



## 유도무기 형상의 공력 특성 예측 방법 비교

노경호<sup>1</sup>, 강동기<sup>2</sup>, 김재현<sup>3</sup>, 김영진<sup>4</sup>

### A Comparison of Aerodynamic Prediction Methodologies for Missile Configurations

Kyung-Ho Noh<sup>1</sup>, Donggi Kang<sup>2</sup>, Jaehyun Kim<sup>3</sup> and Young Jin Kim<sup>4</sup>

LIG Nex1, Seongnam, Republic of Korea

#### ABSTRACT

The wind tunnel test data for the missile configuration were compared with analysis results using various semi-empirical code and CFD analysis code. The three types of configurations were used for comparison including 2 types of main wing, inline and interdigitate configuration that the main wing and tail intersect. Additionally, it was confirmed that the vortex flow was accurately predicted by comparing the CFD analysis result with the flow visualization test result.

#### 초 록

유도무기 형상에 대한 풍동시험 데이터를 다양한 반경험식 기반 코드 및 CFD해석 코드를 이용한 공력 해석 결과와 비교하였다. 주날개 형상 2종과 주날개와 꼬리날개가 일렬로 늘어선 inline 형상 및 서로 교차되는 interdigitate 형상 등 총 3가지 형상에 대해 시험결과와 비교하였으며, 형상의 특징에 따라 코드별로 차이가 있는 것을 확인하였다. 추가적으로 CFD해석결과를 유동가시화 시험결과와 비교함으로써 CFD 해석 코드가 와류의 흐름을 정확하게 예측하는 것을 확인하였다.

**Key Words** : Semi-Empirical Method(반경험적 기법), Missile DATCOM(미사일 DATCOM), MISL3, Aeroprediction(AP), CFD(전산유체역학), Wind Tunnel Test(풍동시험)

#### 1. 서 론

유도무기의 공력특성을 확인하는 방법을 분류한다면 해석적인 방법과 시험을 통해 획득하는 방법으로 나눌 수 있다. 해석적인 방법에는 이론식과 풍동시험 데이터를 기반으로 공력계수를 산출하는 반경험적 기법(Semi-Empirical method), 해석형상 표면에 소형격자를 이용하여 해를 구하는 패널법(Panel Method), Navier-stokes 방정식등을 기반으로 3차원 형상에 대한 해석이 가능한 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics: CFD)이 있다. 시험을 통해 공력특성을 확인하는 방법으로는 지상에서 풍동시험 장치를 활용하여 측정하는 방법과 실제 유도무기의 비행시험을 통해 확인하는 방법이 있다.

설계 초기단계에서는 시간적, 비용적, 기술적인 제약으

로 시험적인 방법보다는 해석적인 방법을 이용하고 있고 해석적인 방법 중에서도 계산 시간이 빠르고 비교적 정확한 해석이 가능한 반경험적 기법을 많이 활용한다.

반경험적 기법은 유동장을 직접 해석하지 않기 때문에 패널법이나 CFD에 비해 계산 과정이 간단하여 해석 시간이 짧은 장점이 있고, 형상변경이 발생해도 해석이 용이하기 때문에 여러 대안 형상들에 대한 경향성 분석과 공력데이터를 확보하는 것이 가능하다.

공력데이터는 구조설계 및 해석을 위한 공력하중으로 사용되고, 높은 온도에서도 강건한 기체설계를 위한 공력가열 데이터로 사용되기도 하며 조종면의 힌지모멘트는 구동장치 설계를 위한 데이터로 활용되기 때문에 정확도가 높은 공력데이터를 빠르게 확보할 수 있다면 완성도 높은 유도무기 설계가 가능하다.

