

# CFDS 코드를 이용한 측추력 유도탄 공력해석

## Aerodynamic Analysis of Lateral Jet Controlled Missile Using CFDS Code

**김재관\***                      **이정일\***                      **김종암\***  
Kim, Jae-Gwan              Lee, Jeong-Il              Kim, Chong-Am

**홍승규\*\***                      **이광섭\*\***                      **안창수\*\***  
Hong, Seung-Gyu              Lee, Kwang-Seop              Ahn, Chang-Soo

### ABSTRACT

This paper investigates effects of reaction control jet on the aerodynamic performance of generic interceptor missile operating at supersonic flight condition. Parallelized CFDS code is used as a viscous flow solver. The generic interceptor missile configuration composed of a long and slender body and fixed tail fins. The behavior of normal force, axial force and pitching moment characteristics at altitude conditions corresponding to 10 km is studied according to the given control jet conditions, different angle of attacks based on the analysis of aerodynamic characteristics.

주요기술용어(주제어) : Reaction Control Jet(제어용 측추력), Interceptor Missile(요격용 미사일)

### 1. 머리말

고속 고양각으로 운용되는 유도탄 주위의 공력특성은 충격파와 와류들의 간섭 문제로 인해 매우 복잡하며, 순간적으로 고기동을 하기위해 측추력을 사용한다면 그 특성은 더욱 복잡하게 된다. 일반적으로 측추력을 사용하며, 고속 고양각 기동을 하는 유도탄에서 발생할 수 있는 공력특성을 정리하면 다음과 같다.

- 동체의 충격파 및 와류 상호간의 간섭 문제<sup>[1]</sup>

- 편 주위의 충격파 및 동체와류 상호 간섭문제<sup>[1]</sup>
- 기저부에서의 팽창파 및 재순환 영역 문제<sup>[2]</sup>
- 측추력 제트와 유도탄 전두부에서 발생한 충격파 상호 간섭문제<sup>[3]</sup>

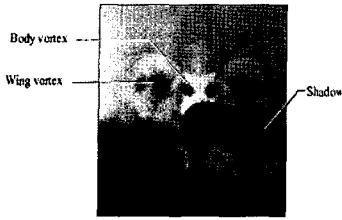
그림 1 a)는 전두부에서 발생한 와류가 편에서 발생한 충격파와 충돌하여 상호 간섭하는 내용에 관한 그림이며, 그림 1 b)는 유도탄 기저부에서 발생하는 강한 팽창 영역과 점성에 의한 재순환영역(recirculation region) 등의 복잡한 유동에 관한 내용을 나타내고 그림 1 c)는 측추력 제트 주위에서 발생하는 궁형충격파(bow shock), 경사충격파(oblique shock), barrel shock, mach disk 등에 관한 본 연구에서의 계산 결과 이다. 이러한 내용은 선행 연구자들에 의해 많이 연구된 내용이지만 대부분이 오자이브와 실린더를 연

† 2005년 12월 26일 접수~2006년 3월 16일 게재승인

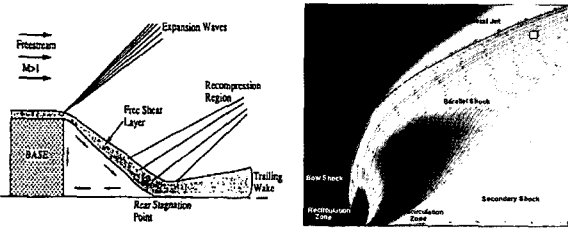
\* 서울대학교(Seoul National University)

\*\* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : chongam@snu.ac.kr



a) 충격파와 와류간섭



b) 기저유동 특성

c) 제트와 충격파 간섭

[그림 1] 유도탄 주위의 공력 특성

결한 간단한 형상에 관한 내용이다. 본 연구에서는 국방과학 연구소에서 개발되고 서울대학교에서 개선된 CFDS 코드를 이용하여 Von Karman ogive와 실린더가 합쳐진 유도탄 형상에 십자형 핀을 장착한 모델을 사용하여 실제적인 유도탄 형상에 대한 수치 해석을 수행하였다. 고속 고양각 에서의 유동 특성을 살펴보기 위하여 고도 10km 조건에서  $Ma=2.3$ ,  $AOA=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ 에 대해 측추력 제트 On/Off인 경우에 대한 유동 해석을 실시하였고, 기저의 유동 특성을 보기 위하여 기저부를 계산 영역에 포함하였다. 유동장에 대한 제트의 영향을 보기위해 측추력기 내부 유동을 독립적으로 해석하였다.

