

수직충격파와 난류경계층의 간섭유동의 피동제어에 관한 수치해석

구병수* · 김희동**

Computations on Passive Control of Normal Shock-Wave/Turbulent Boundary-Layer Interactions

B.S.Koo* · H.D.Kim**

ABSTRACT

A passive control method of the interaction between a weak normal shock-wave and a turbulent boundary-layer was simulated using two-dimensional Navier-Stokes computations. The inflow Mach number just upstream of the normal shock wave was 1.33. A porous plate wall having a cavity underneath was used to control the shock-wave/turbulent boundary-layer interaction. The flows through the porous holes and inside the cavity were investigated to get a better understanding of the flow physics involved in this kind of passive control method. The present computations were validated by some recent wind tunnel tests. The results showed that downstream of the rear leg of the λ -shock wave the main stream inflows into the cavity, but upstream of the rear leg of the λ -shock wave the flow proceeds from the cavity toward the main stream. The flow through the porous holes did not choke for the present shock/boundary layer interaction.

초 록

본 연구에서는 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여, 약한 수직충격파와 난류 경계층의 간섭현상에 대한 피동제어 유동장을 수치계산법으로 조사하였다. 벽 내부에 공동을 가지는 다공벽을 사용하여 충격파와 난류경계층간 상호간섭을 제어하였다. 본 연구로부터 λ 형 충격파의 하류쪽 가지를 중심으로 하여, 그 하류에서는 주유동이 공동내부로 또 그 상류에서는 공동내로부터 주유동쪽으로 피이드백되는 유동을 관찰하였으며, 다공벽의 구멍을 통하는 유동은 초크하지 않는다는 것을 알았다.

* 안동대학교 기계공학과 대학원

** 안동대학교 기계공학부(Andong Univ. Dept. of Mechanical Eng.)

1. 서 론

천음속 또는 초음속 유동이 유동장의 하류에서 부여되는 압력조건에 의하여 감속되는 경우나, 유동방향의 갑작스런 변화를 요구하는 물체 혹은 벽면이 존재하는 경우에 충격파가 발생하게 된다. 이러한 충격파는 벽면을 따라 발생하는 층류 혹은 난류경계층과 복잡한 상호간섭(interaction)을 일으키기 때문에 전체 유동장은 간섭현상에 의해 크게 영향을 받게 된다. 따라서 이러한 간섭은 고속유동이 통과하는 유체요소나 유체기계의 성능을 좌우하는 매우 중요한 유동현상으로, 유체기계의 설계시 사전에 고려되어야 할 중요한 공학적 문제이다.

충격파와 경계층이 간섭하는 유동장은 경계층 외부의 비정상적인 압축성 유동과 경계층내부의 점성 유동이 상호 영향을 미칠 뿐만 아니라 초음속과 아음속유동이 공존하는 복잡한 형태이므로 단순한 이론적 방법으로 유동장을 해석하는 것은 용이하지 않다. 최근 대형 고속계산기의 발달로 충격파와 경계층의 간섭유동(shock wave/boundary layer interaction ; SWBLI)은 수치계산법을 이용하여 연구되고 있으나^(1,2) 충격파로 인한 박리(shock-induced separation) 발생⁽³⁾, 충격파 하류에 새로운 충격파들이 발생하는 유동⁽⁴⁾이나 간섭현상의 비정상성⁽⁵⁾ 등의 문제에 대하여서는 아직까지 실험적 연구에 의존하고 있는 실정이다.

종래 천음속 및 초음속 외부유동에서 발생하는 SWBLI현상을 제어하기 위하여 많은 연구가 수행되어 왔다. 그 중에서도 항공기 익상에 발생하는 수직충격파와 층류/난류경계층의 간섭현상에 다공벽(porous wall)과 공동(Cavity)을 적용하여 충격파 상하류의 압력변화를 완화시키거나 항력을 감소시키는데 성공한 예가 보고된 바 있다⁽⁶⁾. 이러한 방법은 충격파 상하류에서 자연적으로 발생하는 압력차를 이용하는 것이며, 펌프나 블로우어 등과 같은 기계의 동력을 필요로 하지 않으므로 일반적으로 피동제어법(passive control method)이라 한다.

