

서로 다른 Confinement parameter를 가지는 의사충격파의 전산유동해석

강경래* · 최중호** · 송성진* · 도형록*

Numerical Simulation of Pseudo-Shock Waves with Different Confinement Parameters

Kyungrae Kang*[†] · Jong Ho Choi** · Seung Jin Song* · Hyungrok Do*

ABSTRACT

When supersonic flow is through an internal duct, there forms a flow structure called pseudo-shock. Pseudo-shock is a result of shockwave-boundary layer interaction(SBLI) and to simulate pseudo-shock correctly, one needs to correctly anticipate not only the strength of the shock but also the boundary layer behavior as well. In this study, pseud-shockwave structure at a rectangular duct will be numerically simulated using dedicated inlet boundary conditions to obtain accurate solution in terms of its structure and pressure rise pattern.

초 록

초음속 유동이 덕트와 같은 내부를 지날 때 의사충격파라는 유동 구조가 생성된다. 의사충격파는 충격파-경계층 상호작용의 결과이며 이를 정확히 모사하기 위해서는 충격파 구조 뿐만 아니라 경계층 거동 역시 정확히 예측해야 한다. 따라서 본 연구에서는 유동의 정확한 입구조건을 알아내고 이를 이용하여 사각 덕트 내부에서 발생하는 의사충격파를 2차원 전산유동해석으로 해석한다.

Key Words: Pseudo-shockwave(의사충격파), Confinement Parameter, Computational Fluid Dynamics(전산유동해석), RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)

1. 서 론

내부유동에서 발생하는 충격파들은 내부 벽에 의해 발생하는 점성경계층과 상호작용으로 인해 충격파 분기(shock bifurcation) 등 더욱 복잡한 유동 형태를 띠게 된

다. 특히 엔진 불시동을 방지하기 위한 장치 중 하나인 격리부와 같은 등단면적 덕트와 같은 곳에서는 의사충격파(pseudo-shockwave)라는 특이한 유동구조가 생성된다. 이러한 의사충격파는 발생 직전 마하수 및 경계층 두께에 의해 그 유동구조 및 압력상승의 추이가 결정된다고 보고된 바 있다 [1]. 본 연구에서는 서로 다른 confinement parameter, δ/h 를 가지는 입구조건에 대해 등단면적 덕트 내부에서 발생하는 의사충격파 구조를 연구한다.

* 서울대학교 기계항공공학부

** 국방과학연구소 4본부 1부

† 교신저자, E-mail: gloomydays@snu.ac.kr

2. 실험 및 계산조건

2.1 실험조건

충격과 유동이 존재하는 전산유동해석은 사용하는 수치해석 방법 및 난류모델에 큰 영향을 받으므로 계산결과를 검증할 수 있는 실험결과가 충분히 뒷받침되어야 한다. 본 연구에서는 *F. Carroll [1]* 등이 실험한 조건에서 계산을 수행하였다. 그 중 본 연구에 사용된 실험조건은 아래 Table. 1과 같다.

Table 1. Test Matrix for Simulation [1]

Case No.	Ma	δ mm	θ mm	δ^* mm	P_0 kPa	Re/m 10^6 m^{-1}
1	1.63	1.3	0.09	0.22	206	30.0
2	1.62	4.4	0.34	0.80		

2.2 입구 경계조건

의사충격파는 덕트 내부에 존재하는 경계층 및 충격파의 상호작용으로 발생한다. 따라서 경계층의 발달 정도 및 충격파 발(shock foot)에서 자주 발생하는 경계층 박리에 대한 정확한 예측이 필수불가결하다. 이를 위하여 물리적인 속도, 온도 및 압력 프로파일을 입구에 제공하여야 정확한 계산결과를 얻을 수 있다. 따라서 본 연구에서는 7th power law profile과 같은 근사 프로파일을 사용하지 않고 다항식을 이용하여 Table 1.을 만족하는 프로파일을 재구축하였다. 다항식 $u/U_\infty = A\eta + B\eta^2 + C\eta^3 + D\eta^4$, $\eta = y/\delta$ 에 대해 그 조건은 아래와 같다.

$$(1) \eta = 1 \text{ 에서 } u/U_\infty = 1$$

$$(2) \eta = 1 \text{ 에서 } d(u/U_\infty)/d\eta = 0$$

$$(3) \delta^*/\delta = \int_0^1 \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) d\eta \quad (\text{Table 1.})$$

$$(4) \theta/\delta = \int_0^1 \frac{u}{U_\infty} \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) d\eta \quad (\text{Table 1.})$$

(1)과 (2)는 경계층 속도 프로파일의 물리적인

제한조건이며 (3)과 (4)는 [1]의 실험 결과로부터 얻는다. 위의 (1)~(4)를 풀면 조건(4) 내부의 제곱 항의 영향으로 Fig. 1과 같이 두 개 이상의 솔루션을 구할 수 있으나 그 형태로 볼 때 물리적으로 가능성이 적으므로 Fig. 1의 오른쪽과 같은 프로파일을 선택하여 입구조건을 부여하였다.