## 2. 본 문

### 가. 수치해석

본 연구에서 사용된 CFDS코드는 국방과학 연구소의 홍승규 등에 의해 개발되었으며<sup>[4]</sup>, 서울대학교에서 성능이 개선되었다<sup>[5]</sup>. 개선된 CFDS코드는 유한 체적법(Finite Volume Method)을 바탕으로 정상/비정상 계산이 가능하며, 일반화된 다중블록계산 알고리즘을 적용하여 병렬화 하였다. 시간적분 기법으로는 AF-

ADI 기법 및 LU-SGS기법이 사용되었으며, 충격파 불안정성을 제거한 RoeM 플럭스 기법<sup>[6]</sup>과 AUSMPW+ 플럭스 기법<sup>[7]</sup>이 적용되었다. 난류계산을 위해 1방정식 S-A모델<sup>[8]</sup>과 보다 정확한 난류 계산을 위하여 2방정식 모델인  $kw-SST$ 모델<sup>[9]</sup>,  $\epsilon-SST$ 모델<sup>[10]</sup>이 사용되었다.

### 1) CFDS 코드 검증

병렬화된 CFDS 코드는 ONERAM6 Wing과 핀달린 미사일에 대한 계산을 통해 검증을 완료하였으며<sup>[5]</sup>, 난류모델의 검증은 RAE2888 Airfoil, 18% Arc Airfoil의 계산결과를 이용하였으며, 비정상 계산을 위해서는 18% Arc Airfoil의 결과를 사용하였다<sup>[12]</sup>. 본 논문에서는 ONERAM6 Wing 결과를 보였다.

### 가) ONERAM6Wing<sup>[11]</sup>

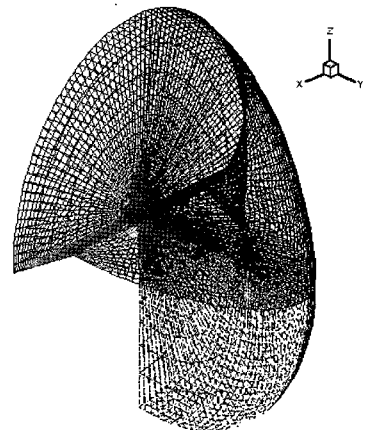
실험에 사용된 유동조건은 아래와 같다.

$$Ma = 0.729,$$

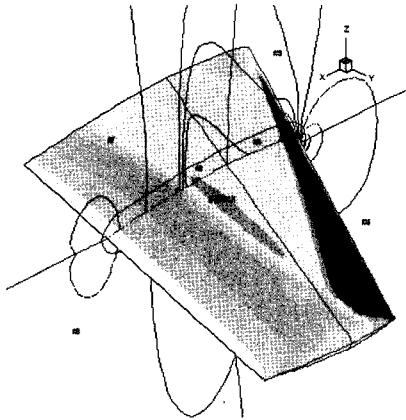
$$AOA = 2.79^\circ$$

$$Re = 6.5 \times 10^6$$

계산에 사용된 격자계는 그림 2에서 보는 것과 같으며, 8블록 290,816개의 격자가 사용되었다. 계산에 이용된 난류모델은 1방정식 모델인 S-A모델과 2방정식 모델인  $kw-SST$ 모델,  $\epsilon-SST$ 모델이 사용되었다.

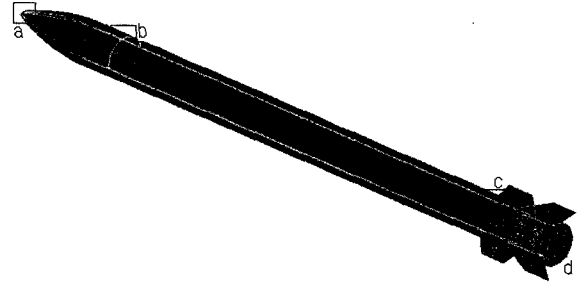


[그림 2] ONERAM6 Wing 격자계(8block)

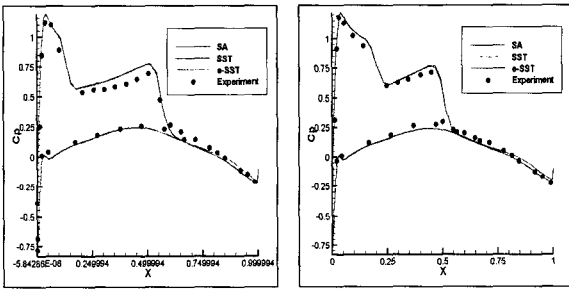


[그림 3] ONERAM6 Wing 격자계(8block)

그림 6 b)는 제트 On 상태에서의 측면 격자계로 정확한 유동현상 관찰을 위해 측추력 제트 근방에 격자가 밀집되어 있다. 그림 6 c)는 x-방향 기저면 격자계로 동심원 중심에서는 수렴성을 위하여 butterfly 형 격자계를 적용하였다.



