

초음속 충돌 제트에 대한 비정상 유동 해석

Unsteady Flow Analysis of Supersonic Impinging Jet

*김성인¹⁾, 박승오²⁾, 홍승규³⁾

Sung-In Kim, Seung O Park, Seung Kyu Hong

Numerical simulations of the supersonic impinging jet flows are carried out using the 3D Navier-Stokes code. This paper is focuses on the unsteady flow features associated with stagnation bubbles and other oscillatory behavior. The 3D code was validated by reproducing the results of Lamont's experiments. Computation is carried out for the cases in which the unsteadiness of the plate shock has been observed experimentally. The computational results confirm the oscillatory feature in several kHz. Unsteady calculation with algebraic turbulence model is also performed. It is found that the laminar and turbulent results have some discrepancy in the transient period. However, both of them reveal the oscillatory behavior with similar frequency.

1. 서론

초음속 충돌 제트는 STOVL (short take-off and vertical landing) 비행체가 이착륙이나 지면 근처에서 hovering할 때, 발사체나 유도탄 등의 수직 발사 등에서 나타나며, 고온·고속의 비정상 유동으로 복잡한 유동 구조의 특징을 지닌다.

초음속 충돌 제트 유동에 대한 유체역학적, 음향학적 특성에 대한 연구는 지난 30여 년 동안 많은 연구자들에 의하여 수행되었다. 초기의 연구들은 주로 제트 유동의 구조 및 유체역학적 특성치들에 대하여 연구되었는데, Donaldson 등 [1]은 슬리켄 사진을 이용하여 유동가시화를 하였으며, 충돌 표면에서의 평균 압력 분포 등을 충돌 거리 및 충돌 면의 형태에 따라 측정하였다. 여러 연구들로부터 알려진 충돌 제트의 특징을 충돌 영역의 서로 다른 유동 특성에 따라 두 개의 개략도로 Fig.1과 같이 나타낼 수 있다[2]. Fig.1에서 (a)는 충돌면 위에 stagnation bubble이 존재하는 경우이고, (b)는 그렇지 않은 경우이다. 이러한 유동 구조는 충돌제트의 유동 조건에 따라 결정된다.

Kalghatgi 등[3]이 이와 같은 bubble 현상에 대하여 규명하고자 하였다. 초음속 제트가 평면에 충돌하면 유속은 감소하게 되고, plate shock을 생성하게 된다. 과소 팽창된 제트 플룸에서는 충격파(barrel shock)가 존재하게 되고, 이는 plate shock과 만나 삼중점 (triple-shock structure)을 만들게 된다. 이때 마지막 충격파를 tail shock이라 부른다. slip line으로 불려지는 shear layer가 삼중점으로부터 야기되어 평면에 충돌하게 된다. 이 slip line의 정체점 압력이 상승하여 충분히 커지면 박리와 함께 stagnation bubble을 생성하게 된다. 이때의 충돌면의 압력 분포는 Fig.1의 (a)와 같이 분포하게 된다.

초음속 충돌 제트의 음향학적 주파수와 유체역학적 비정상 압력의 주파수 특성은 비슷한 경향을 보이는데, 충돌음 (distinct impingement tones)의 음향 특성과 같은 경향을 비정상 압력의 주파수에서도 확인할 수 있다. 이처럼 음향학적 특성과 유체역학적 특성은 친밀한 관계를 보이지만 항상 같은 특성 주파수를 가지는 것은 아니다. 특히 정체점 부근에서 bubble이 존재하게 되면 이 영역은 매우 복잡하고 큰 비정상 경향을 보이게 된다[2].

