Proceedings of
The Second National Congress on Fluids Engineering
August 22-24, 2002, Muju, Korea

천음속 습공기 유동에서 발생하는 충격파와 경계층 간섭의 피동제어에 관한 연구

백승철*·권순범*·김희동**

A Study of the Passive Shock/Boundary Layer Interaction Control in Transonic Moist Air Flow

Seung-Cheol Baek*, Soon-Bum Kwon* and Heuy-Dong Kim**

Key Words : *Shock Wave(충격파), Passive Control(피동제어), Nonequilibrium Condensation(비평형 응축), Transonic Flow(천음속 유동), Compressible Flow(압축성 유동)*

Abstract

In the present study, a passive control method, using the porous wall and cavity system, is applied to the shock wave/boundary layer interactions in transonic moist air flow. The two-dimensional, unsteady, compressible Navier-Stokes equations, which are fully coupled with a droplet growth equation, are solved by the third-order MUSCL type TVD finite difference scheme. Baldwind-Lomax turbulence model is employed to close the governing equations. In order to investigate the effectiveness of the present control method, the total pressure losses of the flow and the time-dependent behaviour of shock motions are analyzed in detail. The computed results show that the present passive control method considerably reduces the total pressure losses due to the shock/boundary layer interaction in transonic moist air flow and suppresses the unsteady shock wave motions over the airfoil, as well. It is also found that the location of the porous ventilation significantly influences the control effectiveness.

1. 서 론

천음속 유동이나 초음속 유동에서 발생하는 충격파는 벽면의 경계층과 복잡한 상호간섭을 일으켜, 계의 성능이나 효율에 큰 영향을 미치게 된다. 이 뿐만 아니라 충격파 상·하류의 압력조건을 일정하게 유지한 상태에도 불구하고 충격파는 어느 시간평균 위치를 전후로 심하게 진동하게 계의 진동/소음을 유발시키는 주요 원인으로 된다는 것이 잘 알려져 왔다.[1] 예를 들면, 천음속 익 위에서 발생하는 충격파는 벽면 경계층과 복잡한 상호간섭을 일으켜, 익의 양-항비(lift-drag ratio)를 결정하는데 매우 중요한 역할을 하게 된다. 더욱이 익면에서 발생하는 경계층은 충격파에 의해 박리(separation)하여, 천음속 buffet 현상으로 잘 알려진 유동장의 비정상성을 야기시키는 주요 원인으로 된다.

종래 충격파와 경계층의 간섭현상을 제어하기 위하여 많은 연구가 수행되었다. 이들 연구에 의하면, 충격파와 경계층 유동의 간섭현상의 제어법은 간섭 유동장의 특성, 마하수, 경계층 유동의 특성 등을 고려하여 적용되어야 한다고 보고되어 있다.[2] 천음속 익에서 발생하는 충격파 제어법으로 일반적으로 적용되어 온 피동제어법(passive control)은 다공벽(porous wall)과 공동(cavity)을 이용하는 방법으로, 익의 항력저감에 효과가 있는 것으로 알려져 있다.[3] 그러나 유동장의 비정상성에 대해, 1.0kHz 이하 성분들의 진동에 대해서는 저감효과가 있었지만, 보다 높은 고주파 영역의 진동성분들에 대해서는 효과가 없는 것으로 알려져 있다.[3]

앞에서 기술한 공동과 다공벽을 이용하는 피동제어법에 능동제어(active control)를 병용한 방법으로, 공동내부의 유동을 흡입(suction)하는 방법이 연구되었지만, 이 방법은 능동제어를 위한 부가적인 동력을 필요로 하는 단점이 있다.

또 공동과 다공벽의 피동제어법에 다른 피동제어법을 병용하는 방법이 연구되었다. 다공벽의 상류에 와류발생기(vortex generator)를 설치하여, 간섭현상에 미치는 영향을 조사하였다. 이 연구에 의하면,[4] 와류발생기는 충격파와 경계층의 간섭현상을 약화시킬 수 있으나, 와류에 의한 추가적인 난류손실이 발생할 수 있음이 지적되었다. 또 와류발생기 대신, 간섭직전의 경계층 내부의 저운동량 유동층을 활성화하기 위하여, 제트유동을 blowing하는 방법이 연구되었으나, 이 방법 역시 부가적인 동력을 요구되는 단점

* 경북대학교 대학원 기계공학과부,
** 안동대학교 기계공학부, kimhd@andong.ac.kr

이 있다.

