한국추진공학회 2003년도 춘계학술대회 논문집 pp.45~48 KSPE Spring Annual Meeting 2003

Missile Afterbody에서 Plume-Induced Flow의 제어에 관한 연구

임채민* · Young-Ki Lee** · 이장창*** · 김희동****

A Study of the Control of Plume-Induced Flow over a Missile Afterbody

Chae-Min Lim* · Young-Ki Lee** · Jang-Chang Lee*** · Heuy-Dong Kim****

ABSTRACT

The plume interference is a complex phenomenon, consisting of plume-induced boundary layer separation, separated shear layer, multiple shock waves, and their interactions. The base knowledge of plume interference effect on powered missiles and flight vehicles is not yet adequate to get an overall insight of the flow physics in plume-freestream flow field. Computational studies are performed to better understand the flow physics of the plume-induced shock and separation for Simple, Rounded, Porous-extension test model configurations. The present study simulates highly underexpanded exhaust plume effect on missile body at the transonic/supersonic speeds. In order to investigate the plume-induced separation phenomenon, Simple, Rounded and Porous-extension plate are attached to the missile afterbody. The computational result shows that the rounded afterbody and the porous-extension wall attached at the missile base can alleviate the plume-induced shock wave and separation phenomenon, and improve the control of the missile body.

초 록

plume 간섭 현상은 plume에 의한 경계층 유동의 박리, 강한 전단층 발생, 그리고 다수의 충격파들이 박리유동 및 전단층과 상호작용하게 되는 매우 복잡한 유동현상이며, 현재 미사일 등의 후미부에서 발생하는 plume 간섭 현상의 상세에 관해서는 잘 알려져 있지 않다. 본 연구에서는 plume 간섭현상을 이해하기 위하여 수치계산을 수행하였다. 수치계산에서는 천음속 및 초음속 자유유동에서 plume 간섭현상을 조사하기 위하여, 추진노즐로부터 발생하는 강한 부족 팽창제트를 모사하여 종래의 풍동실험의 결과와 비교하였다. 또 수치계산에서는 미사일 후미부에 Simple, Rounded, 다공-확장(porous-extension)벽을 적용하여, 이들이 plume 간섭현상에 미치는 영향을 조사하였다. 그 결과 Rounded, 다공-확장(porous-extension)벽은 plume에 의한 충격파와 경계층 유동의 박리 현상을 완화시킬 수 있었으며, 미사일 동체의 제어성능을 향상시킬 수 있음을 알았다.

1. 서 론

최근에 제한된 단면적으로 보다 높은 추력을 요구하는 미사일형상에 대한 개발의 필요성이 대두되고 있으며, 고도변화에 따른 미사일의 공기역학에 대한 관심이 증대되고 있다. 예를 들면, 고도변화로 인하여 야기되는 추진노즐의 배압변화는 추진노즐 출구에서 유동의 팽창상태를 결정하게 된다. 배압이 충분히 낮은 경우에 발생하는 부족팽창 제트는 동체의 후미부 부근에서 자유유동과 간섭하여, 경계층유동을 박리[1]시키거나, plume에 의한 충격파를 발생시키게 된다. 이

* 국립안동대학교 대학원 기계공학과(Andong Nat. Univ., Graduate of Engineering Coll., Dep. of Mech. Engineering)
** Aeronautical Engineering, Queen's University of Belfast, UK
,* 국립안동대학교 기계공학부(Andong National University, School of Mechanical Engineering)

러한 유동현상은 대개의 경우 동체의 pitching 모멘트 및 yawing 모멘트를 결정하는 중요한 요인으로 작용하게 되므로, 동체의 안정성과 제어성능에 큰 영향을 미칠 수 있다.[2]

Fig. 1은 미사일 동체 후미부 근처에서 발생하는 plume interference 유동현상을 도식적으로 나타내었다.[3] 추진 노즐로부터 방출되는 부족팽창제트는 자유유동과 간섭하여, 동체 벽면을 따라 발생하는 경계층유동은 박리하게 되고, 동체 후미부 부근에서 경사충격파가 발생하게 된다. 이러한 충격파는 부족팽창 제트 및 자유유동과 상호작용을 하여, 충격파 및 박리유동이 시간적으로 불규칙하게 변동하는 매우 복잡한 유동으로 된다. 이로 인하여 미사일 동체 후미부에서 발생하는 강한 압력변동은 미사일의 안정성을 저해하는 중요요인이 된다. 따라서 미사일 동체 후미부 부근에서 발생하는 충격파와 경계층 박리현상의 제어기술 및 유동장의 해석법은 추진체의 설계에 있어서 대단히 중요하다.