† Received : August 31, 2022    Revised : October 6, 2022    Accepted : October 13, 2022

<sup>1</sup> Chief Research Engineer, <sup>2-4</sup> Research Engineer

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : [kyungho.noh@lignex1.com](mailto:kyungho.noh@lignex1.com)

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

또한 유도조종 분야의 설계를 위한 공력계수(정안정 및 동안정미계수)등을 제공하여야 하는데 예상 비행영역에서의 마하수, 받음각, 뱅크각, 고도, 조종면 변위각 등의 많은 변수들의 함수이므로 방대한 분량이 된다. 따라서 설계 초기단계에서는 반경험적 기법을 사용하는 것이 일반적이다[1].

실무 현장에서 가장 많이 사용되는 반경험적 기법 코드로는 DATCOM의 미사일 버전인 Missile DATCOM [2,3], 미 해군에서 개발이 시작된 Aeroprediction code (AP) [4,5]와 Nielsen社에서 개발된 MISL3 [6,7] 등이 있다. 이러한 코드들은 프로그램 내부에 구현된 이론식 및 시험 데이터베이스를 바탕으로 계산을 수행하므로 계산 형상이 데이터베이스 내에 있지 않을 경우 부정확한 결과를 도출하기도 한다. 이로 인해 반경험적 기법 코드를 이용할 경우 해당 코드의 예측 특성 및 형상별 정확도를 사전에 인지하고 있을 필요가 있다.

이에 본 연구에서는 풍동시험을 수행한 3종의 유도무기 형상에 대해 다양한 반경험적 기법 코드와 CFD를 활용하여 해석을 수행하였으며, 해석 결과를 풍동시험 결과와 비교하여 사용한 코드들의 특성을 분석하고자 한다. 사용한 반경험적 기법 코드는 위에서 언급된 코드인 Missile DATCOM, AP, MISL3이며 CFD 해석은 STAR-CCM+를 사용하였다.

## II. 본 론

### 2.1 해석 형상 및 조건

해석을 수행한 유도무기 형상 및 해석 조건은 다음과 같다.

#### 2.1.1 해석 형상

해석에 사용한 형상은 풍동시험을 완료한 3가지 형상으로 Fig. 1과 같다. Configuration 1은 가로세로비(AR: aspect ratio)가 5.0인 주날개 4개가 조립되며 직사각형 형상의 꼬리날개가 45° 회전한 interdigitate 형상이고, Configuration 2는 Configuration 1과 같은 주날개와 꼬리날개가 동일 축에 있는 inline 형상이다.

Configuration 3은 가로세로비가 0.4인 주날개가 장착되고 Configuration 1, 2와 동일한 꼬리날개가 inline으로 배치된 형상으로 주날개의 가로세로비에 따른 특성을 비교하기 위한 형상이다.

세 형상은 노즈부 형상, 꼬리날개 형상 및 위치가 모두 같으며 동체 길이와 직경의 총횡비(fineness ratio)는 8.8로 동일하다.

형상 좌표계는 Fig. 2와 같이 정의하였다. 동체축(body axis)을 기준으로 공력계수를 산출하였으며, 유도무기를 후방에서 봤을 때 유도무기의 무게중심에서 4번 fin으로 향하는 축을 z축, 1번 fin으로 향하는 축을 y축으로 정의하였고, 유도무기 동체를 따라 뒤쪽으로 향하는 축을 x축으로 정의하였다. 모멘트는 노즈팁을 기준으로 계산하였다.