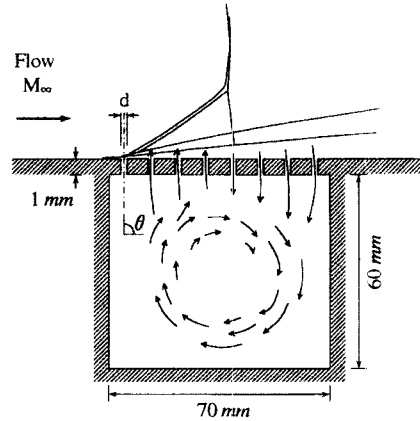


Fig.1 Schematic diagram of passive control

Fig.1에 개략적으로 나타낸 바와 같이 익상에 수직충격파가 발생하리라고 예상되는 영역에 이러한 피동제어법을 적용하면 충격파 하류의 경계층유동은 충격파에 의한 압력상승으로 인하여 자동적으로 다공벽을 통해 공동(cavity)내로 흡입되어 충격파 상류의 저압영역으로 향하게 된다. 충격파 하류 경계층 유동의 흡입(suction)작용은 일반적으로 충격파로 인해 발생하는 경계층의 박리를 억제하거나 박리영역의 규모를 축소시키며, 또 공동을 통하여 충격파 상류로 피이드백(feed back)되는 유동은 충격파 상하류의 역압력구배를 완만하게 하는 즉 충격파를 약하게 하는 역할을 하게 된다.

지금까지 다공벽과 공동시스템을 이용한 피동제어의 효과에 대해서는 많이 알려져 있지만, 충격파와 난류경계층의 간섭유동에 미치는 유동변수가 매우 많은 관계로, 최적의 다공벽과 공동시스템을 결정하는 것은 곤란하다. 이것은 간섭유동에 미치는 다공벽의 크기, 기공율, 구멍의 크기, 구멍의 경사, 구멍의 개수, 구멍의 형상 등과 관련된 다공벽의 특성과 공동의 길이, 깊이, 그리고 형상 등의 효과에 대한 정보가 절대적으로 부족하기 때문이다. 또 현재까지 다공벽과 공동시스템이 간섭유동에 미치는 정성적 효과에 대해서는 실험적으로 약간 알려져 있으나,

다공벽의 구멍을 통하는 유동이나 공동 내부의 유동에 관한 상세한 유동정보는 거의 알려져 있지 않다. 이것은 다공벽과 공동 시스템의 설계 인자 들을 실험적으로 구하는 것은 많은 실험과 매우 정밀한 계측을 필요로 할뿐 만 아니라 다공벽을 구성하는 구멍과 공동내부에서 발생하는 유동계측에는 한계가 있기 때문이다.

본 연구에서는 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여, 약한 수직충격파와 난류 경계층의 간섭현상에 대한 피동제어 유동장을 수치계산법으로 조사하였다. 본 연구에서는 초음속 풍동의 노즐에서 발생하는 약한 수직충격파와 벽면의 난류경계층의 간섭영역에 다공벽과 공동을 설치하여, 다공벽 구멍의 크기와 경사 등을 변화시켜, 최근에 수행된 풍동실험의 결과와 비교하였다. 지배방정식의 해는 유한체적법을 이용하여 수치적으로 구하였으며, 대류항은 2차정도의 풍상차분법 그리고 시간 적분항은 단단계 Runge-Kutta법을 이용하였다. 본 수치계산법은 실험결과를 잘 예측하였을 뿐만 아니라, 다공벽과 공동내부의 유동장에 대한 상세한 정보를 제공하였다.