종래 미사일 후미부 부근에서 발생하는 plume과 자유유동의 상호작용을 조사하기 위하여, 많은 풍동실험이 수행되었다. Salmi[4]와 Hinson 등[5]은 부족팽창 제트가 초음속으로 비행하는 미사일 동체의 정적 안정성(static stability)에 미치는 영향을 연구하였다. 그들의 연구결과에 의하면, plume 간섭효과는 미사일에 작용하는 공기역학적 힘들과 모멘트들을 변화시키며, 미사일 동체의 후미부의 압력분포에 큰 영향을 미친다고 보고하였다. Wu 등[6]은 천음속 유동장에서 plume의 유무가 축대칭 물체 주위의 유동에 미치는 영향을 연구하여, 동체선두부 및 중간부분에서 발생하는 공기역학에 미치는 기체의 점성효과는 크지 않았지만, 동체 후미부에서는 중요한 영향을 미친다는 것을 지적하였다.

미사일 후미부에서 발생하는 plume에 의한 충격파와 박리현상을 상세히 이해하는 것은 동체의 공기역학적인 설계에 있어서 대단히 중요할 뿐만 아니라 학술적인 측면에서도 상세히 연구되어야 할 중요한 과제임에 틀림없다. 본 연구에서는 수치해석 방법을 이용하여, 미사일 후미부에서 발생하는 plume interference 현상을 조사하였으며, 미사일 동체 후미부를 Rounded 형 및 다공벽 등을 적용하여 이들이 간섭현상에 미치는 영향을 조사하였다.

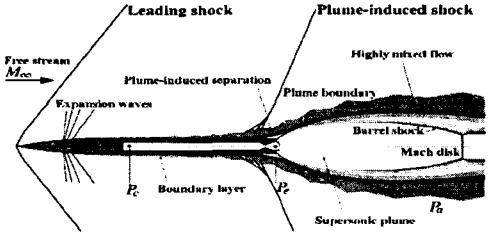

Fig. 1 Plume-free stream interaction

2. 수 치 해 석 방 법

Fig. 2는 본 연구에서 적용된 미사일 형상과 추진노즐 출구부를 약간 수정한 Rounded형 및 다공벽을 도식적으로 나타낸다. Fig. 2(a)는 선두부가 단순한 ogive형상이며, 핀이 장착되지 않은 후미부로 구성된다. 미사일의 동체의 직경을 D로 가정하는 경우, 동체의 길이는 13D이며, 그림에 나타낸 바와 같이 cone의 길이는 4D이다. 한편 본 연구에서 적용된 미사일의 D는 풍동실험의 결과와 비교하기 위하여, D=63.5 ㎜로 고정하였으며, 설계 마하수(M_d)가 2.7인 추진노즐이 후미부에 장착되어 있으며, 노즐의 확대각은 20°이다. 또 Fig. 2(b) 및 (c)는 후미부 base corner를 Round형으로 수정한 형태를 나타내며, 각각 R63과 R126모델을 정의하였다. 그리고 Fig. 2(d) 및 (e)는 동체 후미부에 길이 l_p를 가지는 다공벽(기공율 50%)을 설치한 형태를 나타내며, 본 연구에서 이 모

