

## 측추력 제어 유도탄의 공력모델링시 CFD의 적용

성 응 제<sup>\*1</sup>, 홍 승 규<sup>\*2</sup>, 안 창 수<sup>\*3</sup>

### Use of CFD for Aerodynamic Interference Modelling of Jet-Controlled Missile

W. J. Sung, S. K. Hong, and C. S. Ahn

Recently, lateral jet has been adopted as an effective control device for high maneuverable tactical missiles in supersonic regime. Aerodynamic interference caused by the lateral jet can be categorized into two phenomena ; local interaction redistributing surface pressure near the jet exit region and downstream interaction affecting tail control effectiveness. As part of on-going research, this paper deals with the aerodynamic modeling to predict the variation of force and moment when lateral jet of is activated on the missile body. For this purpose, a series of numerical simulation has been performed and the results are presented. Using the information obtained by CFD, aerodynamic model of preliminary level has been constructed and is reviewed. Some relevant comparison with wind tunnel tests are presented.

**Key Words:** 측추력 제트(Lateral Jet), 공력 모델(Aerodynamic Model)

## 1. 서 론

측추력 제트의 분출이 유도탄의 공력 성능에 미치는 영향은 정성적으로 크게 두 가지 현상 요소로 구분할 수 있다[1]. 첫째는 제트의 분출이 제트 출구 주변에 일으키는 표면압력의 변화로서 초음속 및 아음속 외부 유동이 제트에 의해 가로막히는 현상에 의해 제트 출구 전방에 고압 영역을 형성하며 제트 출구 후방에 상대적인 저압 영역을 형성하는 것이다. 이러한 현상은 외부 유동이 초음속인 경우 궁형충격파(bow shock), 박리충격파(separated shock), 마하 디스크(Mach disk), 그리고 이차충격파(secondary shock) 등의 복합적인 3차원 유동 구조의 형성을 수

반하게 된다. 둘째는 제트의 분출이 상대적으로 하류 영역에 위치하는 조종날개 주변 유동장의 속도와 방향을 변화시킴으로써 일으키는 조종날개의 성능 변화이다.

선행연구 단계에서 이러한 공력 성능의 변화를 정량적으로 예측하기 위하여 일련의 수치해석을 수행하였으며 그 결과를 이용하여 공력 모델을 작성하였다. 또한 모델 작성 이후 수행된 풍동시험 결과와의 비교를 통하여 작성된 모델의 타당성을 검증하였다.

## 2. 수치해석

### 2.1 수치해석 기법

일련의 수치해석 과정에서 두 가지의 3차원 Reynolds Averaged Navier-Stokes 코드를 사용하여

\*1 정회원, 국방과학연구소 3체계개발본부 2부 1팀  
\*2 종신회원, 국방과학연구소 3체계개발본부 2부장  
\*3 정회원, 국방과학연구소 3체계개발본부 2부 1팀장

으며, 모두 Degani-Schiff 난류모델을 적용하였다. 해석조건으로서 마하수 2.3 부근, 고도 10Km 부근의 자유류에 대해 다양한 받음각 및 뱅크각으로 비행하는 동체-조종날개 형상을 선정하였다.

동체는 세장비(길이/지름)가 2.0인 ogive와 세장비 10 이상의 cylinder로 구성되며 조종날개는 동체 끝 부근에 위치한다. 제트의 위치는 노즈팁으로부터 동체 지름의 약 4배 거리에 위치시켰다. 이러한 형상에 대하여 205\*81\*92개의 격자점으로 격자계를 구성하였다.

측추력 제트의 모사를 위해 동체 표면에 위치하는 10\*10개의 격자점에 동일한 압력, 밀도 및 속도를 고정된 경계조건으로 부과하였다. 이러한 경계조건의 부과를 위하여 측추력 발생기에 대한 독립적인 수치 해석을 수행하여 제트 출구의 유동 특성을 산출하였다[2]. 단, 독립적인 측추력 발생기의 해석에는 비열비 1.25의 고온 기체를 사용하였고 유도탄 형상의 해석에는 비열비 1.4의 상온 기체를 사용하므로 이러한 차이를 보정하기 위하여 두 경우의 출구 조건 사이의 모멘텀 플럭스 비를 동일하게 유지하도록 다소 낮아진 출구 마하수를 적용하였다. Champigny[1] 등은 평판이나 실린더에서 분출되는 제트의 온도에 의한 표면압력 변화의 차이가, 출구 속도비의 큰 차이에도 불구하고, 출구 압력비와 모멘텀 플럭스 비가 일치하는 경우 근소한 범위 내에서 일치함을 일련의 실험적 연구를 통해 밝힌 바 있다. 제트의 주요 특성은 출구 압력비(자유류의 압력에 대한 정압 비) 150, 출구 마하수 2.3 등이다.