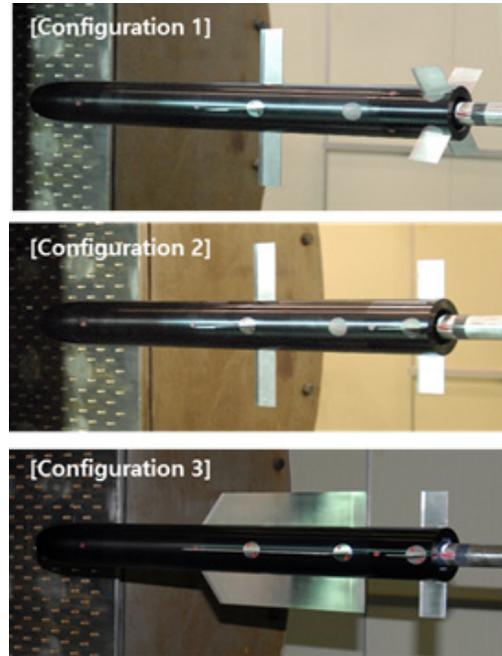


Fig. 1. Wind tunnel test configurations

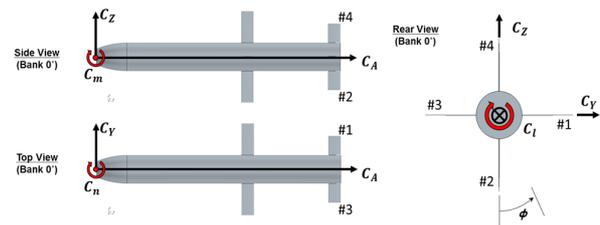


Fig. 2. Coordinate system

#### 2.1.2 해석 조건

해석은 풍동시험 데이터를 확보한 마하수  $M=0.6$ 과  $M=0.75$  2개의 마하수에 대해서 수행하였으며, 뱅크각과 조종각은  $0^\circ$ 로 고정하였다. 받음각은  $M=0.6$  조건에서는  $-5^\circ \sim +16^\circ$ 까지,  $M=0.75$ 는  $-5^\circ \sim +12^\circ$ 까지 시험을 수행하였다. 또한 뱅크각(bank angle)에 따른 특성을 확인하기 위해 Configuration 1형상에 대해  $M=0.75$ 에서 받음각  $5^\circ$ 와  $10^\circ$ 에서 뱅크  $-30^\circ \sim +150^\circ$ 까지 회전하며 시험을 수행하였다.

### 2.2 반경험적 기법 코드(Semi-Empirical codes)

본 논문에서 사용한 반경험적 기법 코드인 Missile DATCOM, AP, MISL3의 주요 특징은 다음과 같다.

#### 2.2.1 Missile DATCOM

Missile DATCOM은 미 공군과 McDonnell Douglas社(현 Boeing)에서 개발되었으며, 기본적으로 이론식과 풍동시험 데이터베이스를 활용하고 Build-up 방식으로 공력계수를 산출하는데 먼저 각 구성요소들의 공력을 계산하고 구성요소 간의 interference를 계산하여 최종 공력을 산출한다.

Missile DATCOM의 주요 특징은 다음과 같다[8].

- 6 DOF 공력 계수 및 Dynamic derivatives 산출
- 임의의 뱅크각 해석 가능
- 날개 4set까지 가능
- 임의의 각도로 날개 8개까지 배치 가능
- 핀 힌지 모멘트, 벤딩 모멘트 계수 산출
- Side, top mount 엔진 inlet 형상 계산 가능
- 외부돌출물(protuberance) 해석 가능

### 2.2.2 Aeroprediction Code (AP)

AP는 미 해군 NSWC에서 개발이 시작되었으며, 개발자인 Dr. Moore의 은퇴 이후 그의 개인 회사인 Aeroprediction社에서 개발이 지속되고 있다. 본 연구에서는 AP13을 사용하였으며, 공력계수를 산출하는 방식은 Missile DATCOM과 같은 Build-up방식이지만 계산방법이나 공력데이터베이스의 차이로 인해 두 코드의 결과는 다르게 산출된다.

AP의 주요 특징은 다음과 같다[9].