2. 수치계산법 및 경계조건

본 연구에서는 프랑스의 ONERA의 유체공학 실험실에 설치된 Blow-down형 천음속/초음속 풍동의 유동장⁽⁷⁾을 시뮬레이션하였다. 축소확대 노즐을 통하여 초음속으로 가속된 공기의 유동은 노즐 목으로부터 높이 100mm, 폭 120mm의 측정부에서 마하수 1.40으로 된다. 측정부 하류에는 측정부에서 발생하는 충격파의 위치를 조절하기 위하여, 유로 단면적을 조절할 수 있도록 제2의 목이 설치되어 있으며, 이러한 제2의 목의 단면적을 조절하는 것에 의하여, 수직충격파가 초음속 노즐의 확대부에 위치하도록 하였다. 초음속 노즐은 상벽은 노즐을, 하벽은 평판으로 하는 반노즐의 형태이며, 노즐의 출구에서 측정부와 원활하게 연결되도록 되어 있다.

일반적으로 유로 단면적이 일정한 유동장에서 발생하는 충격파는 불안정하게 되므로, 수직충격파의 위치를 고정하기 위하여, 실험에서는 노즐의 확대부 끝단 부근에 위치하도록 제2의 목에서 유로 단면적을 조절하였다. 이 경우 수직충격파 바로 상류에서 유동의 마하수는 약 1.33이 되었다. 또 초음속 노즐의 공급압력은 약 192kPa이며, 공기의 온도는 300K로 일정하게 유지하였다.

다공벽과 공동시스템은 초음속 노즐의 입구로부터 235mm의 지점에 다공벽의 상류단이 위치하도록 되어 있으며, Fig.1에 도식적으로 나타낸 바와 같이 다공벽의 길이는 70mm 이었다. 또 다공벽 하부에는 깊이 60mm, 길이 70mm의 직사각형 공동이 설치되었다. 한편 다공벽은 두께 1.0mm의 강판으로 되어 있으며, 다공벽 상의 구멍직경은 각각 0.15mm와 0.3mm로 유동방향에 대해 수직으로 뚫어져 있으며, 다공벽 상에 구멍이 균일하게 분포하도록 하였다. 또 다공벽의 구멍 경사의 영향을 조사하기 위하여, 다공벽의 상류단으로부터 35mm까지는 유동방향으로 45도 각도가 되도록, 그리고 하류의 반은 유동방향에 수직하도록 다공벽의 구멍이 구성되어 있다. 그러나 Table 1에 정리한 바와 같이 실험에서 적용된 다공벽의 기공율은 모두 5.67%로 일정하였다.

Table 1. 실험 및 계산 조건

Case	Porosity (%)	Hole diameter(mm)	Hole inclination(deg)
1	5.67	0.15	90
2	5.67	0.30	90
3	5.67	0.15	45 and 90
4	5.67	0.30	45 and 90

본 수치계산에서는 위에서 기술한 실험 유동장을 재현하기 위하여, 노즐 입구로부터 측정부 하류까지를 전체 계산영역으로 가정하였다. 수치계산은 2차원 압축성 Navier-Stokes 지배방정

식을 유한체적법으로 차분화 하였으며, 이산화된 방정식의 공간항들은 2차정도 풍상차분법 그리고 시간항의 적분은 다단계 Runge-Kutta법을 이용하였다. 수치계산에 적용된 정렬격자는 약 100,000개 정도 이었으며, 벽면과 다공벽 그리고 공동 부분에 격자를 집중시켰다.

수치계산에서 적용된 경계조건은 노즐입구에서 전압력을 필요로 하는 유입조건과 측정부 하류에 유출조건을 적용하였다. 그리고 모든 고체 벽면에는 단일 no-slip 벽조건을 적용하였다.

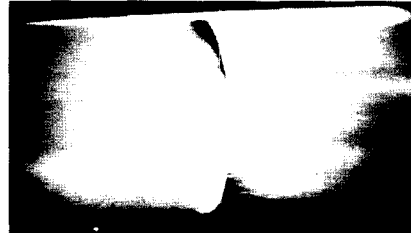
실험에서 얻어진 충격파와 동일한 위치에서 발생하는 충격파를 수치계산법으로 얻는 것은 용이하지 않다. 이것은 실험에서 적용된 제2의 목의 역할 때문이며, 수치계산에서 제2의 목을 고려한다고 하더라도 실험결과와 동일한 충격파의 위치를 수치계산으로 재현하는 것은 가능하지 않다. 따라서 본 수치계산에서는 실험조건과 동일한 압력경계 조건으로 수렴해를 얻은 다음, 수치계산영역의 하류경계에 적용된 압력 경계조건을 변화시켜, 충격파의 위치나 형태가 실험결과와 같이 되도록 반복계산을 수행하였다. 그 결과 약 100,000회 정도의 반복계산이 소요되었다.

