



측 추력 제어 미사일 주위의 초음속 유동현상 연구

A Study of Supersonic Flow Around Lateral Jet Controlled Missile

*민 병 영¹⁾, 이 재 우²⁾, 변 영 환³⁾, 현 재 수⁴⁾

Byung-Young Min, Jae-Woo Lee, Yung-Hwan Byun, Jae-Soo Hyun

A computational study of supersonic flow around lateral jet controlled missile has been performed. For this study, three dimensional Navier-Stokes code(AADL3D) has been developed. Spalart-Allmaras one equation turbulence model has been implemented on the AADL3D code for relatively rapid computational time. For the validation of developed code, AADL3D, pressure distributions on an ogive-cylinder body has been compared with experimental data. Also, the shock structure of sonic jet on the flat plate in the supersonic flow field has been compared with experimental flow visualization result to see the analysis capability of freestream-jet interaction case. A case study has been performed through comparing the normal force coefficient and the moment coefficient of missile body for several jet flow conditions. Current results will be used to the optimum design of a lateral jet controlled missile.

d : 미사일 지름 [m]
 C_N : 수직력 계수 ($C_N = N/qS$)
 C_M : 모멘트 계수 ($C_M = M/qSd$)
 (q : 자유류 동압, S : 미사일 단면적)
 \dot{m}_{jet} : 측 추력 제트의 질량 유량 [kg/s]
 P_{jet}/P_∞ : 자유류와 측 추력 제트의 정압비
 T_{jet} : 측 추력 [N]
 C_T : 측 추력 제트의 추력비
 ($C_T = T_{jet}/qS$)
 $C_{N_{em}}$: 수직력 손실계수
 ($C_{N_{em}} = C_N/C_T + 1$)

인 V-1, V-2 로켓이 개발되어 2차 세계대전에서 사용된 이래로 냉전시대를 거치면서 미사일 개발은 급격한 발전을 이루었다. 따라서 각국의 탄도 미사일 등 유도무기의 급격한 확산으로 인한 위협성이 날로 증가하여 이에 대처하기 위한 방어 체계가 요구되었다. 최근까지의 미사일 요격은 탄두의 기폭에 의한 방어가 주를 이루었다. 하지만 70년대 이후 유도무기의 생존성을 높이기 위해 저고도 고속의 성능을 가진 램제트 추진기관이 각광을 받고 있으며[1], 세계 각국에서 이에 대한 개발이 이루어지고 있어 보다 고기동성을 가진 새로운 방어체계가 필요하게 되었다. 기존의 편에 의한 기동은 제어면을 조정하여 모멘트를 발생시켜 자세제어를 하므로 반응시간이 길고, 저속에서 또는 밀도가 희박한 고 고도에서의 기동성에 한계를 가지고 있다. 반면에 측 추력에 의한 기동은 반응시간이 짧고, 저속에서나 밀도가 낮은 곳에서도 고기동이 가능하므로 새로운 방어체계를 위한 미사일의 기동방식으로 선호되

1. 서론

1930년대 독일에서 최초의 군사적 목적 미사일

¹⁾ 건국대학교 항공우주공학과 대학원 (143-701 서울특별시 광진구 화양동 1)

²⁾ 건국대학교 항공우주공학과 (143-701 서울특별시 광진구 화양동 1)

³⁾ 건국대학교 항공우주공학과 (143-701 서울특별시 광진구 화양동 1)

⁴⁾ 국방과학연구소 (305-600 대전광역시 유성우체국 사서함 35호)

게 되었다. 하지만 축 추력을 위한 추진제의 탑재공간 등의 제한에 의해 사용시간에 제한을 받게 되는 단점도 가지고 있다[2].