- 해석 가능 마하수 :  $M=0.0 \sim M=20.0$
- Angle of attack :  $0^\circ \sim +90^\circ$
- Deflection angle :  $-40^\circ \sim +40^\circ$
- 3 DOF 공력 계수 산출 (pitch plane)
- 롤링 모멘트 계산 기능 추가
- 뱅크  $0^\circ, 45^\circ$  해석 가능
- 날개 2 set까지 가능
- 임의의 각도로 날개 배치 불가 (interdigitate 형상 해석 불가)
- 3 DOF Trajectory simulation 가능

### 2.2.3 MISL3

MISL3는 Nielsen社에서 개발하였으며 일반적인 유도무기 형상의 공력데이터를 제공한다. 현재는 AMA社 (Analytical Mechanics Associates)에서 유지관리 서비스를 제공하고 있다.

등가받음각(equivalent angle of attack), 동체와 날개의 간섭으로 인한 vorticity 분석 등의 개념이 적용되어서 해석의 정확도가 높다. Fig. 3은 해석 대상 유도무기의 vortex 모델링 결과로 TECPLOT을 이용하면 유동흐름 가시화가 가능하다.

MISL3의 주요 특징은 다음과 같다[10].

- 해석 가능 마하수 :  $M=0.5 \sim M=5.0$
- 날개 3 set까지 가능
- Fin aspect ratio :  $0.25 \sim 10.0$
- Angle of attack :  $-90^\circ \sim +90^\circ$
- Deflection angle :  $-40^\circ \sim +40^\circ$
- Interdigitate 형상 해석 가능
- 날개 및 동체의 공력하중 계산 가능

## 2.3 전산유체 해석 코드(Computational Fluid Dynamics: CFD)

본 연구에서는 전산유체해석을 위해 SIMENS社에서 개발한 상용코드인 STAR-CCM+ v16.06을 사용하였다[11].

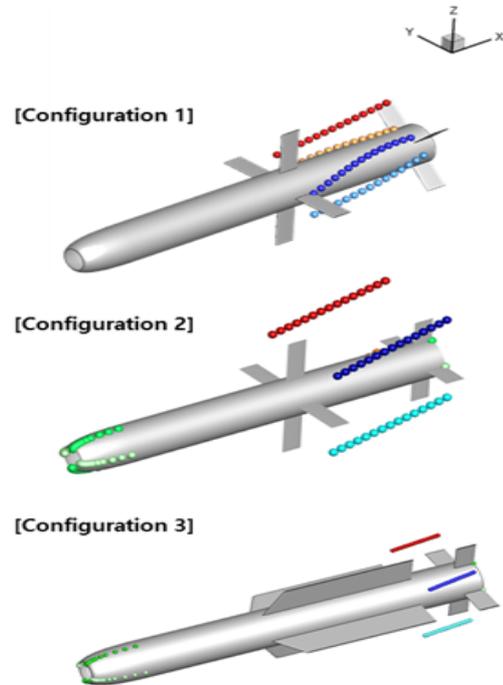


Fig. 3. MISL3 modeling of configurations

### 2.3.1 격자구성

해석을 위한 격자계는 Fig. 4와 같이 구성하였으며, 비정렬 격자계(unstructured grid)를 사용하였다. 비정렬 격자 생성방식은 벽면근처에 다면체 형태의 격자만을 사