3. 결과 및 고찰

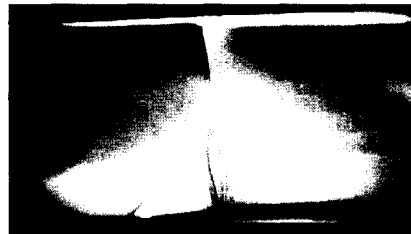
Fig.2에는 ONERA 풍동실험에서 얻어진 쉘리렌 가지화 결과⁽⁷⁾와 본 수치계산의 결과를 비교하였다.

그림 (a)와 (b)는 각각 피동제어법을 적용하지 않은 경우와 적용한 경우의 쉘리렌 사진이며, 그림 (c)는 수치계산으로부터 얻어진 등밀도 선도를 나타낸다. 그림 (a)로부터 피동제어를 적용하지 않은 경우에 충격파는 하류방향으로 볼록한 곡면형태이며, 충격파와 벽면을 따라 발생하는 경계층의 간섭으로 인하여 충격파는 고체 벽면 근처에서 분지하는 것을 관찰할 수 있다. 또 경계층의 두께는 충격파와 경계층의 간섭으로 인하여 충격파 부근에서 급격하게 증가하며, 충

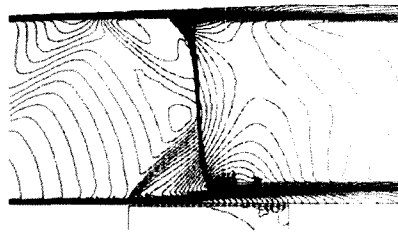
격파 하류에는 난류강도가 증가한다는 것을 알 수 있다.



(a) No passive control



(b) Passive control (Case1)



(c) Computed iso-density contour (Case1)

Fig.2 Schlieren pictures showing experimental and present computational results

그림 (b)에서 충격파의 형태는 그림(a)와 크게 다르다. 우선 충격파의 분지 정도가 매우 크며, 그림 (a)에서 보여지는 하류방향으로 볼록한 곡면형의 충격파는 유로의 반높이 이상까지 분지의 영향으로 인하여, 큰 λ 형의 충격파를 형성한다. 이것은 다공벽의 상류단과 다공벽을 구성하는 구멍으로부터 발생한 압축파가 충격파와

간섭하기 때문이다. 또 그림 (b)로부터 λ 형의 충격파의 하류쪽 가지 하류에는 wavelets 이 발생하여 간섭유동장은 매우 복잡한 형태를 띠고 있다. 벽면 경계층은 λ 형충격파의 상류쪽 가지 부근에서부터 크게 성장하여 λ 형의 중간부분에서 경계층의 두께는 거의 일정각도 대략 6내지 10도의 각을 이루며 두께가 증가하고 있음을 관찰 할 수 있다. 이것은 λ 형충격파의 상류가에서부터 발생한 압력상승 즉 역압력구배에 경계층 유동이 적용하려는 특성 때문이다.

한편 유로의 상벽에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭형태는 그림 (a) 와 그림 (b)의 두 경우 모두 동일한 것으로 보인다. 따라서 본 연구에서 적용된 피동제어의 효과는 다공벽과 공동이 설치된 유로의 하벽 부근에 제한된다고 가정할 수 있다. 그림 (c)로부터 본 수치계산에서 얻어진 간섭유동은 그림 (b)의 유동장과 정성적으로 거의 동일하다는 것을 알 수 있다. 따라서 본 수치계산법은 충격파와 난류경계층의 간섭유동의 피동제어를 적절하게 예측하는 것으로 판단된다.

