278.
- 5) Hafenrichter, E., "Experiments on Normal Shock/Boundary Layer Interaction Control Using Aeroelastic Mesoaps", M.S. thesis, University of Illinois, 2001.
- 6) Lee, Y., Hafenrichter, E., Dutton, J. C., and Loth, E., "Skin Friction Measurements for Recirculating Normal-Shock/Boundary-Layer Interaction Control", *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 4, 2004, pp. 806-814.

- 7) Smith, A. N., Babinsky, H., Fulker, J. L., and 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.
- 8) Holden, H. A., Babinsky, H., " Separated Shock - Boundary-Layer Interaction Control Using Streamwise Slots", *J. of Aircraft*, Vol. 42, No. 1, 2005, pp. 166-171.
- 9) Srinivasan, K. R., Loth, E., and Dutton, J. C., "Aerodynamics of Recirculating Flow Control Devices for Normal Shock/Boundary Layer Interactions", AIAA 2004-426, 2004.
- 10) Wood, B., Lath, E., and Geubelle, P., "Simulation of Aeroelastic Mesoflaps for Shock/Boundary-Layer Interaction", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 16, No. 8, 2002, pp. 1127 - 1144.
- 11) McIlwain, S. T., Kim, J. Y., Breitenfeld, S., Loth, E., Geubelle, P.M. and Tortorelli, D., "Simulation of an Aeroelastic Control System for Shock/Boundary-Layer Interactions", AIAA 01-16181, 2001.
- 12) Gefroh, D., Hafenricheter, E., Dutton, J.C., McIlwain, S., Loth, E., Dutton, J. C. and Geubelle, P., "Simulation and Experimental Analysis of a Novel SBLI Flow Control System", AIAA 2000-2237, 2000.
- 13) Gefroh, D., Loth, E., Dutton, C., and McIlwain, S., " Control of an Oblique Shock /Boudary-Layer Interaction with Aeroelastic Mesoflaps", *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 12, Dec. 2002, pp. 2456~2466.
- 14) 이 열, "충격파와 난류 경계층 간섭유동 제어에서의 유동가시화", 한국항공우주학회지, 제 31권 제 4호, 2003, pp. 32-40.