본 연구에서 수치해석의 목적은 측추력 제트 작동시 제트 출구 주변의 표면 압력의 변화와 제트 출구로부터 비교적 먼 거리에 위치하는 조종날개 표면 압력의 변화를 정량적으로 산출하는 것이다. 이들은 각각 국부 상호작용(local interaction) 모델과 하류 상호작용(downstream interaction) 모델을 구성하는 자료가 된다. 그림 1은 Srivastava[3]에 의한 수치해석 및 풍동시험 결과 산출된 수직력 계수와 본 연구에 사용된 해석코드의 결과를 함께 제시한 것으로서 제트 분출시 표면 압력 변화가 타당하게 산출됨을 간접적으로 확인할 수 있다. 제트 출구 후방의 유동장 모사 성능을 검증하기 위하여 Champigny[1] 등이 실험하고 계측한 평판 제트를 해석하였다.

그림 2는 제트 출구 주변의 유동 구조를 보여주며 자유류 마하수 2.0, 제트 출구 마하수 2.0, 자유류에 대한 제트의 정압비는 10.0이다

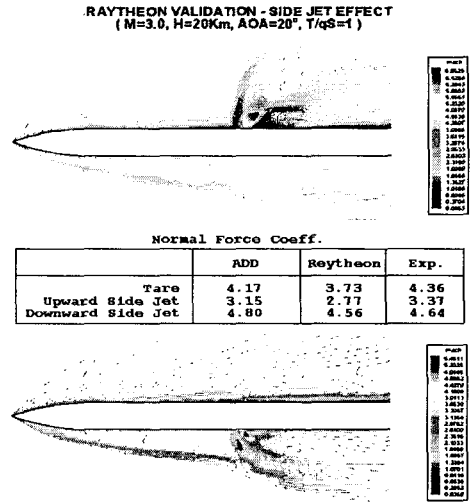


Fig. 1 Raytheon Case Validation [3]

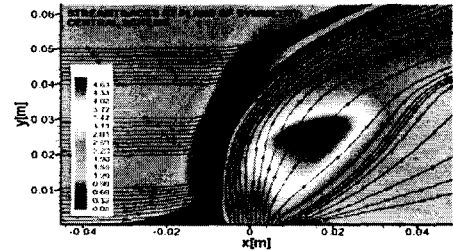


Fig. 2 Mach Contour in Plane of Symmetry (Plate Jet Case Validation)

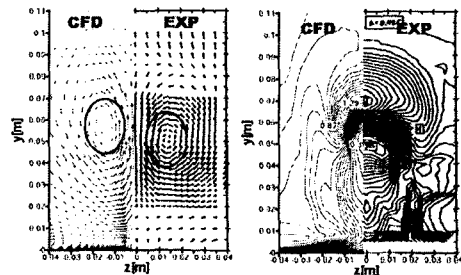


Fig. 3 Velocity Vectors and Total Pressure Contour in downstream crossflow section at X/D = 10 and 15 (Plate Jet Case Validation)

그림 3은 제트 출구 지름의 각각 10배와 15배 후방 단면에서 계산된 속도 벡터와 정체온도 분포를 실험치와 비교한 것이다. 제트 중심(최대 정체온도 점)의 위치와 제트에 의해 형성된 와류의 위치가 비교적 일치함을 확인할 수 있다.

2.2 수치해석 결과

2.2.1 국부 상호작용(Local Interaction)

국부 상호작용 모델 구성을 위하여 동체만에 대한 해석을 수행하였다. 전체 해석 해의 집합은 받음각, 비행고도, 동체 둘레 방향으로의 제트의 위치, 동시 점화되는 제트 노즐의 개수 등의 영향을 산출하기 위한 세부 해석 해들로 구성된다. 각각의 파라미터에 대한 변화는 나머지 파라미터들을 대표적인 값으로 고정시킨 채 수행하였다.

그림 4는 받음각 30도 상태에서 각각 축추력 제트가 windward/leeward 방향으로 작동/미작동 하는 경우의 표면압력 분포를 나타낸다.