축 추력에 의한 공력학적 특성은 축 추력 노즐 주위의 박리 충격파, 궁형 충격파, Barrel Shock, Mach Disk 등의 충격파 간섭 및 후류로 전해지는 축 추력 노즐의 분출에 의한 간섭이 복합적으로 형성된다는 점이다[3]. 축 추력 노즐의 앞부분은 박리 충격파와 궁형 충격파에 의해 고압 영역이, 노즐 후류에는 축 추력에 의한 흡입 효과로 저압 영역이 발생하게 된다. 그러므로 축 추력 노즐을 기준으로 Pitch Down 모멘트가 발생하게 된다. 또한 미사일과 같은 3차원 물체에 축 추력이 적용되는 경우 노즐 앞에서 발생한 궁형 충격파는 미사일을 감싸게 되어 축 추력기의 성능을 감소시키게 된다[4]. 이러한 현상들은 제트의 분출 각, 제트 추력, 제트 위치 등의 노즐의 배치 및 형상 파라미터와 제트 유동조건 등에 의해 영향을 받으며[2,5], 따라서 효율적인 축 추력기 설계를 위해선 이들의 영향에 대한 연구가 선행되어야 한다.

본 연구에서는 향후 축 추력기 최적설계를 위한 선행 연구로서, 축 추력 해석을 위한 3차원 Navier-Stokes 코드(AADL3D)를 개발, 검증하며, 제트의 유동조건에 따른 미사일의 수직력 계수(C_N)와 모멘트 계수(C_M)를 비교하여 그 영향을 확인하고자 한다.

2. 공력해석 방법

2.1 지배 방정식

축 추력기 주위의 초음속 유동장을 해석하기 위하여 삼차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 사용하였으며, 화학반응은 고려하지 않았다. 지배방정식은 계산 격자계에서 보존형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial \zeta} \\ & = \frac{\partial \vec{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \vec{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \vec{G}_v}{\partial \zeta} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \vec{Q} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix}, \vec{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (\rho e_t + p) U \end{bmatrix} \\ \vec{F} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (\rho e_t + p) V \end{bmatrix}, \vec{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (\rho e_t + p) W \end{bmatrix} \\ \vec{E}_v &= \frac{1}{J Ra_\infty} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \xi_x + \tau_{yx} \xi_y + \tau_{zx} \xi_z \\ \tau_{xy} \xi_x + \tau_{yy} \xi_y + \tau_{zy} \xi_z \\ \tau_{xz} \xi_x + \tau_{yz} \xi_y + \tau_{zz} \xi_z \\ \beta_x \xi_x + \beta_y \xi_y + \beta_z \xi_z \end{bmatrix} \\ \vec{F}_v &= \frac{1}{J Ra_\infty} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \eta_x + \tau_{yx} \eta_y + \tau_{zx} \eta_z \\ \tau_{xy} \eta_x + \tau_{yy} \eta_y + \tau_{zy} \eta_z \\ \tau_{xz} \eta_x + \tau_{yz} \eta_y + \tau_{zz} \eta_z \\ \beta_x \eta_x + \beta_y \eta_y + \beta_z \eta_z \end{bmatrix} \\ \vec{G}_v &= \frac{1}{J Ra_\infty} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \zeta_x + \tau_{yx} \zeta_y + \tau_{zx} \zeta_z \\ \tau_{xy} \zeta_x + \tau_{yy} \zeta_y + \tau_{zy} \zeta_z \\ \tau_{xz} \zeta_x + \tau_{yz} \zeta_y + \tau_{zz} \zeta_z \\ \beta_x \zeta_x + \beta_y \zeta_y + \beta_z \zeta_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

이 식에서 \vec{Q} 는 계산평면상의 보존 변수 벡터, \vec{E} , \vec{F} , \vec{G} , \vec{E}_v , \vec{F}_v , \vec{G}_v 는 각각 ξ , η , ζ 방향의 대류 플럭스와 점성 플럭스를, J 는 좌표 변환 Jacobian을 나타내며, ρ 는 공기의 밀도를, u , v , w 는 속도성분을, p 는 압력을, e_t 는 단위 질량당 에너지를, Ra_∞ 는 음속에 기초한 레이놀즈 수를 나타낸다. 또한 (2)의 반전속도 U ,

V , W 는 (3)과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} U &= \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w \\ V &= \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w \\ W &= \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w \end{aligned} \quad (3)$$

또한 난류모델로는 비교적 계산 시간이 적은 Spalart-Allmaras One-Equation 난류모델을 사

용하였다[6].

