

초음속 유동장에 놓인 공동 유동에 대한 연구

권 기 범^{*1}, 윤 용 현^{*2}, 홍 승 규^{*3}

The Study on Cavity Flow in Supersonic Flow Field

Y. H. Yoon, S. K. Hong, K. B. Kwon

In this study the numerical analyses on cavity flow in supersonic flow field are conducted. According to the length-to-depth ratio of cavity, the shear layer is changed, consequently influencing on vortex structure inside the cavity. Especially in case the fluid flow outside cavity impinges inside the cavity, the oscillation of the cavity flow is identified. Another result is that though the cavity flow shows the unsteadiness, characteristics of cavity flow can be represented by pressure coefficients converged.

Key Words: 공동 유동(Cavity Flow), 전단층(Shear Layer), 와류 구조(Vortex Structure)

1. 서 론

유동 흐름 방향으로의 공동(cavity)의 존재는 공동 근처에서 유동의 압력, 밀도, 속도 등의 유동 변수의 큰 요란을 초래하게 된다. 공동 유동에서는 외부 흐름과 공동 내의 유동장을 구분하게 되는 전단층(shear layer)이 존재하게 되며 이는 공동의 길이방향으로 형성된다. 공동 유동은 일반적으로 복잡한 유동현상을 수반하게 되며 공동 외부영역과 내부영역의 상호작용에 의한 전단층의 진동을 유발하게 된다.

공동 유동에 대한 수치적 시뮬레이션을 수행한 예는 그다지 많지 않다. Suhs[1]는 공동유동에 대해 Baldwin-Lomax 난류 모델을 공동 유동내에 적용하고 외부 유동장은 층류로 가정하여 수치적 계산을 수행한 바 있으며, Chung-Jen [2][3]등은 초음속 유동장에 놓인 공동 흐름의 물리적 현상을 규명하기

위해 Baldwin-Lomax 난류 모델과 DTLNS(Double Thin Layer Navier Stokes) 시뮬레이션을 이용하였다. 이들은 공동 흐름에서 압축파(compression wave)의 공동 내의 전파와 이에 의한 와류(vortex)의 발생과 상호작용을 설명하였다.

최근의 이러한 연구의 결과에 대한 공통적인 내용은 초음속 유동장에 놓인 공동흐름의 특징은 본질적으로 비정상(unsteady) 유동 특성을 가지고 있으며 공동 외부의 흐름과 내부 유동장을 구분하는 전단층의 요란, 유동변수들의 진동 등을 들 수 있다. Heller와 Bliss[4]는 공동 내에서의 압력파의 상호작용의 구조(mechanism)를 설명하였다. 기본적으로 흐름에 반대방향으로의 압력파가 공동의 앞면에 도착하여 반사되고 다시 흐름방향으로의 압력파가 발생되어 이것이 반복되게 된다. 이러한 압력파의 진동현상은 결과적으로 공동 외부와 내부 흐름 사이의 전단층에 비정상성을 초래하게 된다. 따라서, 공동 흐름에 대한 특성은 많은 논문들에서 흔히 시간에 대해 평균적인 표면 압력 분포 등으로 표현된다.

본 논문에서는 초음속 유동에서의 공동 흐름에 대한 실용적인 유동해석을 위해 공동의 길이와 깊이에 대한 비(length-to-depth ratio)를 변화시켜 가며 수

*1 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

*2 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

*3 종신회원, 국방과학연구소 3체계개발본부 2부장

*E-mail : airborn@afa.ac.kr

치적인 시뮬레이션을 수행하여 공동 내부의 와류 특성에 대한 분석을 수행하였으며 공동의 전면(front face)에 대한 압력 계수를 산출하였다. 부가하여 공동 흐름의 비정상성에 대해서도 고찰하였다.

2. 본 론

2.1 수치 해석 방법

공동 유동에 대한 수치적 시뮬레이션을 수행하기 위해 상용 소프트웨어인 CFD-FASTRAN을 이용하였다. CFDRC사에서 개발된 FASTRAN은 density based flow solver로서 적용가능 범위는 아음속에서부터 극초음속에까지 이른다.

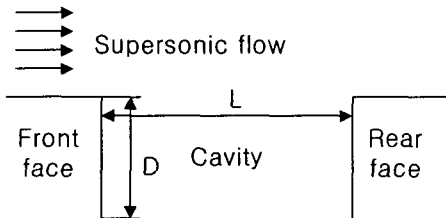


Fig. 1 Cavity geometry

Fig. 1에 공동 유동에 대한 기하(geometry)를 나타내었다. 공동 유동을 해석하기 위한 격자 생성은 역시 CFDRC사의 CFD-GEOM을 이용하여 정렬 격자계를 구성하였다. Fig. 2에 격자계를 나타내었다. 공동의 길이와 깊이의 비($L/D = \lambda$)에 따라 격자계는 바뀌며 Fig. 2에 나타난 격자는 $\lambda = 2.0$ 일 경우이다. $\lambda = 0.2$ 일 경우 공동에 사용된 격자는 61×61 이며 λ 가 증가함에 따라 적절히 길이방향의 격자수를 증가시켰다.