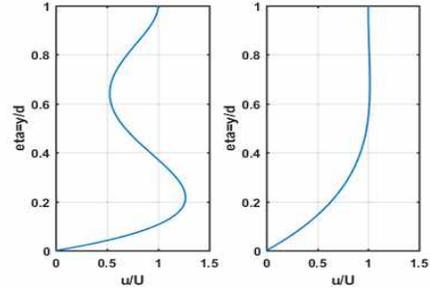


Fig. 1 Inlet Velocity Profile Candidates for Case #1 ($\delta/h=0.08$)

온도조건인 경우 adiabatic wall을 가정할 경우 전온도 손실이 없으므로 입구에서 전온도가 일정함을 가정하였으며, 경계층 내·외부 압력이 같음을 이용하여 입구에서 정압력을 일정하게 부여하였다.

2.3 계산조건

계산 조건 역시 [1]에 제시된 테스트 섹션 형상을 기본으로 하였으며 덕트 내 유동장의 대칭성을 활용하여 2차원 계산을 진행하였다. 제시된 형상은 Fig. 2와 같이 입구에서 높이 32 mm, 길이 754 mm이며 압력구배를 없애기 위해 0.13°의 각을 가지고 있다.

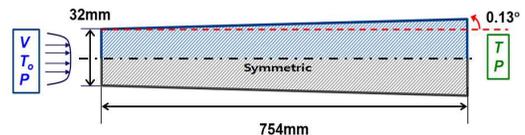


Fig. 2 Schematic of Computation Domain

입구에서는 2.2에서 구한 속도, 압력 및 온도 프로파일을 부과하였다. 출구에서는 일정한 정압력 및 정온도를 부과하여 계산을 진행하였다. 메쉬는

그리드 간격이 약 0.5 mm인 trimmed cell 약 10만 개 사용하였으며 MUSCL 3rd CD/TVD scheme 및 AUSM+ flux splitting scheme을 사용하여 계산을 진행하였다. 상태방정식으로는 이상기체 방정식을 사용하였으며 난류모델은 RANS k- ω SST, 난류 천이모델로는 γ - Re_{θ} 모델을 사용하였다.

3. 계산 결과

3.1 Case #1 ($\delta/h=0.08$)

Fig. 3은 첫 번째 케이스에 해당되는 $\delta/h=0.08$ 에 대해 실험결과와 전산유동해석결과에 대해 가시적인 유동구조를 비교한 것이다. 위쪽은 [1]의 실험에서 schlieren 이미지화한 결과를 K. Matsuo 등 [2]이 재처리한 이미지이다(단, 실험상 비대칭성의 제거를 위해 미리 이미징한 결과임). 아래의 계산결과와 비교해볼 때 충격파 분기점(shock bifurcation point) 높이 및 각 충격파 발(shock foot)들의 형상은 실험결과와 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 다만 분기되지 않는 두 번째 충격파의 경우 실험보다 약간 더 하류에서 나타남을 예측하고 있다.

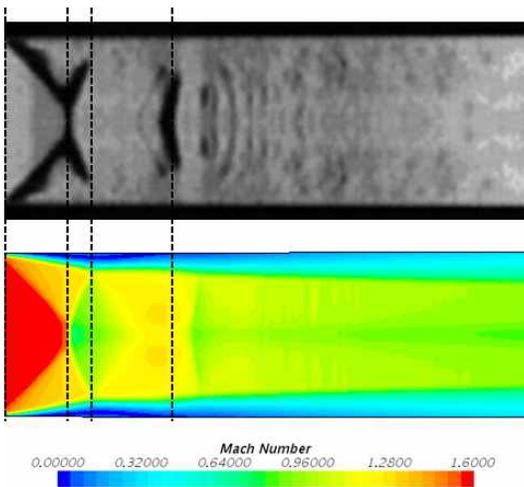


Fig. 3 Flow Structure Comparison of Experiment (upper [2]) and CFD(lower) at $\delta/h=0.08$

Fig. 4는 case #1에서 나타나는 벽면 압력을

나타낸 것이다. 이를 보면 전체적인 충격파 구조에 의한 압력상승 기울기는 잘 예측한다. 하지만 총 압력상승의 경우 실험에서는 전압력의 약 60%를 예측한데 비해 전산유동해석결과에서는 약 58%를 예측하여 약 3%가량 총 압력상승을 과소평가 하였다.