2.2 공간차분과 시간적분

대류 플럭스 항은 일반 좌표계에서 유도된 Roe's의 FDS 기법을 사용하여 차분하였으며, 3차의 공간 정확도를 가지는 MUSCL 형태의 변수 외삽 방법과 함께 TVD 성질을 유지하기 위하여 Minmod 제한자를 사용하였다. 점성 플럭스 항은 중심 차분법을 사용하였으며, 시간적분은 완전 내재적 기법인 LU-SGS 기법을 사용하였다.

3. 개발된 코드의 검증

3.1 Ogive-Cylinder Body

개발된 코드(AADL3D)가 미사일 주위의 초음속 유동장 해석에 적절한지 검증하기 위해 Edward W. Perkins 와 Leland H. Jorgensen 의 Ogive-Cylinder Body의 압력측정 실험결과[7]와 각각 0°, 5°, 10°의 받음각에 대하여 비교해보았다. 자유류의 마하수는 1.98 이며, 레이놀즈 수는 $0.39 \times 10^6 [1/in]$ 이다. 계산은 대칭면 절반에 대해서만 수행하였으며, ξ, η, ζ 방향으로 $70 \times 40 \times 40$ 의 격자계를 사용하였다.

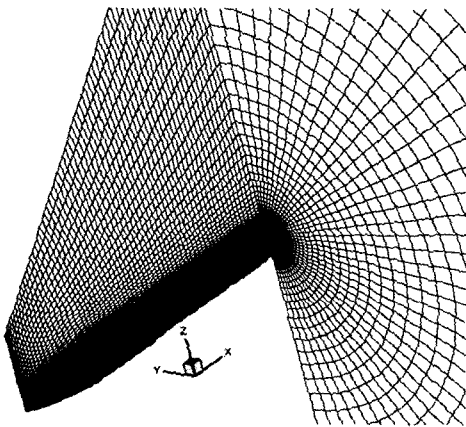
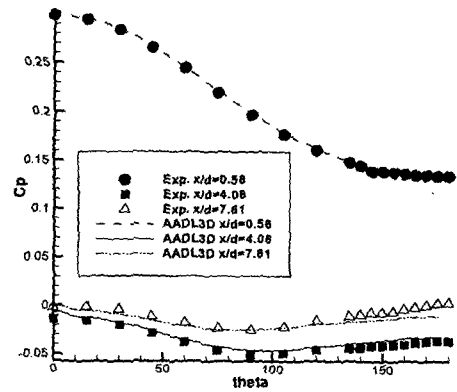


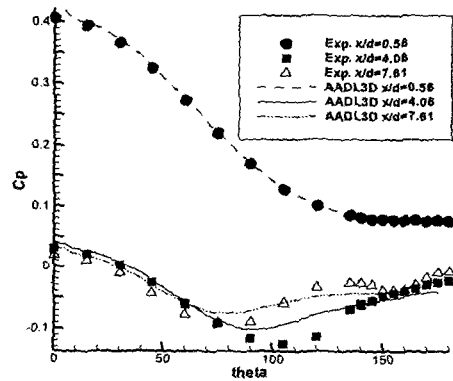
Fig. 1 Ogive-Cylinder Body 격자계 (70×40×40)

Fig. 2, 3 에 개발된 코드의 계산결과와 실험에

의한 압력계수 비교를 나타내었다. Fig. 2 는 단면의 0°~180°사이의 각 위치에 대해서, Fig. 3 은 x축을 따라서 나타내고 있다. 여기서 theta = 0° 는 자유류와 마주하는 면을(windward), 180° 는 바람 반대방향(leeward)을 나타내며, x축 방향 거리는 Cylinder 지름에 의해 무차원화된 거리를 의미한다. 받음각이 커지면서 뒤쪽으로 갈수록 leeward에서 발생하는 박리 예측에서 조금씩 차이를 보이고 있지만 대체적으로 계산결과와 실험치는 만족할 만큼 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