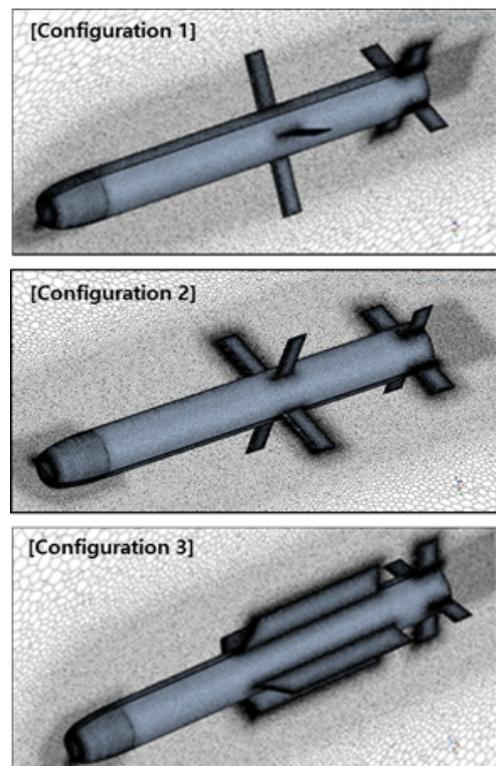


Fig. 4. Mesh configurations

용하여 경계층을 예측하기 어렵다. 따라서 경계층을 정확하게 예측하기 위해서는 벽면에서 수직방향으로 일정 높이까지 얇은 층을 쌓는 프리즘 레이어(prism layer)방식을 사용한다.

정확한 경계층 포착을 위해서 벽면으로부터 1.5 $\mu\text{m}$  지점에 첫 번째 프리즘 레이어를 생성하였고,  $y^+$ 가 1 이하로 구성되도록 하였다. 프리즘 레이어는 벽면으로부터 3mm까지 총 25개를 사용했다. 해석에 사용한 표면 격자수는 약 49만 개이고, 전체 격자는 약 1,020 ~ 1,230 만개로 구성되었다. 형상 벽면 경계조건은 단열점성벽(viscous adiabatic wall) 조건을 적용하였고, 원방경계조건은 자유류 조건으로 적용했다.

### 2.3.2 해석 방정식

전산해석으로 3차원 압축성 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)를 사용하여 정상해를 구했다. 보존형 3차원 압축성 지배방정식은 아래의 식과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial(f_j - f_{vj})}{\partial \xi_j} = 0, j = 1, 2, 3 \quad (1)$$

식 (1)의  $q$ 는 지배방정식의 유동 변수를 나타내며,  $f_j$ 와  $f_{vj}$ 는 각각 비점성 유속 벡터와 점성 유속 벡터들의 미한다. 지배방정식의 공간이산화화를 위해서 격자 중심의 유한체적법을 적용했으며, Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)[12] 공간차분기법을 사용했다. 2차 정확도의 풍상차분법을 사용하여 비점성 유속을 계산하였으며, 수치해의 진동을 억제하기 위해서 Venkatakrishnan 제한자[13]를 적용하였고 점성 유속벡터는 2차 정확도의 중심차분법을 사용했다.

난류모델은 경계층과 유동박리를 정확하게 포착하도록 Menter의  $k-\omega$  SST 난류모델[14]을 사용했다.

## III. 결 과

### 3.1 기본공력 해석결과

Figures 5-7은 풍동시험(Wind Tunnel Test : WT) 결과, 반경험적 기법 코드해석 결과, CFD해석결과를 나타낸 것으로 AP는 interdigitate 형상 해석을 할 수 없기 때문에 inline형상의 결과만 비교하였다. 뱅크각이 0°인 경우 형상은 대칭이 되기 때문에  $C_Y$ ,  $C_n$ ,  $C_l$ 은 비교에 의미가 없다고 판단되어  $C_Z$ ,  $C_m$ ,  $C_A$ 에 대해서만 비교하였다.

Figures 8, 9는 Configuration 1의 조종각은 롤(roll) 명령( $\delta_r$ ) +5°로 고정하고 마하수 0.75에서 받음각( $\alpha$ ) 5°와 10°에서 뱅크 스위프(Bank sweep)을 수행한 결과와 해석결과를 비교한 그래프이다. AP는 뱅크각 0°와 45°만 해석이 가능하기 때문에 CFD, Missile DATCOM, MISL3결과를 비교하였다.

### 3.1.1 수직력 계수( $C_Z$ )

수직력 계수를 비교한 결과, Missile DATCOM, AP, MISL3, CFD 모두 시험결과와 유사한 예측 특성을 보여준다.