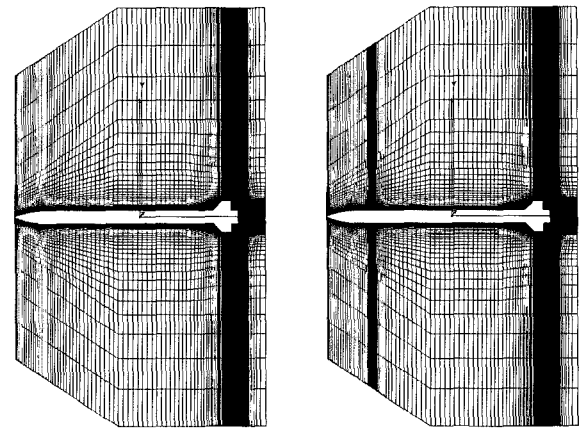
[그림 5] 유동해석 모델



a)  $y/b = 0.44$

b)  $y/b = 0.65$

[그림 4] 압력계수 비교



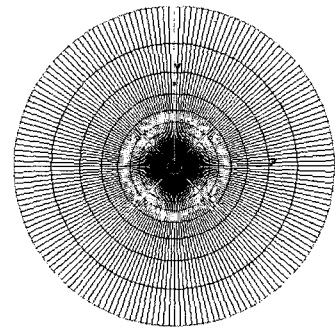
a) 측추력 Off 격자계

b) 측추력 On 격자계

그림 3에서 보면 표면에서 명확한 'λ-shock'을 확인할 수 있으며, 44%에서의 단면 압력선도 또한 확인할 수 있다. 이를 정량적으로 알아보기 위하여  $y/b=0.44$ 와  $y/b=0.65$ 에서 압력계수를 그림 4에서 실험치와 비교한 결과 잘 일치함을 알 수 있다.

## 2) 수치해석 모델 및 격자계

그림 5에 나타난 유도탄의 형상은 Von Karman 오자이브에 실린더를 합치고 십자형으로 4개의 핀을 장착하고, 전두부에 측추력기를 추가한 형상이다. 이때 Von Karman 오자이브의  $L/D=2$ , 실린더의  $L/D=14.7$ , 핀의  $tip/root=0.54$  이다. 그림 5에 a), b), c), d)로 표시한 부분은 격자 생성 시 주의해야 할 부분으로 a)는 유도탄의 전두부이고, b)는 측추력 제트 입구이며, c)는 핀의 전두부를 나타내고, d)는 기저영역이다. 그림 6 a)는 제트 Off 상태의 측면 격자계이고,



c) x-방향 격자계

[그림 6] 계산 격자계

제트 Off시 격자계는 12개 블록으로 이루어져 있으며, 전체 격자수는 2,152,360개이다. 제트 On인 경우는 13개 블록으로 이루어져 있으며, 전체 격자수는 2,306,216개이다. 유동이 대칭이므로 계산 시간을 절약하기 위하여 대칭면을 기준으로 반만을 해석하였다. 고도 10km에서의 자유류 조건은

$$Ma = 2.3, Re = 2 \times 10^7, P_{ref} = 0.265 Pa,$$

$$T_{ref} = 223K, \rho_{ref} = 0.4135 \text{ kg/m}^3 \text{ 이고,}$$

제트 경계 조건은

$$Ma_{jet} = 2.5, P_{jet}/P_{ref} = 101, \rho_{jet}/\rho_{ref} = 16.9$$

이며 제트 On/Off 상태에서 각각 유동 해석을 수행했다. 제트 경계조건은 반복 계산을 통해 구하였으며, 경계면의 값은 면의 평균값을 이용하였다.

### 3) 제트 경계조건

축추력기 내부 정체실 유동 조건은 아래와 같다.

$$\rho_0 = 49.0 \times \rho_{ref}$$

$$P_0 = 510.5 \times P_{ref}$$

$$T_0 = 10.4 \times T_{ref}$$

축추력기 입구는 정체조건을 사용했으며, 출구는 초음속 경계조건을 사용하였다. 형상의 복잡성으로 인하여 15개 블록에 911,360개의 계산 격자를 사용하였다.