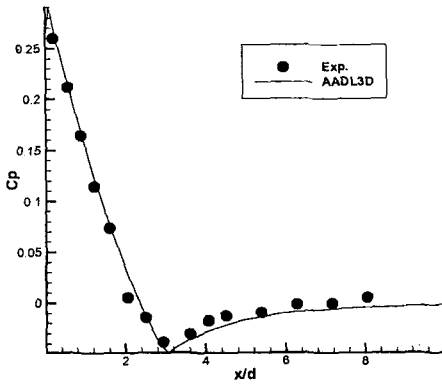


(a) 받음각 5°

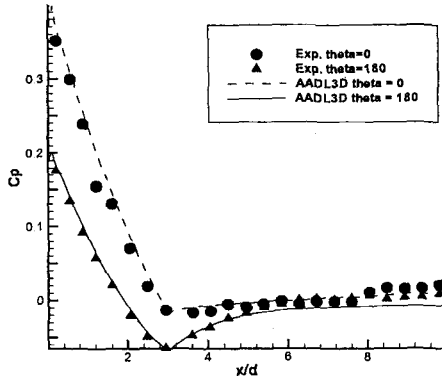


(b) 받음각 10°

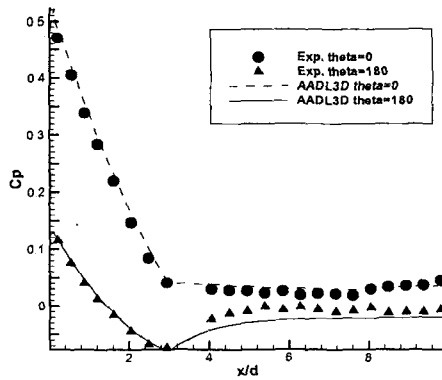
Fig. 2 개발코드의 검증을 위한 원주방향 압력 분포 비교 (마하수 1.98)



(a) 받음각 0°



(b) 받음각 5°



(c) 받음각 10°

Fig. 3 개발코드의 검증을 위한 축방향 압력분포 비교 (마하수 1.98)

3.2 평판위의 제트 분출

미사일에서의 축 추력에 의한 초음속 유동현상을 해석하기에 앞서, 자유류와 제트의 상호작용에 대한 해석능력을 검증하기 위해 2차원 평판위의 제트 분출이 있는 경우의 가시화 실험결과[8]와 계산결과와 충격파 구조를 비교하였다. 실험은 Virginia Tech. 의 23×23 cm 초음속 풍동에서 자유류 마하수 4, 자유류 전압력 151 psi, 제트 분출 마하수 1, 제트 전압력 565 psi 의 조건에서 수행되었다. 레이놀즈 수는 5.1×10^7 이다.

계산영역은 자유류-제트 상호작용을 보기 위한 평판과 제트 분출을 위한 노즐의 2 Block으로 이루어져 있으며, ξ , η , ζ 방향으로 각각 74×30×53, 10×8×33 의 격자계로 이루어져 있다.

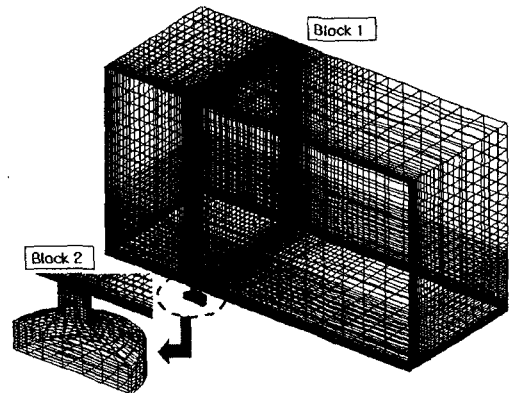


Fig. 4 평판위의 제트 분출 해석을 위한 격자계 (74×30×53, 10×8×33)

실험에서는 초음속 풍동 시험부에 평판장착시 이음새를 최소화하여 앞전 충격파의 발생을 억제하려 하였으나 제트 분출이 없는 경우에도 평판의 이음새에 의한 2개의 앞전 충격파가 발생하는 것을 확인하였으며, 이는 평판이 이음새에 비스듬히 기울어져 결합된 것이 원인으로 보인다. 이러한 유입조건을 적절히 모델링하기에 어려움이 따르므로 AADL3D를 이용한 해석에서는 계산영역의 시작부에서 평판이 시작되도록 하였다.