1) 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원

2) 한국과학기술원 항공우주공학전공

3) 국방과학연구소

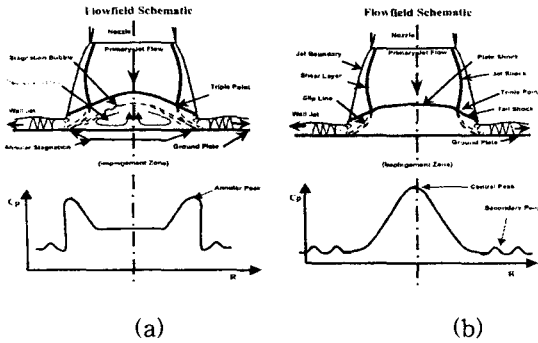


Fig. 1 Schematics of supersonic impinging jet[2]

초음속 충돌 제트의 특성을 결정짓는 중요한 인자 중 하나인 stagnation bubble은 오직 파소 팽창 제트의 경우에만 나타나며 아직 명확한 원인파 bubble 존재 영역의 경계치 등에 대해서는 규명되지 않았다. 이런 bubble은 충돌 제트의 비정상 특성과 밀접한 관련이 있는 것으로 알려져 있는데, 이와 같은 비정상 유동을 Lamont 등[4]은 bubble이 반복적으로 생겨났다 사라지는 저주파수 영역(1-10Hz), acoustic standing waves가 존재하는 고주파수 영역, 그리고 평판과 진동하는 plate shock 사이에서 large pressure fluctuations (14-20kHz)이 나타나는 영역으로 분류하였다.

본 연구에서는 3차원 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 초음속 충돌 제트 유동장에 대한 수치 해석을 수행하여, 이 유동을 지배하는 물리적 특성에 대한 이해를 넓히고, 충돌 제트에서의 bubble, 진동 현상과 연관된 비정상 유동 특성에 대하여 살펴보고자 한다.

2. 수치 해석 기법

압축성 유체의 지배방정식인 Navier-Stokes 방정식을 3차원 직교 좌표계(x,y,z)에서 미분형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z}$$

위의 식에서 Q는 보전 변수 벡터를 의미하고, E, F, G는 각각 x,y,z방향의 비점성 유동 벡터를 아래첨자 v는 점성 유동 벡터를 나타낸다. 압력은 완전기체(calorically perfect gas)의 상태 방정식으로부터 주어진다.

지배방정식을 적분하기 위한 수치 해석 기법은 기본적으로 유한 체적법(finite volume method)을 사용하였는데, 이때 공간이산화 기법으로 셀 경계면에서 수치 플럭스를 계산하기 위하여 비점성과 점성으로 나누어 계산하였다. 먼저 점성 플럭스는 중앙차분식(central difference)으로 계산하였고, 비점성 수치 플럭스의 계산에는 MLDFSS (Modified Low Diffusion Flux-Splitting Scheme)[5]를 사용하였다. 시간 적분을 위한 내재적(implicit) 방법으로는 Pulliam[6]의 subiteration method를 사용하였다.

본 계산에 사용된 MLDFSS는 새로운 조절변수 anti-diffusive correction을 이용하여 강한 불연속영역에서는 van Leer 기법, 그 외 영역에서는 LDFSS[7]의 성질을 갖음으로써 점성영역에서의 정확성과 안정된 충격파의 포획이 가능하다. point SGS는 3차원으로 확장이 쉽고 근사인수분해에 의한 오차를 포함하지 않으므로 비교적 큰 CFL 값으로 안정된 계산을 한다[5].

3. 결과 및 토의

Lamont 등[4]이 사용한 노즐과 실험 조건 등이 동일한 경우에 대하여 재계산을 수행한 후, 실험 결과와의 비교를 통하여 3차원 초음속 충돌 제트 계산에 대한 코드 검증을 수행하고자 한다. Lamont 등은 convergent-divergent 형태의 노즐을 사용하였으며, 노즐목의 지름은 21.4mm이고, 노즐출구의 지름은 30mm이다. 노즐 출구 압력과 대기압과의 비(PR= p_e/p_a)가 1.2와 2.0인 경우들로 파소팽창된 초음속 노즐 유동에 대하여 실험을 수행하였다. Fig. 2는 PR=1.2이고 노즐 출구 직경(D)과 노즐 출구로부터 충돌면까지 거리(H)의 비(H/D)가 4.0인 경우에 대한 정상 상태 해인 등밀도 선도를 실험 결과인 shadowgraph와 비교 도시한 것이다. Fig. 2를 살펴보면 shock cell과 plate shock 등의 유동 구조를 잘 모사하고 있고 실험 결과와 잘 일치함을 확인 할 수 있다.