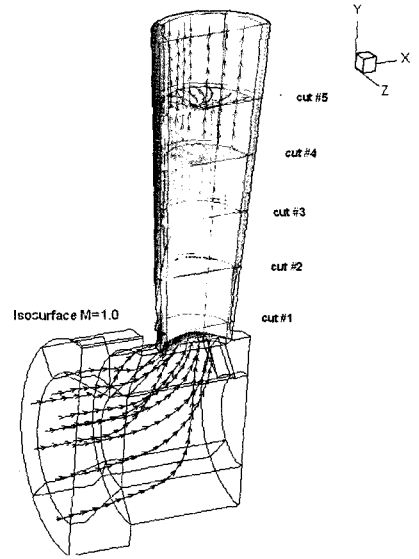
그림 7은 유선과 음속면(Ma = 1)을 나타낸다. 추력기 형상의 꺾임으로 인해 확산부에서 유동의 회전은 확인되며, 음속면이 노즐 목을 지나서 형성된다. 수렴한 계산 결과를 이용하여 평균을 취한 노즐 출구의 유동물성치 값은 아래와 같다.

$$Ma_{jet} = 2.5$$

$$P_{jet} = 263.458 Pa$$

$$\rho_{jet} = 6.983 \text{ Kg/m}^3$$

Navier-Stokes



유선 및 음속면

[그림 7] 축추력기 형상과 유동 형태

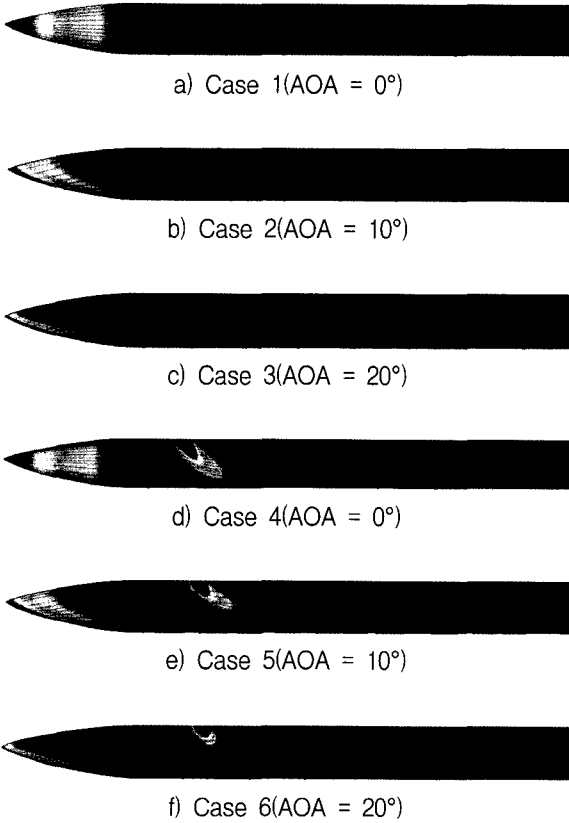
### 4) 수치해석 결과

고도 10Km에서 제트 On/Off시 AOA=0°, 10°, 20°에 대한 수치해석을 수행하였다. 이를 표 1에서 각각의 Case에 대해 표로 정리하면 아래와 같다. Case1, Case2, Case3는 제트 Off인 경우이고 Case4, Case5, Case6은 제트 On인 경우이다.

[표 1] 축추력기 형상과 유동 형태

Case No.	받음각	축추력
Case 1	0°	Off
Case 2	10°	Off
Case 3	20°	Off
Case 4	0°	On
Case 5	10°	On
Case 6	20°	On

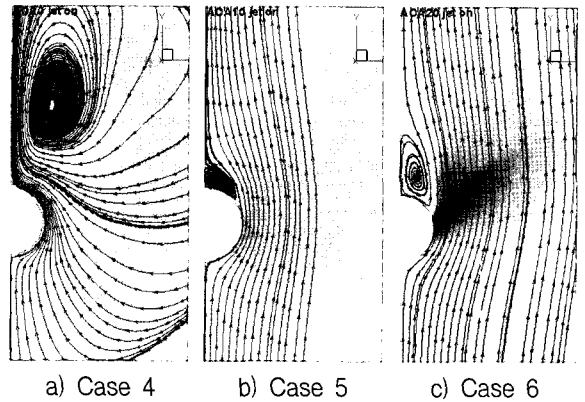
그림 8은 받음각에 따른 유도탄의 표면 압력분포와 유선의 분포를 나타냄으로써 박리영역을 비교하였다.