일반적으로 천음속 또는 초음속으로 비행하는 항공기의 익 주변에 발생하는 유동은 대부분 습공기 유동이며, 익에서 유동의 급격한 팽창으로 인한 습공기의 비평형 응축(nonequilibrium condensation)이 발생한다.

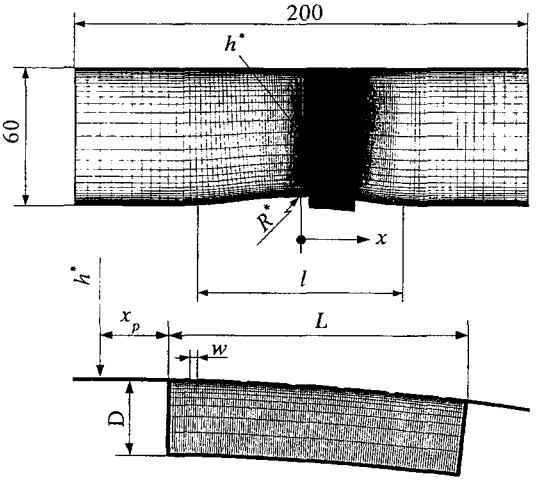
최근 Schnerr 등[5]은 비평형 응축이 발생하게 되면, 익 경계층의 두께는 감소하게 된다고 보고하였다. 또 Kim 등[6]은 천음속 및 초음속 노즐을 통하는 습공기 유동을 수치계산법으로 조사하여, 습공기의 비평형 응축이 노즐 내에서 발생하면, 노즐 경계층의 두께를 감소시킬 뿐만 아니라 충격파 하류에서 발생하는 고주파 성분의 난류성분들을 감쇠시킬 수 있다고 보고하였다. 위의 연구결과 등에 따르면, 비평형 응축은 분명 충격파와 경계층 유동의 간섭현상에 영향을 미칠 수 있다는 것을 의미한다.

본 연구에서는 습공기 유동에서 발생하는 비평형 응축과 다공벽/공동의 피동제어법이 익에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭현상에 미치는 영향을 수치계산법을 통하여 조사하였다.

2. 수치계산 및 조건

본 해석에서 사용한 지배방정식은 비정상, 2차원, 압축성, Navier-Stokes 방정식이다. 본 연구의 계산을 단순화하기 위해 응축물 입자와 매개 가스 사이의 속도 슬립과 온도차는 존재하지 않으며, 에너지 완화과정은 없다고 가정하였다. 또 응축물 입자가 매우 작기 때문에 압력장에 대한 입자의 영향은 무시하였다.

노즐 벽 근처의 난류 유동장을 계산하기 위해 Baldwin-Lomax 모델을 채택하였다. 지배방정식의 대류항은 MUSCL type의 3차 오더 TVD 기법으로 차



(Unit : mm)

Fig. 1 Computational grid system

분화하였으며, 점성항은 2차 오더 중앙차분법을 적용하였다. 액적성장 방정식은 1차 오더 풍상차분법 TVD 기법을 적용하였으며, 시간적분에 대해서는 2차 오더 fractional step을 채택하였다.

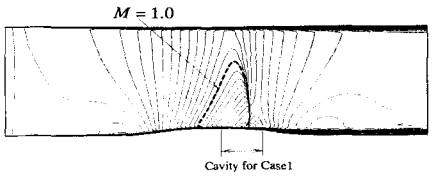
Fig. 1은 원호(circular arc) 익을 지나는 천음속 유동해석을 위한 수치계산격자를 나타낸 그림이다. 수치계산에 사용된 격자는 공동과 그 상부 유동영역에 133×15개로 밀집시켰으며, 그 외의 영역에는 251×61개를 배치하였다. 이러한 격자 배치는 사전에 여러 번의 수치실험을 통하여, 수치해의 격자의존성을 조사한 결과에 의한 것이다. 본 연구의 계산영역은 전체길이가 200mm이며, 입·출구의 높이는 60mm로 동일하다. 사용된 익형모델은 곡률반경은 R^*=100mm와 200mm인 2개의 원호 익이며, 익의 최대두께 위치에서 유로 단면의 높이는 h^*=56mm로 모두 일정하다. 다공벽은 L×D의 2차원 슬릿으로 구성되며, 슬릿의 개방부분의 폭은 w로 일정하게 유지하였다. 또 익의 최대두께 위치를 원점으로 하여 다공의 시작위치를 x_p로 정의하였다. 본 수치계산에서 적용된 x_p는 먼저 R^*=200mm인 경우에 x_p=4.0, -3.5로, 또 R^*=100mm인 경우 x_p=-3.0, -5.0으로 설정하였으며, 두 원호 익에 대해 x_p=4.0과 -3.0인 경우를 Case1으로, x_p=-3.5와 -5.0인 경우를 Case2로 각각 정의하였다.