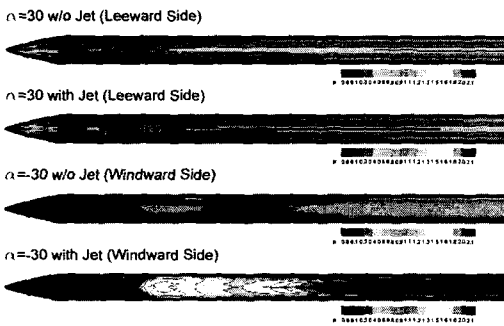


Fig. 4 Surface Pressure Contour (Mach 2.3, H=10Km,  $\alpha=30^\circ$ )

leeward 제트에 비해 windward 제트의 경우 심한 압력 변화가 일어나며 제트 후방의 압력저하로 인해 제트의 효율에 손실이 발생함을 예측할 수 있다.

그림 5는 동일한 마하수 및 받음각 조건에서 고도의 변화에 따른 유동 해석 결과를 비교한 것이다. 고도의 변화는 제트 출구의 자유류에 대한 정압 비를 직접적으로 변화시키며 압력비가 증가함에 따라 제트 플룸(plume)의 크기가 증가함을 알 수 있다.

그림 6은 제트의 둘레방향 위치 (roll angle) 변화에 따른 표면압력 분포의 변화를 동체 표면을 펼쳐서 나타낸 것으로서 비교적 낮은 받음각임에도 불구하고 적지 않은 비대칭 현상이 존재함을 알 수 있다.

끝으로 그림 7에 자유류 방향과 나란하게 배치된 2개의 제트(Case 2L), 자유류 방향에 대해 병렬 배치된 2개의 제트(Case 2T), 그리고 다이아몬드 형으로 배치된 4개의 제트(Case 4)가 동시에 점화되는

경우를 단일 노즐이 작동하는 경우(Case 1) 산출된 표면압력 분포와 비교하였다. 제트의 개수가 늘어날수록 전후방의 고압 및 저압 영역의 면적이 크게 증가하며, 제트 출구 면적의 합이 동일한 Case 2L과 Case 2T의 경우에 배치 방향에 의해 서로 큰 차이를 보임을 알 수 있다.

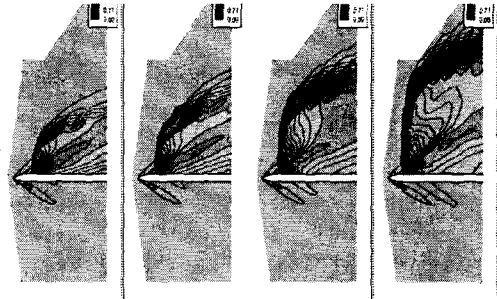


Fig. 5 Effect of Pressure Ratio Increment (Mach 2.3,  $\alpha=5^\circ$ , H=5/10/15/20Km)

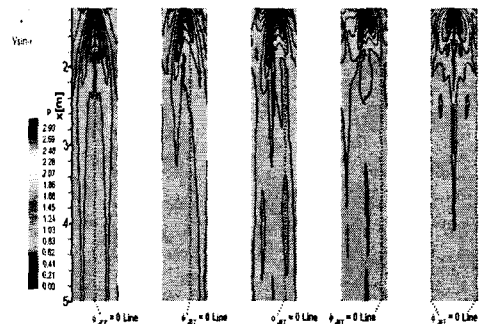


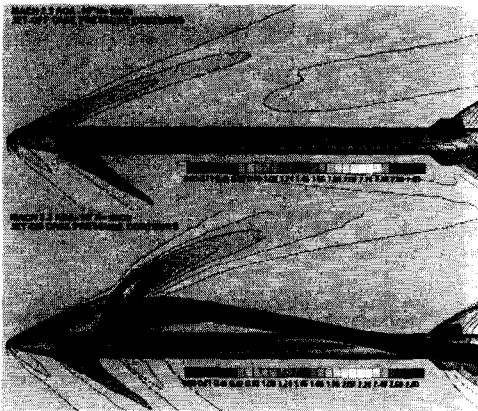
Fig. 6 Effect of Jet Circumferential Position (Mach 2.3,  $\alpha=5^\circ$ , H=10Km)



Fig. 7 Effect of Simultaneous Jet Firing (Mach 2.3,  $\alpha=5^\circ$ , H=10Km)

**2.2.2 하류 상호작용(Downstream Interaction)**

측추력 제트의 분출이 후방에 위치하는 조종날개에 일으키는 압력 변화를 산출하기 위해 동체-조종날개 형상에 대한 수치해석을 수행하였다. 마하수 2.3, 3.0, 고도 10Km 부근에서 '+', 'x' 자세의 뱅크각 및 0°, 10°, 20° 및 30°의 받음각에 대한 세부 해석이 수행되었다.