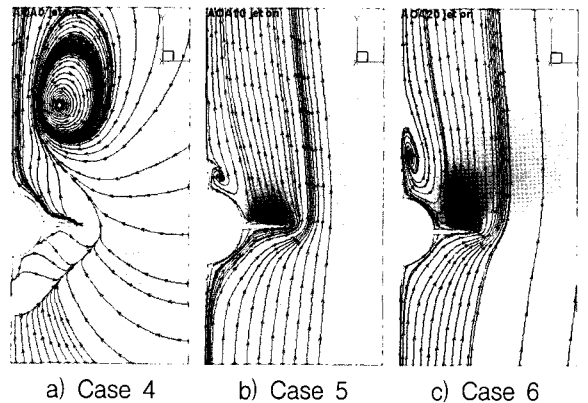
[그림 8] 받음각에 따른 박리영역 비교

그림 8 a), b), c)를 비교해보면 받음각이 증가함에 따라 박리 영역이 급격히 증가함을 알 수 있다. 그림 8 c)에서는 유동이 전두부의 팽창영역을 지나면서 박리를 일으킴을 확인할 수 있다. 그림 8 b)와 e)를 비교하면 case2의 박리 영역이 case5 보다 넓음을 볼 수 있는데 이는 제트가 유동장의 박리영역을 줄여주는 역할을 하고 있기 때문이다. 이것은 제트가 유동장에 에너지를 공급하는 역할을 하여 유동장의 관성을 키워 박리를 지연 시키는 역할을 하기 때문이다. 이러한 영향은 그림 8 c)와 f)를 비교했을 때에서도 비슷하게 나타난다. 즉 방향 조종을 위해 사용된 제트가 표면의 압력 변화를 일으켜 유동의 박리영역을 감소시키는 역할을 함을 확인할 수 있다. 그림 8 d), e), f)를 비교하면 받음각이 증가함에 제트의 영향 영역이 감소함을 알 수 있으며, 이는 제트가 박리된 유동과 함께 표면에서 빠른 속도로 떨어지기 때문이다.

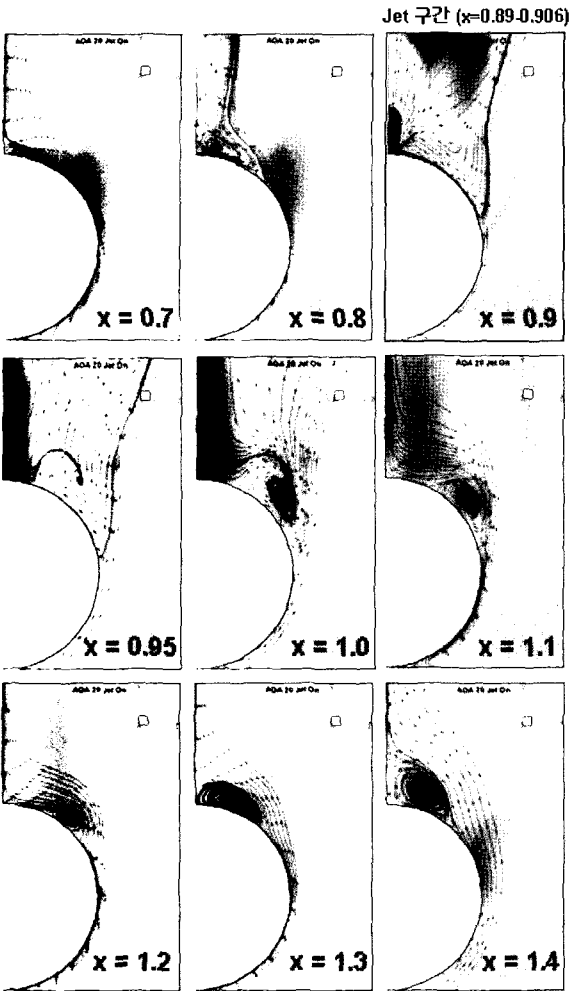
그림 9 a)에서 AOA=0°인 경우에서 바람맞이 반대 방향에서는 제트에 의해 큰 영역에 걸쳐 시계방향으로 강도가 약하지만 규모가 큰 와류가 발생함을 볼 수 있으며, 이것이 하류로 흘러가  $x=3.5$ 와  $x=4.4$ 에 남아있음을 그림 9 a), 그림 10 a)에서 확인할 수 있다. 그에 반해 그림 9 b), c)와 그림 10 b), c)는 제트에 의해 발생한 와류와 표면에서 유동의 박리에 의해 일어나는 와류가 서로 간섭을 일으킴을 확인할 수 있다. 제트에 의해 발생한 와류가 상대적으로 강도가 약하고 표면에서 발생한 와류의 강도는 강하다. 또한 두 와류의 방향은 서로 반대 이므로 강도가 강한 표면 와류의 영향으로 제트 와류가 소멸한다. 또한 두 와류의 간섭으로 인하여 표면에서 발생한 와류의 강도는 감소한다.