Fig. 5 은 평판 위의 자유류-제트 상호작용에 의한 충격파 구조를 가시화 실험결과와 계산 결과를 함께 나타낸 것이다. 노즐 앞쪽의 충격파 구조가 계산결과와 가시화 결과가 다소 차이를

보이고 있는데, 이것은 앞에서 언급하였던 평판의 이음새에 의한 2개의 충격파와 제트 분출에 의한 박리 충격파, 궁형 충격파와의 확실한 구분이 어렵고, 이들 충격파의 상호 작용으로 인해 충격파 형태가 변형된 것으로 보인다. 하지만 뒤쪽의 Barrel Shock의 형상은 가시화 결과와 계산결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

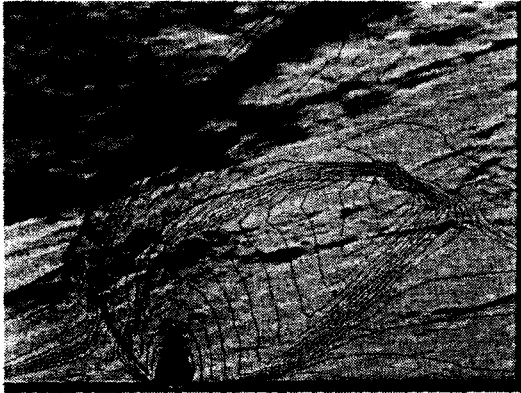


Fig. 5 자유류-제트 충격파 구조비교[8]

4. 축 추력 제어 미사일 주위의 초음속 유동 해석

4.1 해석 조건

축 추력 제트의 유동특성이 미사일의 자세에 미치는 영향을 알아보기 위하여 축 추력 제트의 압력, 마하수의 변화에 따른 미사일의 수직력 계수와 모멘트 계수를 비교하였다.

모든 계산에서 자유류 마하수는 4, 레이놀즈수는 1.28×10^6 으로 고정시켰으며, Table 1 에 각각의 경우의 제트 분출 조건을 나타내었다.

미사일의 전체 길이는 $10d$, 축 추력 노즐의 지름은 $0.1905d$ 이며 노즐은 미사일의 Nose에서 축방향으로 $4.4d$ 에 위치해 있다. 계산을 위한 격자계는 Fig. 6 에 나타내었다. 대칭면을 기준으로 절반만을 계산영역으로 하였으며, 격자계는 ξ, η, ζ 방향으로 각각 $82 \times 36 \times 35$ 로 이루어져 있다.

Table 1 경우별 축 추력 제트 분출 조건

	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
P_{jet}/P_{∞}	150	300	450	150
M_{jet}	1	1	1	2
$\dot{m}_{jet}[\text{kg/s}]$	0.0834	0.1668	0.2503	0.1668
C_T	1.163	2.33	3.496	3.205