Figures 5, 6에서 확인이 가능하듯이 CFD 해석은 모든 형상에서 반경험적 기법보다 정확하게 예측하였고, 해석 코드들은 전반적으로 inline 형상에 대한 정확도가 interdigitate 형상보다 높았다.

Figure 7과 같이 주날개의 시위(chord)가 길어서 주날개와 꼬리날개 사이의 간격이 좁은 Configuration 3 형상은 반경험적 기법 코드들은 시험 값보다 작게 예측하는데 이는 주날개에서 발생한 와류(vortex)가 동체나 꼬리날개에 미치는 영향을 계산하는 방법에 대한 차이로 볼 수 있다.

반경험적 기법 코드들의 경우 저받음각에서는 이론식에 기반한 계산식을 사용하지만, 고받음각에서는 풍동시험 데이터베이스에 기반한 각 코드들의 경험식으로 계수를 산출하기 때문에 받음각이 커질수록 코드 간에 결과 차이가 발생한다.

그 결과 Missile DATCOM의 경우 고받음각에서는  $C_Z$ 의 예측을 크게 예측하고, MISL3의 경우 반대로 작게 예측 하는 경향이 나타났다.

Figures 8, 9에서와 같이 Missile DATCOM의 경우 뱅크각의 변화에 대해서도 비교적 높은 정확도를 나타냈지만, MISL3의 경우 시험결과와 차이가 나타나는 것을 확인하였다.

### 3.1.2 피칭 모멘트 계수 ( $C_m$ )

피칭 모멘트 계수의 경우 수직력 계수( $C_Z$ )와 압력중심( $X_{CP}$ )의 정확도가 중요한 요소이다. CFD 해석 결과는 전체 형상에서 시험 값과 유사하게 계산되는 것을 확인하였다.

반경험적 기법 코드는 세 가지 코드 모두 시험결과와 유사한 경향을 보여주고 있으며, AP가 해석이 가능한 형상이라면  $C_Z$ 와  $C_m$  모두 가장 정확하게 예측하는 것으로 보인다.

Missile DATCOM은 10° 이상의 고받음각에서 나타나는  $C_Z$ ,  $C_m$ 의 비선형성을 제대로 포착하지 못하지만 받음각 10° 이내에서는 계수의 기울기뿐만 아니라 계수값까지 비교적 정확하게 예측한다.

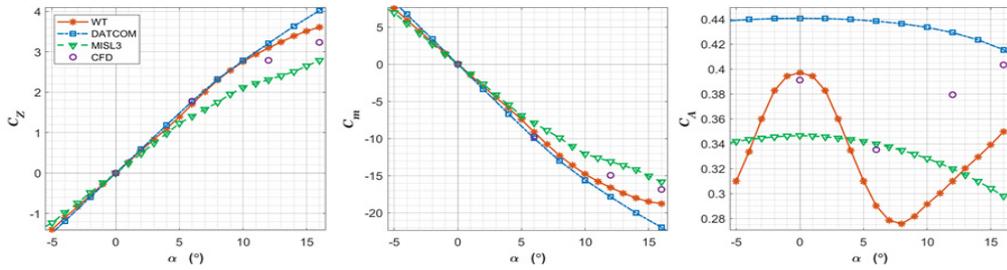
MISL3는  $C_Z$ ,  $C_m$  곡선 기울기가 작게 나타나는 특성 때문에 저받음각인 5°에서도 뱅크각에 따른 계수값에 차이가 나타난다.

고받음각에서는 Missile DATCOM 결과는 선형적으로 나타나는 데 비해 MISL3는 시험데이터와 유사한 기울기가 나타나는 것을 확인하였다.

### 3.1.3 축력 계수 ( $C_A$ )

Figures 5-7에서 확인할 수 있듯이 축력 계수의 CFD 해석 결과는 시험데이터와 다소 차이가 있으나 받음각에 따른 경향은 유사하게 예측하였다.