참고문헌[4]에 의하면 여러 실험 경우 중에서 압력비(PR)가 1.2인 경우는 거리비(H/D)가 1.5인 경우, 그리고 압력비(PR)가 2.0인 경우는 거리비(H/D)가 2.0, 2.44, 3.0인 경우에 비정상 유동 특성을 보였으며, 이는 Hartmann generator mechanism에 의한 진동으로 보여진다고 언급했

다. 따라서 본 연구에서는 비정상 유동을 보인 경우에 대한 3차원 비정상 수치해석을 수행하여 초음속 충돌 제트의 비정상 특성을 이해하고자 하였다.

먼저 비정상 계산을 위한 time step test를 수행하였다. 압력비(PR)가 2.0이고 거리비(H/D)가 2.0인 경우에 CFL 수가 10(nondim. time step $dt=3.2e-5$)인 경우(solid line)와 20($dt=6.4e-5$)인 경우(dotted line) 그리고 초기 transient한 범위에서는 10 그리고 점진적으로 40까지 증가한 경우(dashed line)에 대한 충돌면에서의 압력 변화를 Fig. 3에 비교 도시하였다. 여기서 압력은 챔버 압력(21.4atm)으로 무차원화 한 값으로, I은 노즐 중심축과 충돌면이 만나는 stagnation point에서 radial 방향으로 노즐 출구 반경(R)의 0.67배만큼 떨어진 곳에서의 압력 변화를, II는 마찬가지로 center에서 1.12R 만큼 떨어진 곳에서의 압력 변화를 나타낸다. 세 경우 모두 거의 동일한 압력 변화를 보여주고 있다. 하지만 후반에서 CFL 수가 40에 도달한 경우에서 약간의 차이를 보이고 있지만, 주파수 분석 결과 같은 주파수로 거의 같은 진동 특성을 보이는 것으로 나타났다. 또한 초기의 transient 부분에서 CFL 수가 20이 넘는 경우는 발산하였다. 따라서 CFL 수가 20이하에서 초기의 transient 거동을 잘 묘사함을 알 수 있다.

다음으로 Fig. 4에 압력비(PR)가 1.2이고 거리비(H/D)가 1.5인 경우, 압력비가 2.0이고 거리비가 2.0 그리고 3.0인 경우에 대한 시간에 따른 충돌면에서의 압력 변화를 나타내었다. 모두 위에서 언급한 것과 마찬가지로 충돌 제트의 중심으로부터 약 1.1R 정도 떨어진 위치에서의 압력 변화이며, 챔버 압력(12.8atm at PR=1.2, 21.4atm at PR=2.0)으로 나눈 값이다. Fig. 4에서 알 수 있듯이 free jet의 특성에서와 같이 노즐 출구로부터 충돌면까지의 거리가 멀어질수록 충돌면에서의 압력이 낮아짐을 확인할 수 있다. 또한 참고문헌[4]에서 언급된 것과 마찬가지로 모두 실험에서와 같이 진동하는 비정상 유동을 확인할 수 있다. 이러한 비정상 유동에 대한 진동 주파수를 표. 1에 정리하였다. 모두 수kHz의 주파수를 가지고 있는데 이는 다른 초음속 충돌 제트에 관한 연구들[2,8]에서 제시된 주파수와 비슷한 범위를 나타내고 있는 것으로 보아 비정상 거동을 잘 묘사하고 있는 것으로 판단된다. 압력

비가 2.0이고 거리비가 2.0인 경우에 가장 규칙적이고 뚜렷한 진동 현상을 확인할 수 있었는데, 유동 조건에 따른 진동 특성의 관계는 보다 다양한 조건에 대한 수치 실험을 바탕으로 추가 연구가 필요할 것으로 생각된다.