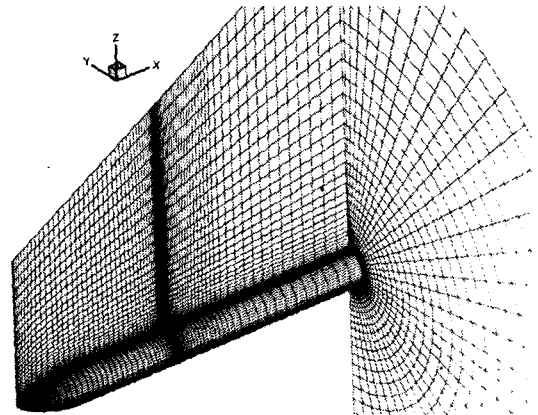


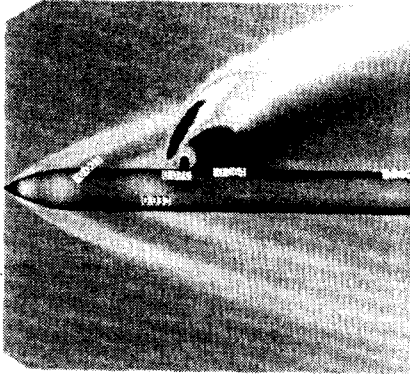
Fig. 6 축 추력이 있는 미사일의 격자계 (82×36×35)

4.2 결과

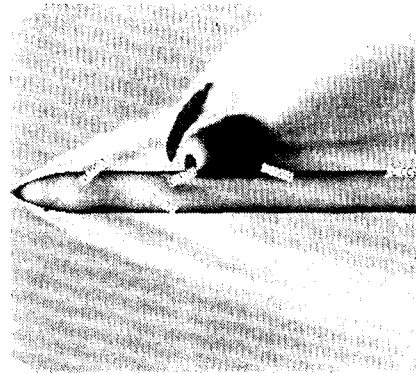
Fig. 7, 8 에 각 경우별 C_p 선도를 나타내었으며, Table 2 에 수직력 계수(+ : Lift)와 모멘트 계수(+ : Nose Up)를 비교하여 나타내었다



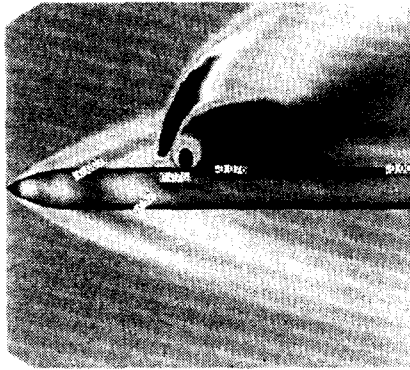
Fig. 7 표면의 C_p 선도 비교



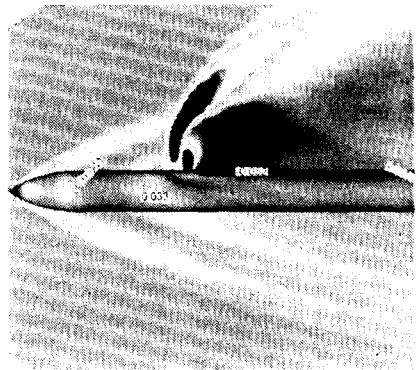
(a) Case 1



(b) Case 2



(c) Case 3



(d) Case 4

Fig. 8 경우별 Cp 선도 비교

Table 2 계산 결과 비교

	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
C_N	-1.081	-2.209	-3.323	-3.059
$C_{N_{max}}$	0.071	0.052	0.049	0.046
C_M	-0.17	-0.34	-0.52	-0.51

Fig. 7 에서 Case 1, 3의 표면 압력 분포를 비교해 보면 압력비가 더 높은 Case 3에서 노즐 앞쪽의 고압영역과 노즐 뒤의 저압 영역이 더 크게 나타나고 있으며, 그러므로 Case 3에서 더 큰 모멘트 계수를 나타내고 있다. 또한 질량 유량이 같은 Case 2 와 4의 비교에서, 압력이 더 높은 Case 2가 노즐 앞의 고압영역이 더 크지만, 제트

분출 마하수가 커서 더 큰 추력을 갖는 Case 4가 노즐 뒤에서 압력 회복이 늦어져 더 넓은 저압영역을 보이며, 보다 큰 Pitch Down 모멘트 계수를 보이고 있다. Fig. 8은 각 경우별 충격과 상호작용의 변화를 보여주고 있으며, 축 추력이 커짐에 따라서 Barrel Shock의 크기가 커지고 강한 궁형 충격파가 발생하며 압력 회복이 느려짐을 확인할 수 있다.