본 연구에서는 초기 정체압력과 정체온도를 각각 p_{01}=102kPa, T_{01}=298K로 일정한 것으로, 습공기의 초기 과포화도 $S_0(=p_{v0}/p_\infty)$는 각각 0.0과 0.5로 변화시켰다. 또 작동유체인 건공기와 습공기는 모두 열적, 열량적으로 완전하다고 가정하였다. 벽에서는 열전달이 없다는 단열과 no-slip 조건을 적용하였으며, 응축질량분율 g=0을 부여하였다. 또 액적과 기체유동 사이의 속도슬립 및 에너지 완화효과는 없다고 가정하였다. 수치계산의 입·출구 경계조건은 국소 Riemann 불변량(local Riemann invariant)을 부여하였다.

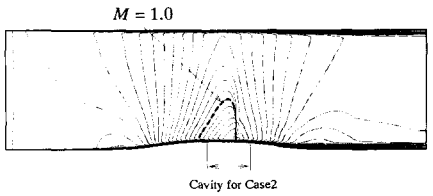
얻어진 해가 수치격자의 밀도에 무관하다는 것을 확인하기 위해 계산격자의 의존성을 조사하였으며, 더욱 정확한 해를 얻기 위해 충격파나 경계층과 같이 큰 구배를 가지는 영역에 격자를 밀집시켰다. 해의 수렴은 각 보존변수들에 대한 잔차가 4오더 이하로 감소될 때 얻어졌다. 또 계산 경계를 통한 질량불균형을 조사하여 ±5%로 될 때 수치해가 수렴하였다고 가정하였다.

3. 결과 및 토의

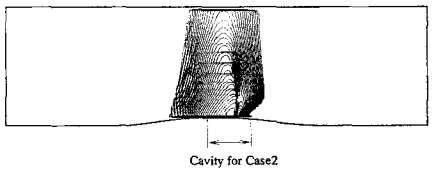
Fig. 2는 S_0=0인 건공기에 대한 solid wall의 마하수 분포와 S_0=0.5일 때의 마하수 분포, 핵생성율 I 및 응축질량분율 g의 분포를 나타내고 있다. 그림에



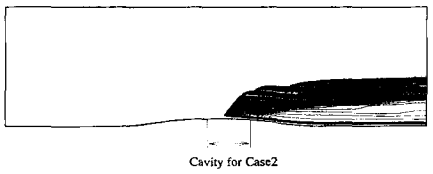
(a) Mach number(S_0=0)



(b) Mach number(S_0=0.5)

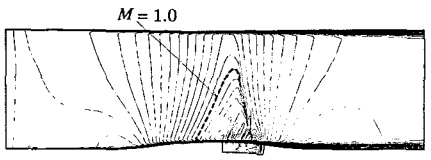


(c) Nucleation rate

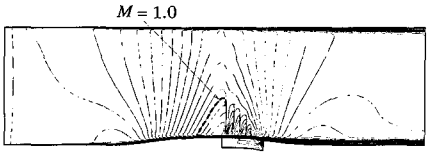


(d) Condensate mass fraction

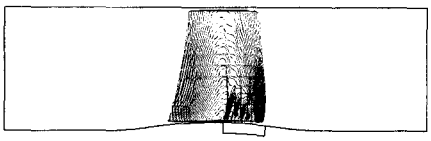
Fig. 2 Contour maps of Mach number, g and I for solid wall(R^*=200mm)



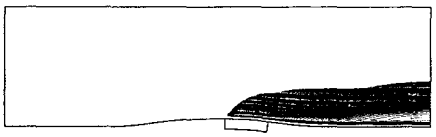
(a) Mach number(S_0=0)



(b) Mach number(S_0=0.5)