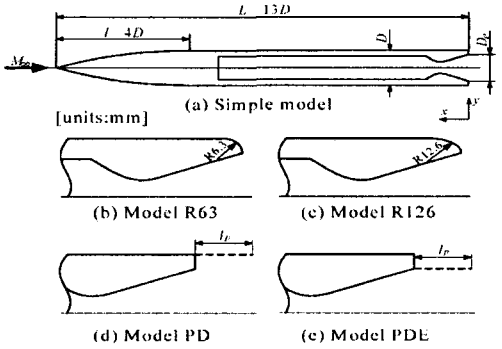

Fig. 2 Missile test configurations

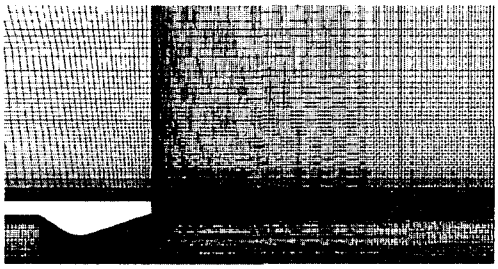

Fig. 3 Structured grids near the simple afterbody

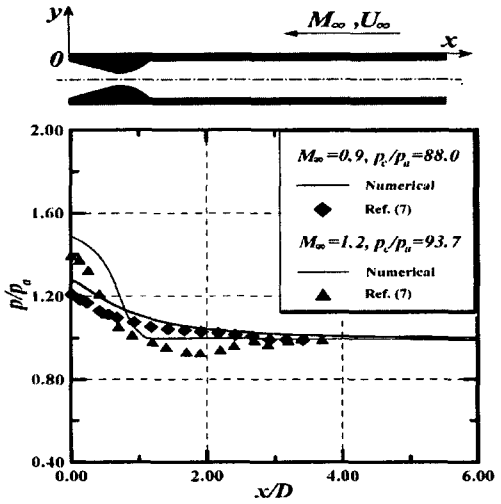

Fig. 4 Comparison the present computational results with wind tunnel tests

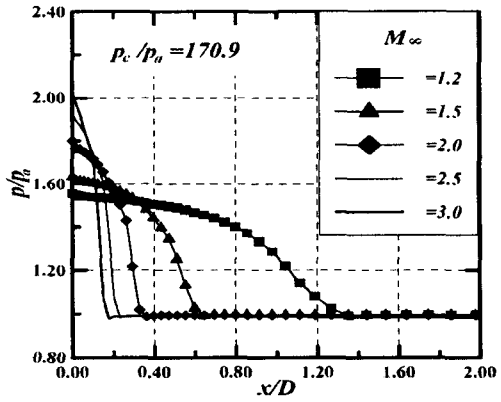

Fig. 5 Static pressure distributions along the Simple afterbody at supersonic speeds

델을 각각 PD와 PDE로 정의하였다.

수치계산에서는 미사일동체 주위에서 발생하는 복잡한 압축성 유동들을 해석하기 위하여 상용 계산 코드(Fluent 6)를 사용하였다. 계산에서 사용된 지배방정식은 축대칭, 압축성 Navier-Stokes방정식에 RNG k-ε을 적용하여, 유한체적법으로 지배방정식을 이산화 하였다.

Fig. 3은 본 수치계산에서 적용된 격자의 일부를 나타낸다. 수치계산의 경우 연소실의 압력 p_c와 대기압 p_a의 비인 노즐 압력비(p_c/p_a)에 따른 plume의 부족팽창 정도가 달라지게 되므로, 효과적인 계산을 위하여 예비 수치실험을 수행하였다. 계산격자수도 얻어지는 수치해에 영향을 미칠 수 있으

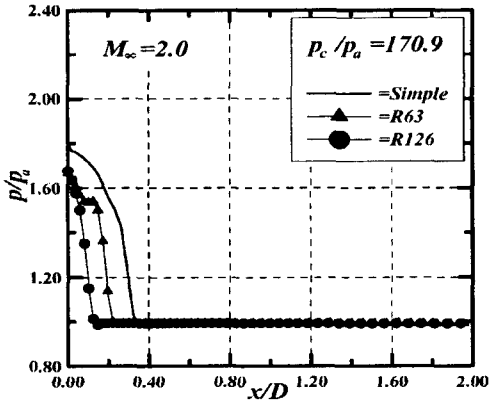

Fig. 6 Static pressure distributions along the Simple and Rounded afterbody surfaces

므로, 충격파, 전단층, 그리고 경계층유동과 같은 상태량의 큰 구배를 가지는 유동부근에 격자를 집중배치 하였다.

본 수치계산에서는 노즐 압력비(p_c/p_a)와 자유유동의 마하수(M_∞)를 각각 50~350과 0.9~3.0의 범위에서 변화시켰다. 또 자유유동의 대기압은 1기압으로 가정하였으며, 온도는 288.15K로 고정하였다.

4. 결과 및 고찰

Fig. 4는 Simple 모델에서, 자유유동 마하수와 노즐 압력비에서의 변화가 충격파 하류에서 미사일 후미부 표면을 따라 발생하는 정압분포에 미치는 영향을 본 수치계산결과와 종래 실험결과[9]를 비교하여 나타낸다. 결과간 차이는 복잡한 유동현상으로 발생하는 압력상승을 정확하게 평가하지 못하는 CFD 코드의 한계성과 풍동내부의 제한된 공간으로 인하여 내부모형, 풍동 벽과 wave간의 상호작용 때문이다.

Fig. 5는 Simple, p_c/p_a=170.9인 경우, M_∞의 증가가 충격파 하류에서 미사일 후미부 표면을 따라 발생하는 정압분포에 미치는 영향을 보여준다. M_∞가 증가함에 따라, 충격파가 하류에서 발생하며, 경계층유동 박리영역은 감소한다. 그러나, 하류의 급격한 유동을 충족시켜주기 위하여 강한 충격파가 발생하며, 강한 충격파는 후미부 경계층과의 상호작용으로 표면정압을 변동시켜 미사일의 안정성을 저해할 수 있다.