CFD-FASTRAN에서 제공되는 난류 모델로는 algebraic 난류 모델로 Baldwin-Lomax 난류 모델이 one-equation 난류 모델로는 Spalart-Allmaras 모델이 two-equation 난류 모델로는 $k-\epsilon$, $k-\omega$, Mentor's SST 모델이 제공된다. 본 연구에서는 난류 모델로 $k-\epsilon$ 모델을 선택하여 사용하였다. 해석 조건은 Table. 1에 수록되어 있다.

λ 의 변화는 0.2, 0.4, 1.0, 2.0, 4.0, 6.0, 8.0으로 주었으며 각각의 경우에 대해 수치적 시뮬레이션이 수행되었다.

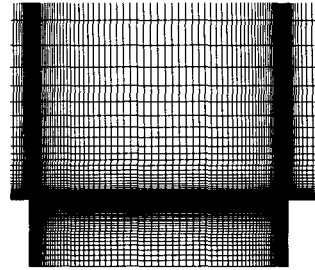


Fig. 2 해석 격자계

Table 1. Test Configurations

Test machine
Silicon Graphics Octane 2
Test flow conditions
• Free-stream Mach No. : 4.0
Solver conditions
• Roe's FDS scheme
• Higher order spatial accuracy (Osher-C)
• Fully implicit point jacobi iteration

3. 해석 결과 및 토론

3.1 λ 에 따른 유동 해석 결과

Fig. 3에 λ 에 따른 유동 해석 결과를 마하수에 대해 나타내었다. λ 가 증가함에 따라 공동 후면(rear face) 뒤쪽 흐름 방향으로의 벽면에서 경계층이 커짐을 알 수 있으며 모든 경우에 대해 공동 후면의 각이는 부근에서 전단층이 다소 변화가 있음을 알 수 있으며 $\lambda = 4.0$ 이하인 경우에는 전단층의 굴곡(curvature)이 거의 직선 형태이나 $\lambda = 6.0$ 인 경우 공동의 외부 흐름이 공동 내부로 유입되는 현상을 보이면서 전단층이 다소 오목한 형태(concavity)로 변형이 되었음을 알 수 있다.

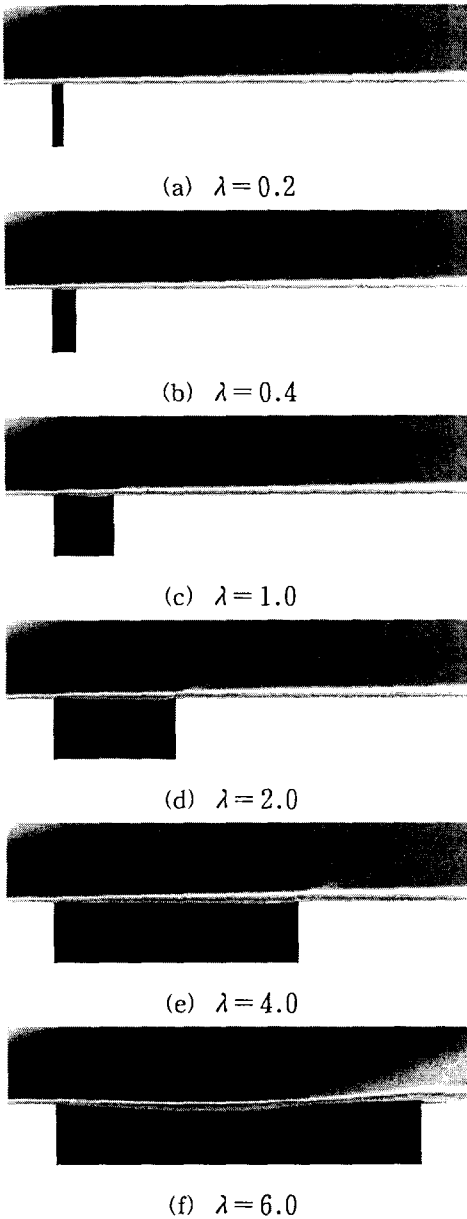


Fig. 3 λ 에 따른 해석 결과 (Mach Number Contour)

Fig. 4는 $\lambda=8.0$ 인 경우에 대한 해석 결과를 마하수에 대해 나타낸 그림으로 유선은 동일한 격자에서 각각 주어진 것이다. Fig. 4 (a)의 경우 공동 속으로 (b)에 비해 더 많이 유동이 진입하며 공동의 후면에서 전단층의 끝이 (b)보다 더 높게 올라와 있음을 알 수 있다. Fig. 4. (a)와 (b)는 정상 유동해석에서 Residual이 수렴하지 않고 진동하면서 반복적

으로 나타난다.