(a)  
M=0.6



(b)  
M=0.75

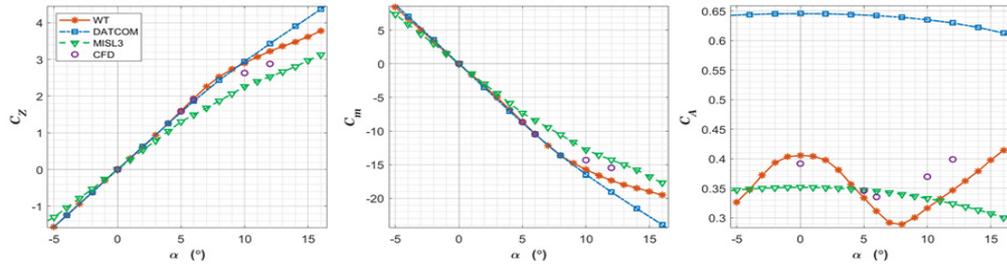
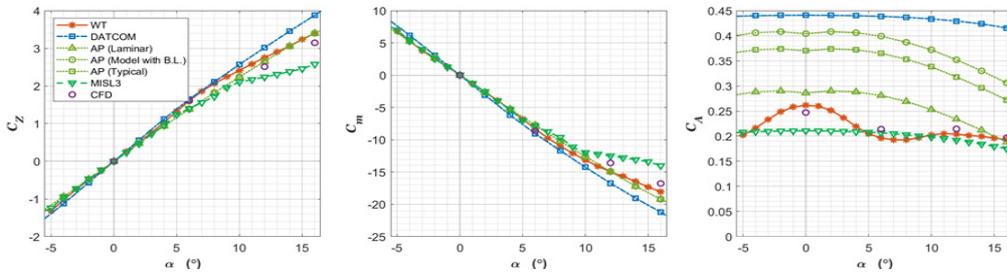


Fig. 5. Comparison of Aerodynamic coefficients (Configuration 1)

(a)  
M=0.6



(b)  
M=0.75

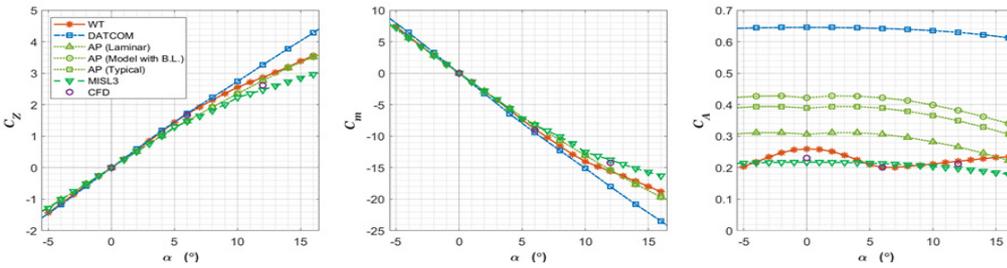
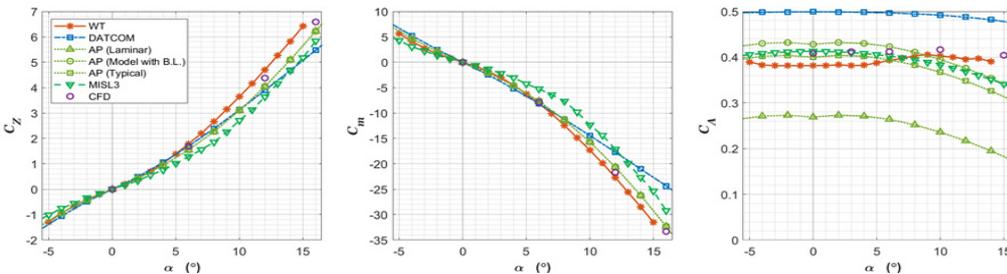


Fig. 6. Comparison of Aerodynamic coefficients (Configuration 2)