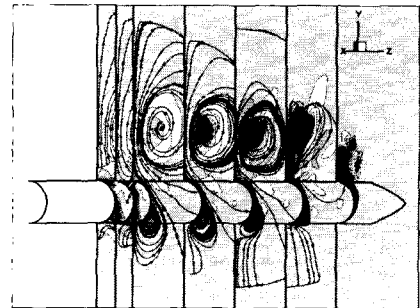


**Fig. 8 Jet Trajectories**  
(Mach 2.3,  $\alpha = -10^\circ$ , H=10Km)

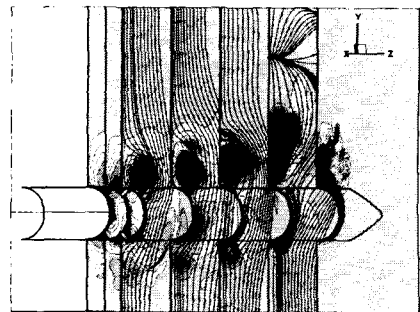
그림 8은 받음각 10도 조건에서 windward 방향으로 측추력 제트가 작동하는 경우의 유동장과 제트의 streamline을 나타낸다. 강한 충격파의 형성과 함께 동체의 표면압력이 변화하며 특히 제트가 조종날개 부근을 지나면서 조종날개 부근의 유동 특성도 크게 변화함을 알 수 있다. 조종날개 표면의 압력변화를 정량적으로 산출하여 하류 상호작용 모델을 구성하기 위해서는 국부 상호작용을 위한 수치해석 해에 비해 월등히 많은 수치해석이 필요하다. 뱅크각과 조종날개 조종각의 변화에 따라 동체와는 달리 형상 및 유동장의 대칭성이 깨지면서 무수히 많은 산출 조건이 존재하기 때문이다.

그림 9, 10, 11은 마하수 2.3, 고도 10Km 조건에서 받음각의 변화에 따른 와류 구조의 변화를 나타낸 것으로서 동체의 crossflow 평면들을 비스듬한 시점에서 보고 있는 장면들이며 crossflow 평면에서의 2D-streamline과 helicity density와 함께 제시하였다. helicity density는 와도(vorticity) 벡터와 속도 벡터의 내적으로서 와류 구조를 명확히 보여준다. 제트

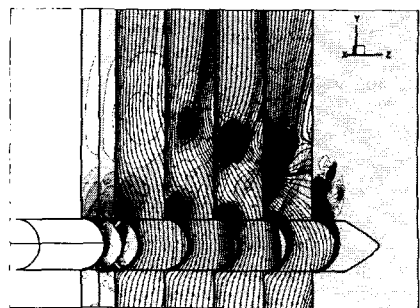
에 의해 형성되는 와류들의 세기와 위치가 잘 드러나고 있으며 동체에서 박리된 와류와의 상호 작용도 분석할 수 있다. 하류 상호작용 모델의 구성에 있어서 이러한 와류 구조를 파악하는 것이 조종날개의 표면압력 변화를 산출하는 것보다 더 효율적인 이유는 와류 구조가 후방에 위치하는 조종날개의 뱅크각 또는 조종각 변화에 대하여 거의 변화하지 않으며, 조종날개 부근의 와류 구조(와류의 높이, 폭, 세기)만으로도 비교적 정확하게 조종날개의 등가양각(equivalent angle of attack)을 산출할 수 있기 때문이다[4].