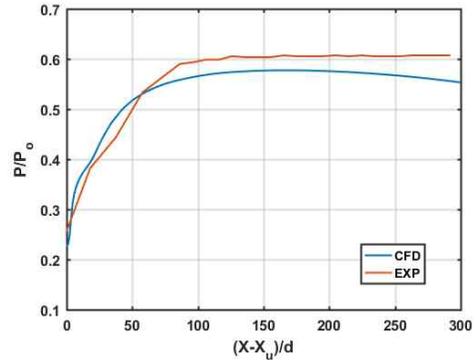


Fig. 4 Wall Static Pressure Distribution at $\delta/h=0.08$

3.2 Case #2 ($\delta/h=0.27$)

마찬가지로 $\delta/h=0.27$ 일 때 유동장 구조비교를 Fig. 5에 나타내었다. $\delta/h=0.08$ 이었던 case #1과 마찬가지로 첫 번째 충격파의 분기점 위치 및 충격파 발들의 위치 등은 실험 결과와 잘 일치한다. 하지만 분기되지 않는 두 번째 및 이후 충격파들이 실험보다 더 간격이 멀게 형성되었다.

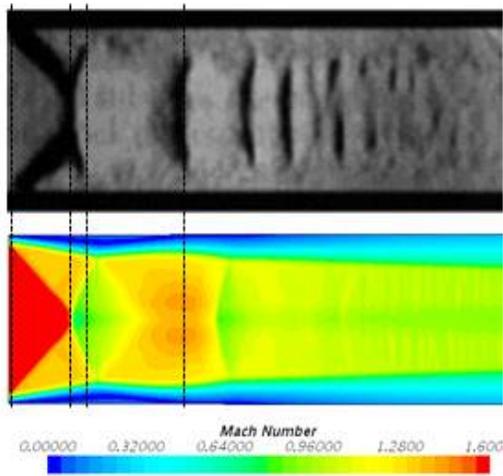


Fig. 5 Flow Structure Comparison of Experiment (upper [2]) and CFD(lower) at $\delta/h=0.27$

Fig. 6는 case #2에 해당하는 벽면 압력분포를 나타낸 것이다. 초기 압력상승추이는 비슷한 형태를 보이지만 총 압력상승의 경우 실험에서 약 전압력의 57.4%를 보이는데 비해 전산유동해석에서 약 3% 과대평가하여 약 59.1%를 나타낸다.

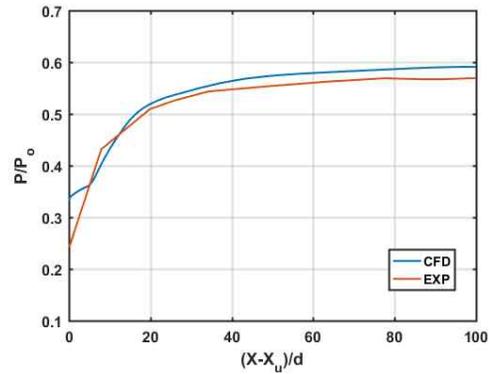


Fig. 6 Wall Static Pressure Distribution at $\delta/h=0.27$

4. 결 론

등단면적 덕트에 초음속 유동이 지나며 생길 수 있는 의사충격과 구조에 대해 전산유동해석을 진행하였다. 계산결과는 실험결과에 비교되었으며 유동구조 및 압력상승 추이는 첫 번째 충격과 근처에서는 잘 맞았으나 이어지는 두 번째 이후 충격과 간 거리는 과대평가되었고 압력상승은 오차범위 약 3% 이내로 예측되었다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소(15-201-502-025)의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Carroll, Bruce F., and J. Craig Dutton. "Characteristics of multiple shock wave/turbulent boundary-layer interactions in rectangular ducts." *Journal of Propulsion and Power* 6.2 (1990): 186-193.
2. Matsuo, Kazuyasu, Yoshiaki Miyazato, and Heuy-Dong Kim. "Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows." *Progress in aerospace sciences* 35.1 (1999): 33-100.
3. Sun, Li Qun, et al. "Numerical and experimental investigations on the Mach 2 pseudo-shock wave in a square duct." *Journal of Visualization* 6.4 (2003): 363-370.