Fig. 6은 M_∞=2.0, p_c/p_a=170.9인 경우, 미사일 후미부 곡률반경의 변화가 충격파 하류에서 미사일 후미부 표면을 따라 발생하는 정압분포에 미치는 영향을 나타낸다. R/D가 증가

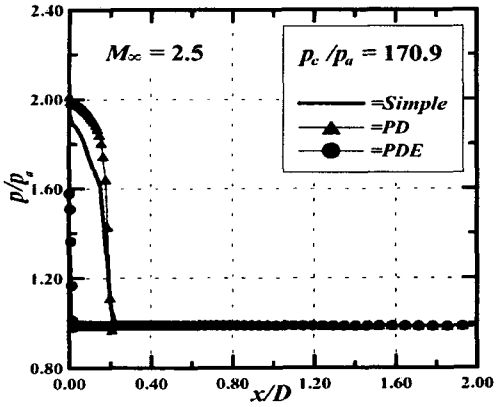

Fig. 7 Static pressure distributions along the afterbodies of Simple and Porous-extension

함에 따라, plume에 의한 충격파는 하류에서 발생한다. 곡률반경에 따라 충격파가 발생하는 위치는 다르지만, 충격파 하류에서 정압의 상승은 비슷하다. 그러므로, Round의 곡률이 충격파의 발생위치에 영향을 미치지만, 충격파의 강도에는 영향을 주지 않는다.

Fig. 7은 p_c/p_a=170.9, M_∞=2.5인 경우, 다공벽의 부착위치가 충격파 하류에서 미사일 후미부 표면을 따라 발생하는 정압분포에 미치는 영향을 나타낸다. 모델 PD인 경우, plume에 의한 충격파가 Simple 모델과 유사한 위치에 존재하지만, 충격파로 인한 정압상승이 더 크다. 이것은 plume에 의한 강한 충격파와 경계층유동간의 상호작용으로 미사일 후미부 표면압력 변동이 더 크게 발생한다는 것을 의미한다. 모델 PDE 경우, 충격파가 다른 두 경우 보다 하류에서 발생하며, 약한 충격파로 인한 압력증가가 작고 경계층유동과의 상호작용이 작다. 그러므로, plume간섭현상을 제어하기 위하여, 다공벽의 부착위치가 신중하게 선택되어야 한다.

5. 결 론

본 연구에서는 수치해석 방법을 이용하여, 미사일 후미부에서 발생하는 plume interference 현상과 미사일 동체 후미부를 Rounded형 및 다공벽을 적용하여 이들이 간섭현상에 미치는 영향을 조사하였다.

(1) 강한 부족팽창 jet plume으로 천음속으로 비행하는 Simple 모델의 미사일의 경우, M_∞의 증가는 plume에 의한 충격파를 하류로 이동시켜 박리영역을 감소시키지만, 하류유동을 충족시켜주기 위한 강한 충격파를 발생시킨다.

(2) Rounded 후미부는 기본모델과 비교하여 plume에 의한 충격파의 발생을 하류방향으로 이동시켜 충격파에 의한 경계층유동의 박리영역을 감소시키고, 충격파의 강도를 약화시켜 경계층 유동과의 상호작용을 감소시킨다. 따라서, 미사일 후미부 끝에 rounding을 적용하여 plume 의한 충격파와 경계층 유동의 박리를 제어할 수 있다.

(3) 미사일 후미부에 다공벽을 적용시키는 것은 plume에 의한 충격파의 강도와 충격파 뒤 정압의 상승을 고려하여, 표면압력 변동을 최소화할 수 있는 다공벽의 부착 위치를 신중하게 선택해야 한다. 다공벽을 노즐 출구에 부착한 경우는 그 좋은 예가 될 수 있다.

참 고 문 헌

1. Alpinieri, L. J. and Adams, R. H., "Flow Separation Due to Jet Pluming," AIAA Jour., Oct. 1966, Vol.4, No.10, pp. 1865-1866.
2. Fetterman, D. E. Jr., "Effects of Simulated Rocket-Jet Exhaust on Stability and Control of a Research-Type Airplane Configuration at a Mach Numeral of 6.86," NASA TM X-127, 1959.
3. Raghunathan. S., Kim, H. D., Benard, E., Mallon. P. and Harrison, R., "Plume Interference effects on missile bodies," 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno NV. Jan., 2001, paper 2001-0259.
4. Salmi, R. J., "Effects of Jet Billowing on Stability of Missile-Type Bodies at Mach 3.85," NASA TN D-284, June, 1960.
5. Hinson, W. F. and Falanga, R. A., "Effects of Jet Pluming on the Static Stability of Cone-Cylinder-Flare Configurations at Mach Number of 9.64," NASA TN D-1352, 1969.
6. Wu, J. M., Aoyama, K. and Moulden, T. H., "Transonic Flow Fields Around Various Bodies of Revolution Including Preliminary Studies on Viscous Effects With and Without Plume-Summary Report," US Army Missile Command Report, RD-TR-71-12, May 1971.
7. Burt. J. R. Jr., "An Experimental Investigation of the Effect of Several Rocket Plume Simulators on the Pressure Distribution of a Body of Revolution at Free Stream Mach Number of 0.9 to 1.2," US Army Missile Command, Red- stone Arsenal, Alabama, Technical Report RD-TR-70-23, Nov. 1970.