[그림 9] 압력 분포 및 와류유형( $x = 3.5$ )



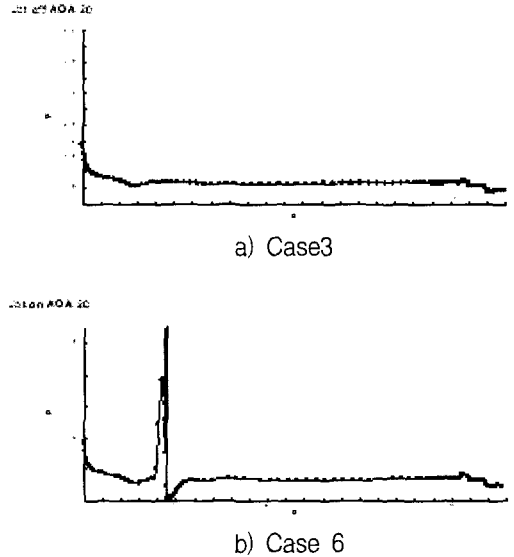
[그림 10] 압력 분포 및 와류유형( $x = 4.4$ )



[그림 11] 단면에 따른 압력분포 및 유선분포

그림 11은 AOA=20°에서 제트에 의한 와류와 표면에서 발생하는 와류의 상호 작용을 보여준다. 제트 전방에서 발생한 동체 와류가 x=0.9에서 제트에 의해 사라지고 제트에 의해 발생한 충격파를 지나면서 표면에서 박리가 시작된다. 특히 x=1.2에서 제트 와류와 표면 와류의 간섭에 의해 발생한 와류가 소멸되고 다시 표면에서 와류가 발생하여 유동 하류 방향으로 흘러감을 확인할 수 있다.

그림 12는 바람맞이 반대편 대칭면에서의 길이 방향으로의 AOA=20°에서 표면 압력분포이다. 그림 12 b)를 보면 제트 앞에서 발생한 경사충격파의 영향으로 압력비가 4까지 증가하며 제트 후류에서 저압

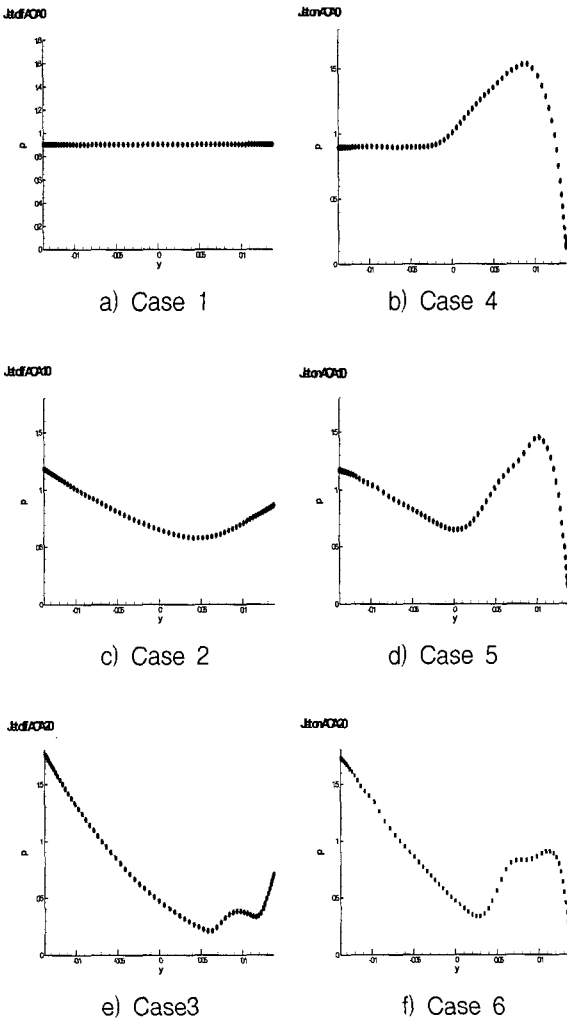


[그림 12] 바람맞이 반대방향 압력 분포

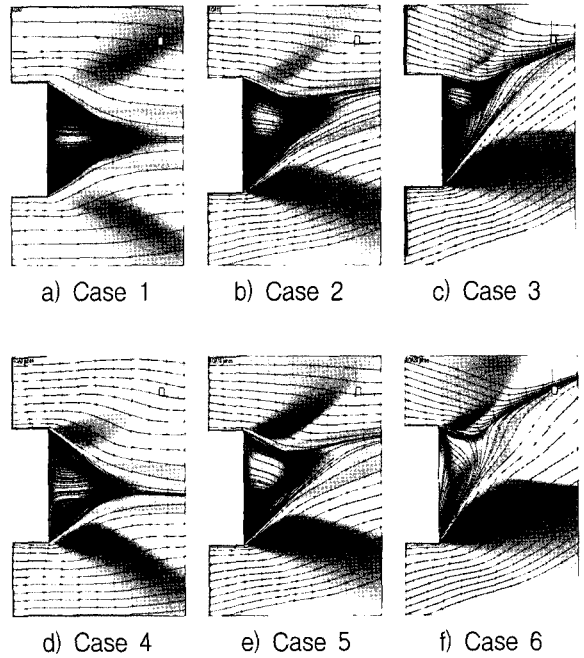
영역이 발생함을 확인할 수 있다.