Table 2에서 수직력은 제트의 추력에 비례하여 발생하지만, 충격과 상호작용에 의한 수직력 손실률이 제트 추력의 4.5~7% 정도로 무시할 수 없을 만큼 발생하였다. 이런 손실이 발생하는 원인은 노즐 뒤의 저압영역과, 노즐 앞의 궁형 충격파와 박리충격파가 미사일 몸체를 감싸면서 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 아랫부분에도 고압영역을 형성하기 때문이다. 수직력 손실률은 축 추

력에 비례하여 감소하지만 모멘트는 축 추력에 비례하여 증가하였다.

5. 결론

미사일 주위의 축 추력에 의한 초음속 유동장 변화에 대한 해석을 수행하기 위해 삼차원 Navier-Stokes Code를 개발하고 Ogive-Cylinder Body의 압력 측정치와 비교하여 검증하였다. 또한 초음속 유동장 내의 평판에 제트 분출이 있는 경우를 해석하여 가시화 결과와 충격과 구조를 비교함으로써 개발된 AADL3D 코드의 자유류-제트 상호작용에 대한 해석 능력을 확인하였다.

축 추력 제트의 유동 조건에 따라 미사일에 발생하는 힘과 모멘트의 영향을 비교 분석하는 사례연구를 수행하였다. 미사일에 발생하는 수직력은 제트의 추력에 비례하여 발생하였으며, 그러므로 Case 2, 4의 결과에 보여지듯이 제한된 추진제에서 제트의 추력을 높이기 위해 분출 압력보다 분출 속도를 높이는 것이 수직력 발생에 유리함을 알 수 있다. 또한 제트의 추력이 클수록 충격과 상호작용에 의한 수직력 손실률은 감소하며, 모멘트 발생은 증가하였다.

노즐 뒤의 저압영역은 수직력 손실 및 모멘트 발생 등 미사일의 효과적인 자세제어에 역효과를 유발하므로 추후 이를 효율적으로 감소시키는 연구가 필요하다.

6. 향후계획

향후 제트 분출 노즐의 위치 및 형상 파라미터에 대한 사례연구를 통하여 미사일의 자세에 미치는 영향에 대한 연구를 수행 할 계획이다. 또한 편을 포함한 전체 형상에 대한 비정상 해석을 통하여 Vortex의 이동 경로 및 편에 미치는 영향에 대한 연구가 진행될 계획이다.

후기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로(ADD 장기기초연구사업, 과제번호 ADD-01-3-1) 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 국방과학연구소에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Eugene L. Fleeman, *Tactical Missile Design*, AIAA Education Series, 2001.
- [2] R. G. Lacau and M. Robert, "The use of Lateral Jet Control at Aerospatiale", *Nielsen Engineering & Research*, 1988.
- [3] F. S. Billig, R. C. Orth, and M. Lasky, "A Unified Analysis of Gaseous Jet Penetration", *AIAA Journal*, Vol. 9, No. 6, June 1971, pp.1048-1058
- [4] Julius Brandeis and Jacob Gill, "Experimental Investigation of Side-Jet Steering for Supersonic and Hypersonic Missiles", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 3, May-June 1996, pp. 346-352
- [5] B. Srivastava, "Computational Analysis and Validation for Lateral Jet Controlled Missiles", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 5, Sep-Oct 1997, pp. 584-592.
- [6] Klaus A. Hoffmann and Steve T. Chiang, *Computational Fluid Dynamics Volume III, Fourth Edition*, Engineering Education System, 2000.
- [7] Edward W. Perkins and Leland H. Jorgensen, "Comparison of Experimental and Theoretical Normal-Force Distributions (Including Reynolds Number Effects) on An Ogive-Cylinder Body at Mach Number 1.98", NASA-TN-3716, May 1956.
- [8] Scott Wallis, "Investigation of Innovative Normal, Sonic Jet Interaction Arrangements in Supersonic Crossflow," Virginia Polytechnic Institute and State University, Masters' Thesis, 2001.