Table 1. The frequencies of the impinging jets

압력비(PR)	거리비(H/D)	진동주파수(frequency)
1.2	1.5	약 2.3 kHz
2.0	2.0	약 4.0 kHz
2.0	3.0	약 2.5 kHz

Plate shock의 진동이 동반된 주기적 진동 특성에 대하여 압력비가 2.0이고 거리비가 3.0인 경우에 대한 한 주기 동안의 변화를 등압력선으로 Fig. 5에 제시하였다. Fig. 5에서 알 수 있듯이 제트의 충돌 영역에서 plate shock의 진동과 recirculation 영역의 주기적 변화가 서로 결합된 특성을 보여주고 있다. 또한 이때 충돌면에서의 최고 압력 분포가 충돌 제트의 중심이 아닌 주변에서 Ring 모양으로 분포하게 됨을 확인할 수 있다. 이는 충돌면에서의 평균 압력을 실험 결과와 비교한 Fig. 6에서도 확인할 수 있다.

초음속 충돌 제트의 충돌 영역은 복잡하고 비정상 특성을 가지며, 난류 강도가 클 것으로 예상된다. 따라서 보다 정확한 비정상 특성을 확인하기 위해서는 난류를 고려한 수치 해석이 수행되어야 할 것이다. 따라서 초음속과 아음속 및 recirculation 특성이 고려된 난류 모델을 사용하여 하지만, 먼저 이번에는 간단한 algebraic turbulence model인 Baldwin-Lomax model을 이용하여 난류 계산을 수행하였고 그 결과를 층류 결과와 비교하였다. Fig. 7에 압력비(PR)가 2.0이고 거리비(H/D)가 2.0 그리고 3.0인 경우에 대한 시간에 따른 1.1R 위치에서의 압력 변화를 도시하였다. 이때 거리비가 2.0인 경우는 x축에 대하여 5배 확장하여 나타낸 것이다. 즉 t=2까지의 결과이다. 층류 계산 결과(Fig. 4)에 비하여 난류 계산 결과에서는 진동의 진폭과 압력은 조금 다르지만 마찬가지로 주기적 진동 현상을 확인할 수 있다. 각각의 경우에 진동 주파수 또한 수kHz의 값(for H/D=2.0, 약 2.1kHz, for H/D=3.0, 약 2.5kHz)을 가지는 것으로 나타났다. 이때 거리비가 3.0인 경우는 층류의 경우나 난류

의 경우나 거의 비슷한 주파수를 가지는 것에 반하여 2.0인 경우는 다소 차이를 보이고 있다. Fig. 7에서 나타낸 것처럼 3.0인 경우는 층류에 비하여 난류의 경우는 transient 영역이 더 길게 나타난 것으로 보이며, 따라서 2.0인 경우에 대한 계산이 더 진행되어야 정확한 판단이 가능할 것으로 보인다.

Fig. 7에서 보여진 압력비가 2.0이고 거리비가 3.0인 경우, 충돌면에서의 압력 분포를 Fig. 8에서 살펴보면 비대칭 구조를 가지고 있음을 알 수 있다. 압력비가 2.0이고 거리비가 2.0인 경우를 제외하고 압력비가 1.2이고 거리비가 1.5인 경우, 그리고 압력비가 2.0이고 거리비가 3.0인 경우에는 층류와 난류 계산 모두 이와 같은 비대칭 구조를 나타내었다. 따라서 유동 조건에 따른 유동 구조의 특징이 다르게 나타나는 것이 아닌가 고민하였으나, 현재 사용하고 있는 수치 해석 방법 중 implicit time integration에서 approximate diagonalization 방법을 사용하고 있는데, 이는 경우에 따라 대칭성을 보장하지 못하는 것으로 발표되었다[9]. 따라서 비대칭 특성에 대해서는 수치 해석 기법의 검증 및 변화를 통하여 보다 정확한 비정상 초음속 충돌 제트에 대한 연구를 진행하여야 할 것으로 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 초음속 충돌 제트 유동에 대한 수치해석을 수행하기 위하여 3차원 비정상 압축성 유동 해석 코드를 완성하였고, 3차원 격자계를 구성하여 실험 결과를 재계산 함으로서 수치적 해의 검증을 수행하였다.