제트 하류에서 발생한 저압영역을 보다 자세히 알아보기 위해 제트 영역 바로 뒤인 x=0.97 위치의 단면 압력 분포를 그림 13 a), b), c), d), e), f)에 나타냈다. 그림 13 a), c), e)에서 받음각이 증가함에 따라 동체방향에 수직인 속도성분이 증가하여 압력강하 폭이 커지고 그림 13 e)의 경우 박리에 의해 저압영역이 두 번 나타나고 있으며, 이는 고양각에서 복잡한 박리 형상의 영향이다. 받음각이 증가할수록 제트의 영향 영역이 줄어들고 있음은 제트 Off 경우와 비교하여 급격한 압력 상승이 발생하는 영역이 줄어드는 것으로서 확인할 수 있다. 또한 받음각이 증가할수록 제트 와류와 동체 와류간의 상호 간섭이 증가하여 최대 압력 값이 점차 감소하는 것을 확인할 수 있다.

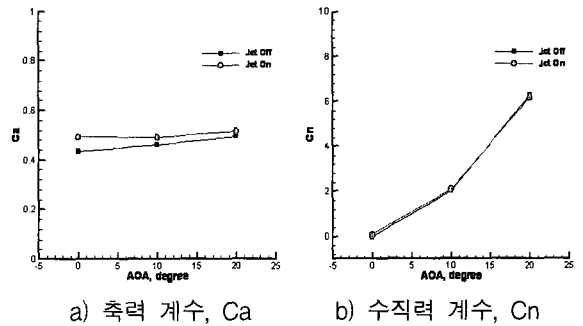
그림 14는 기저 영역의 압력 분포 및 유선 분포를 나타낸다. 모든 그림에서 팽창파 영역과 재순환을 확인할 수 있으며, 받음각의 영향과 제트의 영향에 따라 그 형태가 달라지고 있다. 그림 14 a), b), c)에서 받음각이 증가함에 따라 바람맞이 방향에서 고압 영역이 증가되고 있으며, 재순환 영역 내에서 비대칭성이 증가함을 확인할 수 있다. AOA=0°인 경우 그림 14 d)에서 제트의 영향으로 바람맞이 반대쪽에서 고압영역이 발생하여 하류에서 유선이 바람맞이 방향



[그림 13] 압력 분포 및 와류유형( $x=0.97$ )

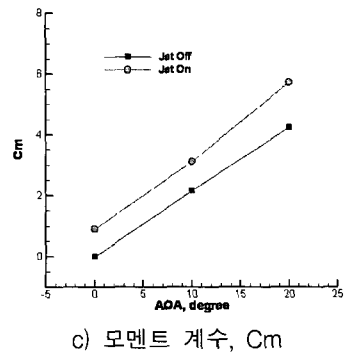


[그림 14] 기저 압력 및 유동 비교



으로 기울어짐을 볼 수 있다. 이는 그림 14 b), e)와 그림 14 c), f)의 비교를 통해서도 쉽게 확인할 수 있다.

그림 15 a)처럼 제트가 On 되어있거나 Off된 경우 둘 다 받음각이 증가하면 축력이 증가함을 확인할 수 있다. 받음각이 커지면 유동에 수직인 면적이 넓어지고 충격파의 강도가 강해지기 때문이다. 제트가 On된 경우가 축력이 큰 것은 제트에 의해 기저에서 압력이 작아지기 때문이다. 그림 15 b)에서는 받음각이 커지면 수직력 계수가 1차가 아닌 2차 곡선 형태로 증가하여 일반적인 실험결과의 추세와 일치함을 알 수 있



[그림 15] 받음각에 따른 공력계수

다. 또한  $AOA=0^\circ$ 에서 수직력이 제트 On인 경우가 높은 것은 유동에서 에너지를 공급받아 바람맞이 반대 방향이 압력이 더욱 낮아졌기 때문이다. 그림 15 c)에서는 제트가 있는 경우가 오히려 고개 들림 (Pitch Up) 모멘트가 크다. 하지만 이 결과는 제트의 반작용에 의한 모멘트는 생각하지 않고 압력 분포에 의한 모멘트만을 생각한 것이므로 물리적으로 타당하다. 즉 제트가 On되면 상류에서 발생한 와류가 제트에 의해 소멸되고 제트 이후부터 새로운 와류가 발생하기 때문에 보다 작은 규모의 와류 영역을 갖게 되고, 제트에 의한 에너지 공급으로 제트가 없는 경우보다 낮은 압력을 유지하기 때문이다.