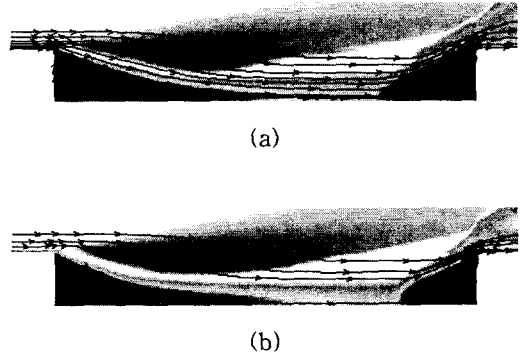


Fig. 4 $\lambda=8.0$ 인 경우 해석 결과

3.2 λ 에 따른 공동 전면의 압력 계수의 변화

λ 에 따른 공동 전면에 대한 압력 계수의 변화가 Fig. 5에 나타나 있다.

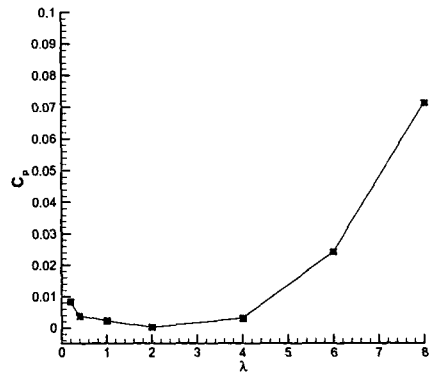


Fig. 5 λ 에 따른 C_p 값의 변화

공동 전면의 압력계수 C_p 는 공동 뒷쪽으로 (+)이다. λ 가 2.0 까지 감소하다가 $\lambda=2.0$ 을 넘어서 다시 증가하는 것을 볼 수 있다. 압력계수 C_p 는 공동 유동 현상의 진동에 의해 평균적인 압력계수의 수렴성을 통해 얻어진 값이다. $\lambda=2.0$ 인 경우에 대해 유동 변수 중 밀도 ρ 에 대한 residual의 수렴 과정을 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6에 보여지는 바와 같이 수치적 계산의 초기에 유동

변수들의 무의미한 일시적인 값(transient value)들이 어느 정도 사라지고 난 후부터 진동 현상이 보여짐을 알 수 있다. 특징은 residual의 진동이 시작된 후 일정한 진폭으로 감소, 증가를 반복하는 것이다. CFL 값의 변화는 단지 주기의 변화만을 초래하였다.

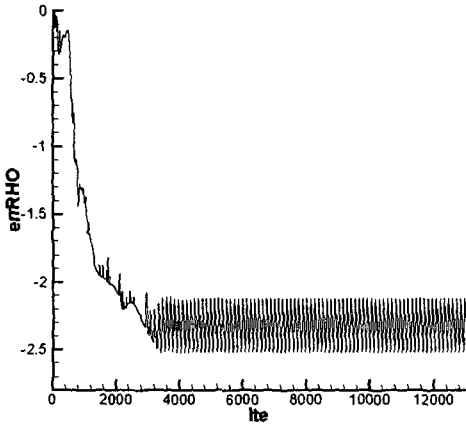


Fig. 6 Residual history for ρ

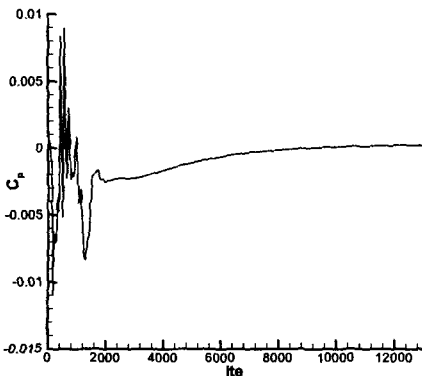


Fig. 7 C_p history

정상 유동 해석 간에 C_p 값의 수렴과정을 Fig. 7에 나타내었다. 반복 계산의 초기에 유동변수들의 일시적인 값이 존재할 때는 그 값이 크게 변화하다가 Fig. 6에서 진동이 시작될 때부터 천천히 값이 변하여 일정한 값으로 수렴해 가고 있음을 알 수 있다.