(c) Nucleation rate



(d) Condensate mass fraction

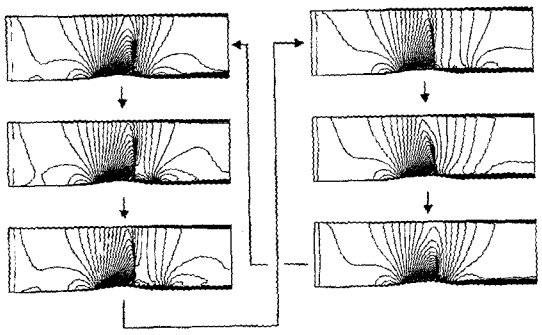
Fig. 3 Contour maps of Mach number, g and I for porous wall(R^*=200mm, Case1)

서 굵은 파선은 유동의 국소마하수가 1이 되는 지점을 연결한 음속선(sonic line)이며, 음속선으로 둘러싸인 영역의 유동은 초음속이다. Fig. 2(a)에서 유동은 노즐유동과 달리 익의 최대두께 위치보다 상류에서 음속에 도달하고 수직충격파를 통해 아음속으로 감속된다. 그러나 음속선 외부의 영역에서 유동은 초음속으로 가속되지 않은 아음속 상태이다. 초기 과포화도가 S_0=0.5인 습공기인 Fig. 2(b)의 경우, 초음속 영역의 크기가 건공기의 경우에 비해 축소되는 것을 볼 수 있다. 이는 후술하는 바와 같이 습공기의 비평형 응축으로 인한 응축잠열의 방출로 유속을 감소시키기 때문으로 판단된다.

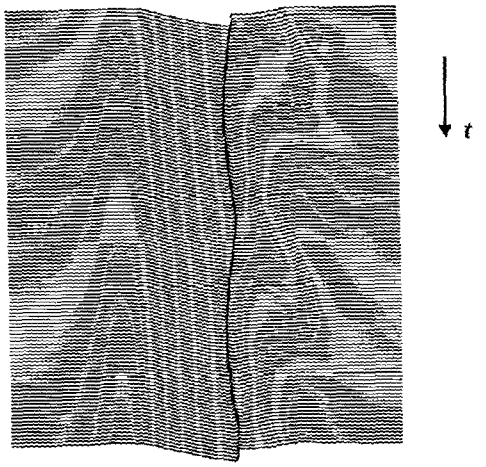
곡률반경 R^*=200mm인 원호 익에 대해, x_p=4.0인 Case1의 피동제어 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 충격파가 발생하는 익 표면에 다공벽과 공동의 설치로 인해 충격파 후방의 유동의 일부가 다공벽을 통해 공동으로 유입되고, 다공벽을 통해 상대적으로 낮은 압력의 충격파 상류로 유출된다. 이러한 다공벽과 공동을 통한 기류의 재순환으로 인해 익 표면 근처에서 여러 개의 압축파가 발생한다. 따라서 solid wall의 수직충격파는 Fig. 3(a)와 같이 λ-형 충격파로 구조가 바뀌는 것을 볼 수 있다. 이에 반해 초기 과포화도 S_0=0.5인 습공기의 경우, 피동제어의 효과와 더불어 응축에 의한 잠열의 영향으로 초음속 영역이 매우 작아지고, solid wall에서 발생한 수직충격파 대신에 여러 개의 압축파로 나타나고 있다. 응축물의 분포는 상대적으로 유로 단면의 더욱 제한된 영역에서 나타난다.

Figs. 4는 solid wall에서 건공기 유동의 마하수 분포와 익 표면을 따라 압력의 시간이력을 나타낸 수치결과이다. Fig. 4(a)에서 화살표는 시간의 경과를 의미한다. 마하선들의 밀집으로 나타나는 충격파는 시간의 경과와 더불어 형상이 변화하며, 위치도 다소 변동하는 하는 것으로 보인다. 충격파의 비정상 거동은 Fig. 4(b)의 익 표면에서 계산된 압력분포의 시간이력에서 확인된다. 충격파의 발생으로 인해 압력의 상승이 발생하며, 시간이 경과함에 따라 충격파는 초기위치로부터 상·하류로 진동하는 것을 볼 수 있다. 그러나 충격파 진동의 진폭은 크지 않다.