표 2에 제트 Off 상태에서 실험결과와 계산결과를 비교하였다. 수직력 계수  $C_n$ 과 축력 계수  $C_a$ 를 비교한 결과 두 가지 모두 동일한 경향성을 보이고 있다. 축력 계수의 비교에서 기저를 포함하지 않은 경우와 기저를 포함하여 계산한 경우 약 2배 정도의 크기 차이를 보이고 있다. 이는 기저면의 압력 분포에 따라 축력 계산이 크게 달라짐을 보이는 것으로 정확한 기저면 압력 분포 계산에 높은 정확도의 난류 모델이 필요한 이유이기도 하다.

[표 2] 실험 결과와의 비교

	수직력 계수, $C_n$		축력계수, $C_a$		
	Exp.	Comp.	Exp.	Comp. No base	Comp. Base
Case1	0	0	0.290	0.273	0.432
Case2	1.822	2.000	0.330	0.284	0.459
Case3	5.518	6.270	0.341	0.291	0.492

### 3. 맺음말

본 연구에서는 고속 고양각에서 축추력 제트를 사용하는 유도탄의 형상에 대하여 고도 10km에서 축추력 제트 On/Off에 따른 유동 현상의 특성을 CFDS 코드를 이용하여 해석하였으며, 결과를 분석하였다. 또한 제트 Off 결과를 실험결과와 비교하여 유동해석

결과의 타당성을 확인하였다.

그 결과 축추력 제트가 유동장의 압력 분포를 변화시키며, 동체 와류와 상호 간섭을 일으키고 또한 기저 유동에 까지 영향을 미침을 확인 할 수 있었다. 이 과정에서 제트에 의한 와류와 동체 표면 와류간의 상호 작용으로 와류의 크기가 감소함을 알 수 있었으며, 기저면 압력 분포의 포함 여부가 물리적으로 타당한 축력 계수 산출에 필요함을 알 수 있었다.

## 후 기

본 논문은 국방과학 연구소의 장기기초 과제인 "CFD 유동해석의 응용성 증대연구"의 지원을 받아 수행되었습니다.

## 참 고 문 헌

- [1] Allen, H. J. and Perkins, E. W. "A Study of the Effects of Viscosity on Flow Over Slender Inclined Bodies of Revolution." NACA Rep. 1048, 1951.
- [2] Qin, N., and Foster, G. W. "Study of Flow Interactions due to a Supersonic Lateral Jet Using high Resolution Navier-Stokes Solutions", AIAA Paper 94-2151, June 1995.
- [3] Childs, R. E., and Caruso, S. C., 1987, "On the Accuracy of Turbulent Base Flow Predictions", AIAA Paper No. 87-1439.
- [4] 홍승규, 이광섭, "Application of Characteristic Boundary Conditions in the Flux-Difference Splitting Framework," 대한기계학회, pp.141 ~ 156, 1999.
- [5] 김재관, 이정일, 김종암, 홍승규, 이광섭, 안창수, "CFDS 코드의 효율성 개선", 춘계 한국전산유체공학회, pp.123~127, 2005.
- [6] Sung-soo Kim, Chongam Kim, Oh-Hyun Rho, and Seung Kyu Hong, "Cures for the Shock Instability : Development of Shock-



- Stable Roe Scheme”, Journal of Computational Physics, Vol. 185(2), pp.342~374, 2003.
- [7] K. H. Kim, C. Kim, and O. H. Rho, “Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows, Part I : AUSMPW+ Scheme”, J. of Computational Physics, Vol. 174, pp.38~80, 2001.
- [8] Wilcox, D. C., “Turbulence Modeling for CFD”, DCW Industries, Inc., 5354 Palm Drive, La Canada, Calif., 1993.
- [9] 김창성, “2-방정식 난류모델이 결합된 Navier-Stokes 방정식의 해석 및 응용”, 서울대학교 공학박사논문, pp.85~92, 2001.
- [10] 이보성, 김태윤, 박영희, 이동호, “ $\epsilon$ -SST 난류 모델을 적용한 벽면 근처 정사각주 유동장의 수치 해석”, 한국항공우주학회지, 제31권 제8호, 2003.
- [11] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/m6wing/m6wing.htm>.
- [12] 이동호, 노오현, 김종암, “CFD 유동 해석의 응용성 확대 - 2단계 최종보고서”, 국방과학연구소, 2005.