3.3 λ 에 따른 와류 구조(Vortex Structure)

λ 에 따른 와류 구조가 Fig. 8에 나타나 있다. 그림에서 보는 바와 같이 $\lambda=1.0$ 인 경우에는 와류가 크게 하나로 발생하며 공동의 윗부분을 제외하고는 거의 대칭임을 알 수 있다.

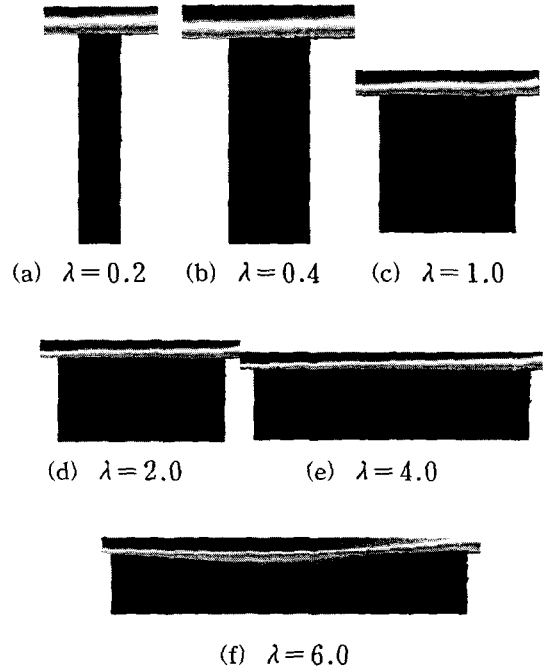


Fig. 8 λ 에 따른 와류 구조

$\lambda=1.0$ 이하인 경우에는 아래, 위 쌍으로 와류가 발생하며 두 개의 와류의 상방향으로의 흐름이 전면과 만나는 부분에서 전면의 다른 부분보다 압력이 상대적으로 높다. $\lambda=1.0$ 보다 큰 경우에는 거의 대칭이었던 와류 구조가 후면으로 와류의 중심이 이동하면서 와류 구조가 확산됨을 알 수 있다. 이러한 경우 전면에서 압력이 다른 부분에 비해 상대적으로 높게 나타나는 부분은 와류의 상방향으로의 흐름이 전면과 만나는 부분과 전면의 윗부분에서 나타난다. λ 가 점점 더 커져 $\lambda=6.0$ 인 경우에는 흐름방향으로 와류가 쌍으로 발생함을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 초음속 유동장에 놓인 공동에 대한 수치적 시뮬레이션을 수행하여 공동 유동장을 해석하였다. 공동의 길이와 깊이의 비 l/d 에 따라 전단층의 형태가 변화하며 이러한 전단층의 변화는 공동 내부의 와류 구조의 변화에 상당한 영향을 끼칠 수 있었다. 특히 공동 외부의 유동이 공동 내부로 유입되는 경우 유동장의 진동현상을 확인할 수 있었다.

공동 유동장의 진동은 비정상성의 특징을 보이지만 공동 전면의 압력계수의 수렴과정을 통해 일정한 값으로 수렴한다는 사실로부터 공동 유동장의 성질들은 이러한 평균적인 압력 계수 등으로 나타낼 수 있음을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1] Shuh, N. E., "Computations of Three-Dimensional Cavity Flow at Subsonic and Supersonic Mach Numbers", *AIAA Paper 87-1208*, June 1987.
- [2] Chung-Jen, T., Orkwis, P. D. and Disimile, P. J., "A Comparison of Baldwin-Lomax Turbulence Models for 2-D Open Cavity Computations", *AIAA J.*, Vol. 34, No. 3, March 1996, pp. 629-631.
- [3] Chung-Jen, T., Orkwis, P. D., and Disimile, P. J., "Algebraic Turbulence Model Simulations of Supersonic Open Cavity Flow Physics", *AIAA J.*, Vol. 34, No. 11, November 1996, pp. 2255-2260.
- [4] Heller, H. and Bliss, D., "Aerodynamically Induced Pressure Oscillations in Cavities : Physical Mechanisms and Suppression Concepts", *U.S AirForce Fluid Dynamics Lab., AFFDL-TR-73-133*, Dayton, OH, February 1975.
- [5] Donald P. Rizzetta, "Numerical Simulation of Supersonic Flow Over a Three-Dimensional Cavity", *AIAA J.*, Vol. 26, No. 7, July 1988, pp. 799-807.
- [6] Mansop Hahn, "Experimental Investigation of Separated Flow over a Cavity at Hypersonic Speed", *AIAA J.*, Vol. 7, No. 6, June 1969, pp. 1092-1098.
- [7] Algacyr Morgenstern Jr. and Ndaona Chokani, "Hypersonic Flow Past Open Cavities", *AIAA J.*, Vol. 32, No. 12, December 1994, pp. 2387-2393.