Lamont 등의 실험에서 비정상 거동을 보인 경우에 대하여 비정상 수치 해석을 수행하였으며, 그 결과 수kHz의 진동 주파수를 갖는 진동 현상을 확인 할 수 있었다. 하지만 아직 비정상 충돌 제트 유동에 대한 다양한 경우의 계산 결과를 얻지 못했으며, 진동 현상 및 비대칭 압력 분포에 대한 확인도 더욱 진행되어야 할 것이다.

따라서 대칭성이 검증된 수치 해석 기법을 도입하고, 압축성과 recirculation 특성이 고려된 난류 모델을 첨가하여 보다 정확한 3차원 비정상 유동 해석을 수행할 예정이다.

후기

본 연구는 국방과학연구소의 지원(MADC-401-010640)을 받아 수행되었으며 이에 감사 드립니다.

참고 문헌

- [1] Donaldson, C. D. and Snedeker, R. S., Journal of Fluid Mechanics, Vol. 45, Part 2, 1971, pp. 281-319
- [2] Alvi, F. S. and Iyer, K. G., AIAA 99-1829, 1999
- [3] Kalghatgi, G. T. and Hunt, B. L., Aeronautical Quarterly, Vol. 27, 1976, pp. 169-185
- [4] Lamont, P. J. and Hunt, B. L., Journal of Fluid Mechanics, Vol. 100, Part 3, 1980, pp. 471-511
- [5] 이창호, 박사학위논문, 한국과학기술원, 2001
- [6] Pulliam, T. H., AIAA 93-3360, 1993
- [7] Edwards, J. R., Journal of Computational Physics, Vol. 123, 1996, pp. 84-95
- [8] Elavarasan, R., Krothapalli, A., Venkatakrishnan, L. and Lourenco, L., AIAA Journal, Vol. 39, No. 12, 2001, pp. 2366-2373
- [9] Levy, Y., Hesselink, L. and Degani, D., AIAA 94-2287, 1994

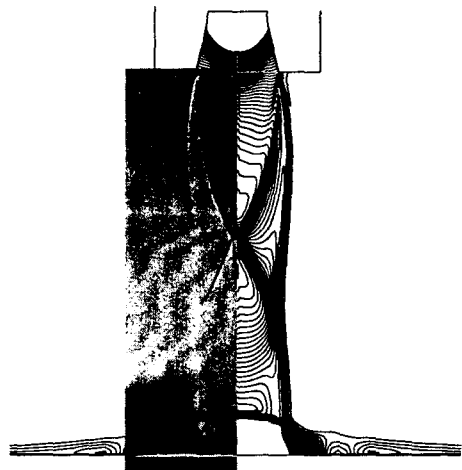


Fig. 2. Comparison of density contour with shadowgraph

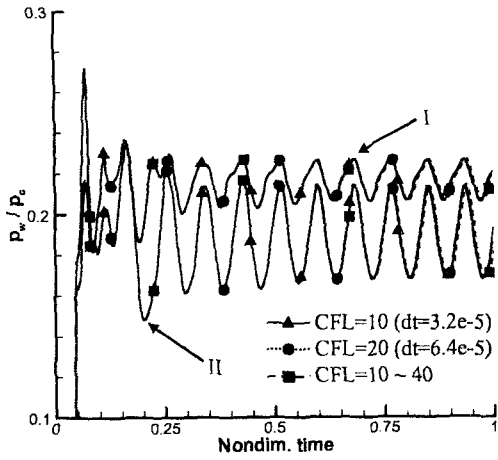


Fig. 3 Wall pressure histories for several time steps

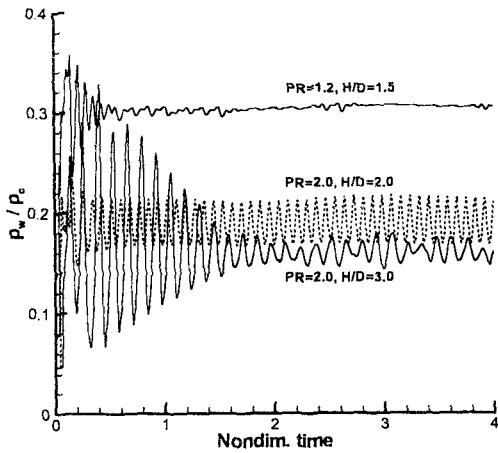


Fig. 4 Wall pressure histories of the laminar calculations for several jet conditions