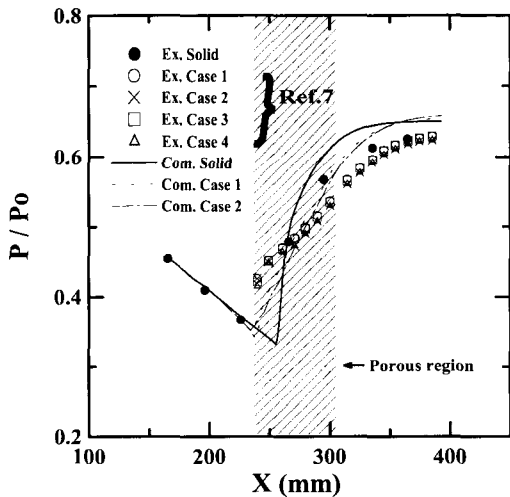


Fig.3 Comparison of static wall pressures

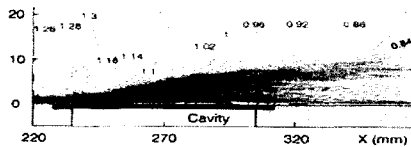
Fig.3에는 풍동실험⁽⁷⁾과 수치계산에서 얻어진 벽면 정압력 분포를 비교하였다.

그림의 종축은 노즐 상류에의 공급압력 P_o 로 무차원한 정압력값이며, 횡축은 노즐 목으로부터 하류방향의 거리를 나타낸다. 그리고 다공벽은 전술한 바와 같이 $X=235\text{mm}$ 부터 305mm 사이에 위치한다. 그림의 실험값으로부터 피동제어를 적용하지 않은 경우 압력은 $X=260\text{mm}$ 지점에서부터 급격하게 증가하게 되지만, 피동제어를 적용하는 경우에는 이 보다 상류에서 압력이 증가하기 시작한다. 또 충격파에 의한 압력증가 즉 역압력구배를 비교해 보면 피동제어를 적용한 경우가 적용하지 않은 경우에 비하여 역압력구배가 완만하다. 그러나 충격파 하류의 압력값은 두 경우 모두 거의 동일한 것으로 보인다. 그리고 실험결과로부터 다공벽의 구멍 크기와 각도가 달라져도 정압력분포는 크게 달라지지 않는 것을 볼 수 있다. 이러한 경향은 본 수치계산의 결과에서도 관찰할 수 있다. 그러나 본 수치계산의 결과는 실험값을 단지 정성적으로 예측하는 것으로 보인다. 충격파에 의한 압력상승의 시작점과 그리고 충격파 하류의 압력레벨은 실험결과와 상당히 다르다. 이것은 실험유동은 3차원 유동인데 반해, 수치계산은 2차원 유동임을 가정한 결과에 기인할 수 있으며, 또 충격파와 난류경계층의 간섭현상의 예측에 적용된 난류모델에 기인할 수도 있다. 현재까지 제안된 어떠한 난류모델들도 충격파와 난류경계층의 간섭으로 발생하게 되는 상류 영향을 충분한 정도로 예측할 수 없으며, 충격파 하류에서 발생하는 난류강도의 증가나 박리현상을 충분히 예측하지 못하는 것으로 알려져 있다. 이러한 점을 감안한다면 본 수치계산은 충격파와 경계층과의 간섭유동의 피동제어 효과를 적절한 정도로 예측한다고 판단할 수 있다.

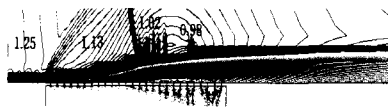
Fig.4에는 풍동실험⁽⁷⁾과 수치계산으로부터 얻어진 등마하수 선도를 비교하였다.