**Fig. 9 Jet Vortical Structure ( $\alpha = 0^\circ$ )**



**Fig. 10 Jet Vortical Structure ( $\alpha = -5^\circ$ )**



**Fig. 11 Jet Vortical Structure ( $\alpha = 5^\circ$ )**

### 3. 공력모델

#### 3.1 국부상호작용(Local Interaction)

국부 상호작용 모델의 기본적인 구성식은 다음과 같다.

$$K_Z = 1.0 + \frac{(\Delta C_Z) QS}{T} \quad (1)$$

where,

$K_Z$  = jet effectiveness factor for  $C_Z$

$C_Z$  = normal force coefficient

$\Delta C_Z = C_{Z(withjet)} - C_{Z(withoutjet)}$

$T$  = total jet thrust

$QS$  = dynamic pressure · reference area

앞절에서 수행한 동체 수치해석의 결과로서 각 파라미터의 경우마다 산출된 측추력 제트 작동/미작동시의 공력계수의 차이를 이용해 제트효율계수( $K_Z$ )를 산출함으로써 측추력 제트의 영향을 고려할 수 있다. 즉,  $K_Z$ 을 받음각, 제트 압력 비, 제트의 동체 둘레방향 위치, 동시점화 제트의 개수 등의 함수로 표현함으로써 국부 상호작용 모델을 구성할 수 있다. 수치해석 결과 뿐 아니라 동체만의 형상에 대한 측추력 풍동시험 결과도 이용할 수 있으며 수직력 이외의 임의의 힘과 모멘트 성분들에 대해서도 적용 가능하다.

#### 3.2 하류상호작용(Downstream Interaction)

앞절에서 수행한 동체-조종날개 수치해석 결과 얻어진 와류 구조를 이용하여 조종날개 부근의 crossflow 평면에서의 제트 와류의 위치와 강도를 산출한 후 Nielsen[4] 등이 제안한 방식에 따라 조종날개 양력의 변화를 계산하는 하류 상호작용 모델을 구성하였다. 그림 12, 13은 구성된 하류 상호작용 모델을 통해 산출된 수직력 계수와 수치해석 결과 중 조종날개의 압력분포를 적분하여 얻은 수직력 계수를 각각 'x'형 조종날개 배치 상태의 위쪽 날개와 아래쪽 날개에 대하여 비교한 것이다.  $-30^\circ$ 와  $+30^\circ$ 를 제외한 영역에서 두 결과가 비교적 일치하며, 동일한 마하수와 압력 비 조건에서 조종날개의 조종각과 뱅크각 변화에 대하여 측추력 영향을 모델링할 수 있다.

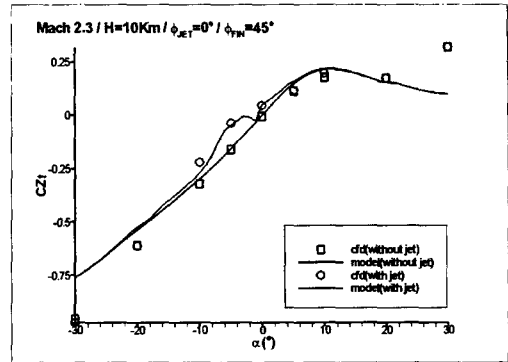


Fig. 12 Upper Tail Lift Comparison

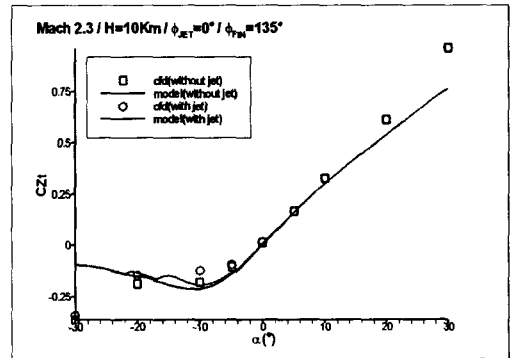


Fig. 13 Lower Tail Lift Comparison

### 4. 풍동시험 결과와의 비교

수치해석 및 공력모델링에 사용된 유도탄과 유사한 시험모델에 대하여 풍동시험을 수행하였으며 그 결과 중 일부를, 본 논문에서 기술한 수치해석 및 공력모델링 산출 결과와 비교하였다.

우선 그림 14, 15는 각각 수치해석 결과 산출된 동체의 수직력과 피칭모멘트에 대한 제트 효율계수를 풍동시험 결과와 비교한 것이다. 피칭모멘트의 경우에 비해 수직력의 경우 상대적으로 높은 받음각에서 leeward 제트가 점화되는 조건에서 실험치와 큰 오차를 보이며 이는 동체 박리 영역의 수치해석이 상대적으로 낮은 정확도를 가짐을 의미한다.