한편 다공영역과 공동의 시작위치의 변화가 충격파의 비정상 거동에 미치는 영향을 조사하기 위해 x_p=-3.0의 다공영역에 대해 S_0=0.5인 습공기를 적용하였다. Fig. 5(a)의 마하수 분포와 충격파의 발생위치는 시간의 경과에 따라 거의 변화하지 않으며, 또

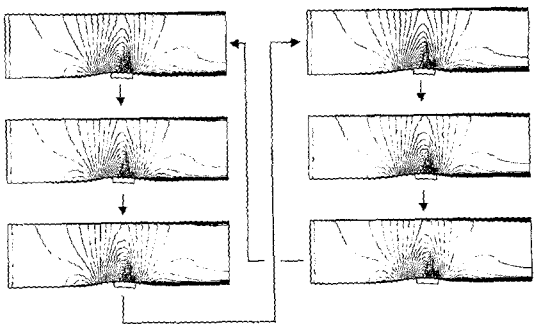


(a) Mach number

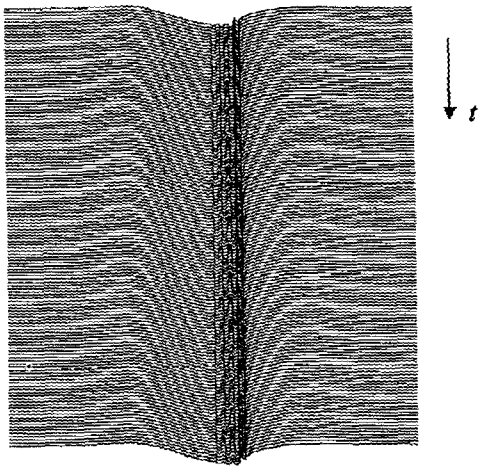


(b) Pressure

Fig. 4 Time histories of Mach number and pressure for solid wall(R^*=100mm, S_0=0.0)



(a) Mach number



(b) Pressure

Fig. 5 Time histories of Mach number and pressure for porous wall(R^*=100mm, Case2, S_0=0.5)

압력분포의 시간의존성은 매우 적다. 습공기 유동에 피동제어법을 적용한 본 계산조건에서 충격파의 진동은 완전히 억제된 것으로 판단된다. 다공영역의 위치를 변화시킨 계산과의 비교로부터 충격파의 강도를 감소시키고 진동을 완전히 억제하기 위해서는 충격파의 발생위치와 다공벽과 공동의 위치가 매우 중요하다는 결과를 얻을 수 있었다.

3. 결론

습공기 유동에서 발생하는 비평형 응축과 다공벽과 공동을 사용한 피동제어법이 익에서 발생하는 충격파/경계층 간섭에 미치는 영향을 구명하기 위한 수치해석을 수행하였다.

Solid wall의 경우에 발생한 단일의 수직충격파는 피동제어법으로 인해 다수의 압력교란으로 바뀌었으며, 충격파에 의한 전압손실도 상당히 감소하였다. 또 비평형 응축과 피동제어법을 동시에 적용한 결과, 충격파의 비정상 거동이 거의 억제되었으며, 전압손실도 상당히 감소하는 것으로 나타났다. 마지막으로 충격파 진동의 억제와 전압손실 감소에 유리한 유동조건과 피동제어의 조건이 존재한다는 결론을 얻었다.

참고문헌

[1] Mabey, D. G., Welsh, B. L. and Cripps, B. E., "Periodic Flows over Rigid 14% Thick Biconvex Wing at Transonic Speeds," RAE TR-81059, 1981.

[2] Kim, H. D. and Matsuo, K., "Investigation on Shock-Induced Separation," Intl. Journal of Shock Waves, Vol.36, (1996), pp.276-285.

[3] Heenan, A. F. and Morrison, J. F., "Passive Control of Pressure Fluctuations Generated by Separated Flow," AIAA Journal, Vol.36, No.6, (1998), pp.1014-1022.

[4] Matsuo, K., Miyazato, K. and Kim H. D., Shock Train and Pseudo-Shock Phenomena in Internal Gas Flows," Progress in Aerospace Sciences," Vol. 35, (1999), pp.33-100.

[5] Schnerr, G. H., Breitling, T. and Jantzen, H. A., Compressible Turbulent Boundary Layers with Heat Addition by Homogeneous Condensation," AIAA Journal, Vol.30, No.5, (1992), pp.1284-1289.

[6] Kim, H. D., Kwon, S. B. and Setoguchi, T. "Passive Control of Condensation Shock Wave in Supersonic Nozzles," Journal of KSME(B), Vol.2(No.12, (1996), pp.3980-3990.