그림의 결과는 수직충격파가 다공벽상의 난류경계층과 간섭하는 영역을 확대하여 나타낸 것이다. 실험 결과로부터 유동의 마하수는 다공벽의 상류단으로부터 발생하는 압축파에 의하여 감소하여, λ 형충격파의 하류쪽 가지 하류에서

아음속으로 감속한다는 것을 알 수 있다. 또 다공벽 상의 경계층은 λ 형충격파의 상류쪽 가지에서부터 두께가 증가하게 되며, 본 수치계산은 이러한 실험결과를 잘 예측하는 것으로 보인다. 또 수치계산으로부터 λ 형충격파의 하류쪽에 위치한 다공벽의 구멍을 통하여 공동내로 유동이 유입하게 되며, λ 형충격파의 하류쪽 가지의 상류영역에서는 공동내의 유동이 다공벽의 구멍을 통하여 주유동쪽으로 유출하는 것을 알 수 있다. 이와 같이 다공벽의 구멍을 통한 유동의 유출은 주유동에서 압축파를 형성하게 되며, 압축파들은 서로 합체하여 약한 충격파 즉, λ 형충격파의 상류쪽 가지를 형성하게 된다는 것을 알 수 있다.



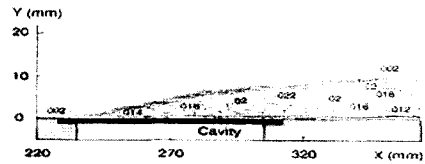
(a) Experiment (Ref.7)



(b) Present computation

Fig.4 Comparison of Mach number contours (Case 1)

일반적으로 충격파와 난류경계층의 간섭현상에 의하여 유동의 난류강도는 증가하는 것으로 알려져 있다. Fig.5에는 풍동실험⁽⁷⁾과 수치계산으로부터 얻어진 난류운동에너지를 비교하였다. 그림의 실험결과로부터 난류운동에너지의 대부분은 경계층 내부에 집중되며, 유동장에서 강한 전단력이 발생하는 부분에서 큰 난류운동에너지가 분포한다는 것을 알 수 있다. 또 λ 형충격파에 의하여 난류운동에너지가 증가하며, 본 수치계산의 결과는 실험결과를 잘 예측하는 것으로 보인다.



(a) Experiment (Ref.7)



(b) Present computation

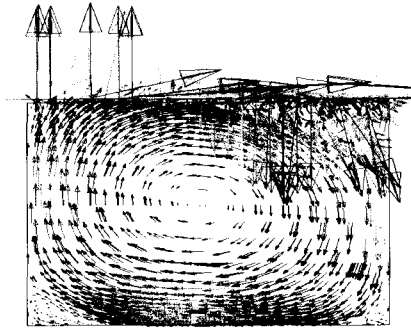
Fig.5 Comparison of the Turbulent kinetic energy (mm^2/s^2) (Case 1)

Fig.6에는 다공벽 구멍을 통하는 유동과 공동 내부에서 발생하는 유동을 조사하기 위하여 수치계산에서 얻어진 속도벡터를 나타내었다.

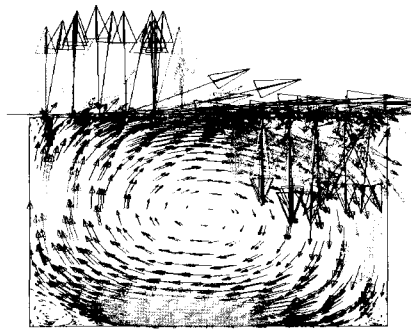
그림의 Case 1과 2의 경우 다공벽을 구성하는 구멍직경이 각각 0.15mm와 0.30mm이며, 다공벽의 구멍들은 유동에 수직한 방향으로 뚫어져 있으며, 다공벽상에서 구멍분포는 균일하다. 위의 두 그림으로부터 공동내부에서 발생하는 시계방향의 큰 와동을 관찰할 수 있으며, 공동 바닥의 양 모서리 부근에는 Corner-separation이 발생함을 볼 수 있다.