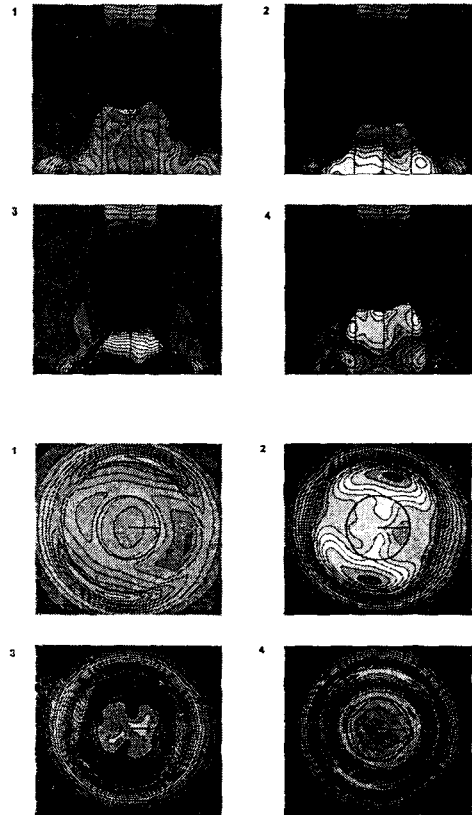


Fig. 5 Oscillation history with pressure contours (PR=2.0, H/D=3.0)

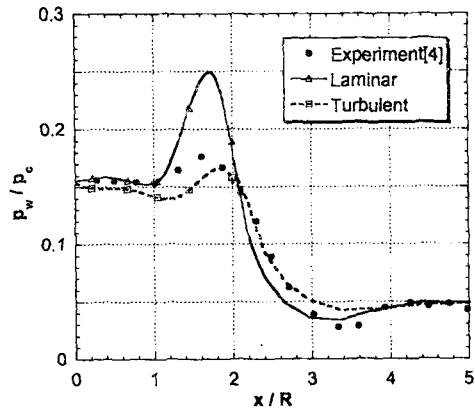


Fig. 6 Averaged wall pressure distribution (PR=2.0, H/D=3.0)

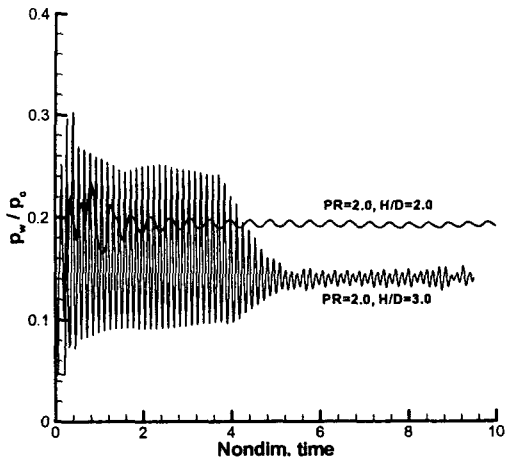


Fig. 7 Wall pressure histories of the turbulent calculations

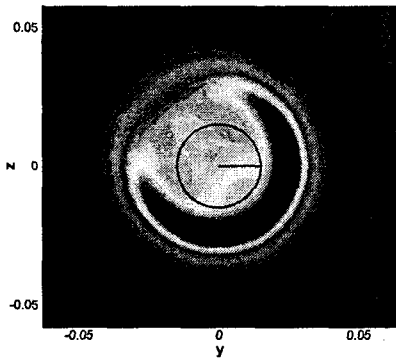


Fig. 8 Pressure distributions on the impinging plate