그림 16, 17은 국부 상호작용과 하류 상호작용 모델로 구성된 공력모델의 동체-조종날개 형상에 대한 제트 작동/미작동시 피칭모멘트 산출결과를 풍동시험 결과와 비교한 것이다. 그림 16은 압력 비 150 조

건에서 단일 제트가 작동하는 경우이며, 그림 17은 4개의 제트가 동시 점화된 경우이다. 적지 않은 오차가 존재하나 전체적으로 제트 점화에 의한 피칭모멘트의 변화를 타당하게 예측하고 있다.

여 하류 모델을 구성하였다. 구성된 모델의 성능은 풍동시험 결과와 비교해 볼 때 정성적, 정량적으로 만족할 만한 수준이다.

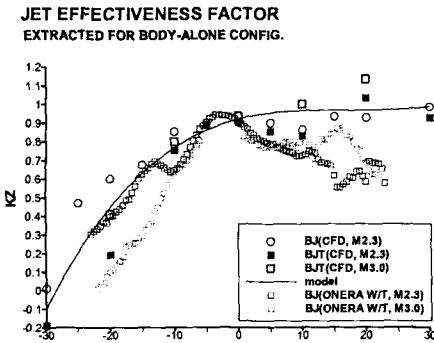


Fig. 14 W/T Result Comparison (Jet Effectiveness Factor, Kz)

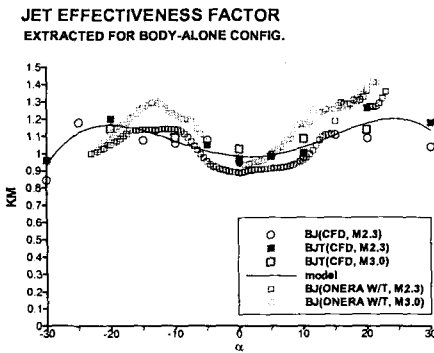


Fig. 15 W/T Result Comparison (Jet Effectiveness Factor, Km)

### 5. 결론

측추력 제트 작동시 초음속 유도탄의 공력간섭 현상을 모델링하기 위하여 국부 상호작용과 하류 상호작용의 하위 모델들을 구성하였으며 각 모델의 구현을 위하여 동체 및 동체-조종날개 형상에 대한 수치해석을 수행하였다. 수치해석 결과를 이용하여 제트 효율계수를 추출함으로써 국부 모델을 구성하였으며 제트 와류 구조를 산출하고 준경험적 기법을 적용하

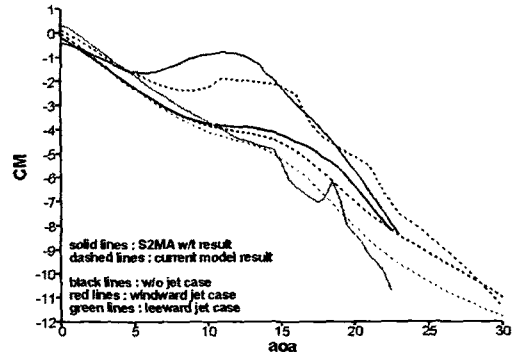


Fig. 16 Model Performance Evaluation (Mach 2.3, H=10Km, 1 nozzle)

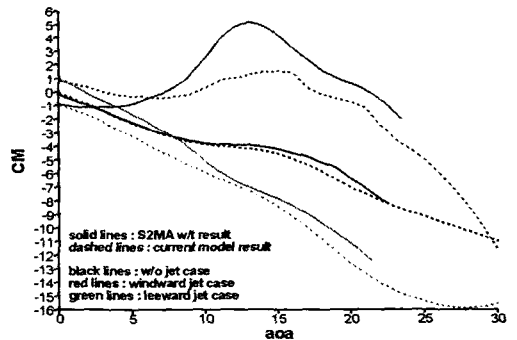


Fig. 17 Model Performance Evaluation (Mach 2.3, H=10Km, 4 nozzles)

### 참고문헌

- [1] P.Champigny and R.G.Lacau, "Lateral Jet Control for Tactical Missiles," AGARD R804
- [2] 홍승규,성웅재, "Side Jet 발생기의 유동특성에 관한 해석," 한국전산유체공학회지,6권,3호
- [3] B.Srivastava, "Computational Analysis and Validation for Lateral Jet Controlled Missiles," Journal of Spacecraft & Rocket, Vol.34, No.5, 1997
- [4] W.C.Pitts, J.N.Nielsen, and G.E.Kaattari, "Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds," NACA Report 1307