두 그림의 비교로부터 공동내부에서 발생하는 유동장은 다공벽의 구멍의 크기에 큰 영향을 받지 않는 것을 볼 수 있다. 다만 구멍의 크기가 큰 경우에 시계방향으로 회전하는 와동의 속도가 약간 증가한다는 것을 관찰할 수 있다. 구체적으로 그림 (a)의 경우 공동 내부에서 발생하는 시계방향의 대규모 와동의 속도는 공동의 하류쪽 벽 근처에서 18.5m/s, 그리고 공동바닥 근처에서 19m/s 그리고 공동의 상류쪽 벽에서 17.5m/s 정도인데 반해, 그림 (b)의 경우에는 각각 25m/s, 26m/s 그리고 21m/s 정도이다. 따라서 공동의 크기가 동일한 경우, 공동내부에서 발생하는 유동장의 형태는 구멍의 크기에 큰 영향을

반지 않지만, 시계방향으로 대규모 와동의 속도는 구멍의 크기가 클수록 증가하는 것으로 판단된다.



(a) Case 1 ($d=0.15$ mm)



(b) Case 2 ($d=0.30$ mm)

Fig.6 Velocity vectors inside cavity

따라서 종래 막연하게 이해되었던 바와 같이 다공벽의 구멍을 통과하는 유동이 초크할 것이라는 판단은 타당하지 않으며, 본 수치해석 결과로부터 다공벽의 구멍을 통과하는 유동은 초크하지 않았다. 따라서 공동내부에서 발생하는 압력변동은 다공벽 위에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭현상에 큰 영향을 미칠 것으로 판단되며, 공동 내부에서 발생하는 유동의 상세는 충격파와 경계층의 피동제어의 유동 물리에 고려되어야 할 것으로 판단된다.

4. 결론

약한 수직충격파와 난류경계층의 간섭현상을 제어할 목적으로 본 연구에서는 다공벽과 공동 시스템을 이용한 피동제어 유동을 수치해법으로 조사하였다. 수치해석에서는 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식에 유한차분법을 적용하여, 유동장의 해를 수치적으로 구하였으며, 최근 수행된 풍동실험의 결과와 비교하였다. 본 수치해석은 풍동실험의 결과를 비교적 잘 예측하였으며, 종래 피동제어에 관하여 충분하게 알려지지 않았던 다공벽의 구멍을 통하는 유동과 공동내의 유동장에 대하여 상세한 정보를 제공하였다. 본 연구로부터 λ 형 충격파의 하류쪽 가치를 중심으로 하여, 그 하류에서는 주유동이 공동내부로 또 그 상류에서는 공동내부로부터 주유동쪽으로 피이드백되는 유동을 관찰하였으며, 다공벽의 구멍을 통하는 유동은 초크하지 않는다는 것을 알았다.

참고 문헌

1. Kim, H.D. and Setoguchi, T., 2001, "Computational Study of a Transonic Passive Shock/Boundary Layer Interaction," International Symp. on Shock Waves and Tubes (to be published).
2. Le Balleur, J.C., Peyret, R. and Viviand, H., 1990, "Numerical Studies in High Reynolds Number Aerodynamics," Computers and Fluids, Vol.8, No.1.
3. Kim, H.D. and Matsuo, K., 1997, "Investigation on Onset of Shock-Induced Separation," International Journal of Shock Waves, Vol.6, No.5, pp.275-286.
4. Carroll, B.F. and Dutton, J.C., 1990, "Characteristics of Multiple Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interactions in Rectangular Ducts," Journal of Propulsion and Power,

- Vol.6, No.2, pp.186-193.
5. Kim,H.D., Matsuo,K., and Kinoshita, T., 1991, "Flow Unsteadiness by Weak Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction in Internal Flow," JSME International Journal, Series B, Vol.34, No.4, pp.457-465.
 6. Bahi,L., Ross,L.M. and Nagamatsu,H.T., 1983, "Passive Shock Wave/ Boundary Layer Control for Transonic Airfoil Drag Reduction," AIAA Paper, No.83-0137.
 7. Delery,R.Bur,J., Corbel,B., Soulevant,D. and Soares,R., 1998, "A Basic Experimental Investigation of Passive Control Applied to a Transonic Interaction," Aerospace Science and Technology, Vol.2, No.1, pp.61-73.