(a)  
M=0.6



(b)  
M=0.75

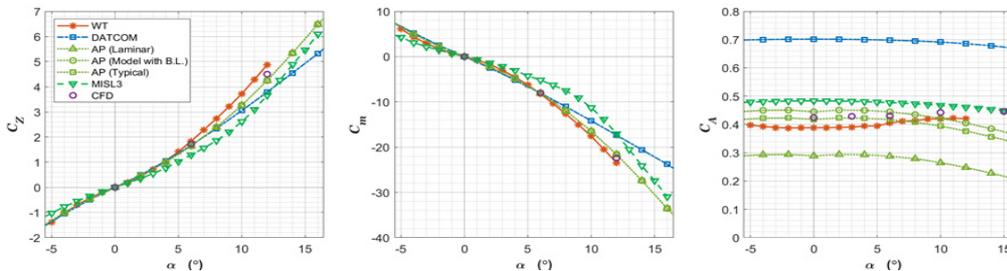


Fig. 7. Comparison of Aerodynamic coefficients (Configuration 3)

Table 1. Transition Reynolds number option[15]

Option	Transition Reynolds number	
	Body	Wings
Typical Flight Configuration	$1 \times 10^6$	$0.5 \times 10^6$
Model with Boundary Layer Trip	$1 \times 10^2$	$1 \times 10^2$
Smooth Model With No Boundary Layer Trip	$4 \times 10^6$	$2 \times 10^6$
Laminar Flow over Entire Model	$1 \times 10^{10}$	$1 \times 10^{10}$

반경험적 기법 코드 중에서는 Missile DATCOM 결과는 3가지 형상 모두 과하게 예측하였고, MISL3의 경우 받음각에 따른 시험결과 데이터의 경향성을 포착하진 못 하지만, 비교적 시험결과와 비슷한 수준의 계수값을 나타낸다.

AP의 경우 Table 1과 같이 표면 거칠기에 따른 옵션을 선택하여 계산할 수 있는데 옵션에 따른 Transition Reynolds수를 반영하여 Skin friction을 계산하기 때문에 축력계수에서 차이가 발생한다.

선택 가능한 옵션 중에 Typical Flight Configuration, Laminar Flow over Entire Model, Model with Boundary Layer Trip 등 3가지 옵션을 적용하여 계산하였고 Typical Flight Configuration은 축력을 크게, Laminar Flow over Entire Model은 작게 계산하였다.

### 3.1.4 축력 계수 ( $C_Y$ )

축력 계수의 경우 Figs. 8, 9에서 확인할 수 있듯이 각 코드들의 예측 정확도가 수직력 계수( $C_Z$ )와 유사한 수준인 것으로 판단된다.

### 3.1.5 요잉 모멘트 계수 ( $C_n$ )

요잉 모멘트 계수의 경우도 피칭 모멘트 계수( $C_m$ )와 마찬가지로 축력 계수( $C_Y$ )의 정확도와 압력중심( $X_{CP}$ )의 영향이 반영되어 계산되었으며, 각 코드별 정확도는 피칭모멘트와 유사하였다(Figs. 8, 9).

### 3.1.6 롤링 모멘트 계수 ( $C_l$ )

롤링 모멘트 계수의 경우 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 받음각  $5^\circ$ 에서 CFD해석결과가 가장 정확하였고, Missile DATCOM과 MISL3결과는 모두 시험데이터보다 작게 예측하였다.

받음각이  $10^\circ$ 인 Fig. 9에서는 CFD, Missile DATCOM, MISL3결과 모두 시험데이터와 차이가 발생하였는데 롤링 모멘트는 주날개에서 발생한 와류(vortex)가 꼬리날개와 간섭하면서 매우 복잡한 비선형 특성을 야기하는 것으로 알려져 있다[16].

특이한 점은 CFD와 MISL3결과가 시험결과와 유사한 경향성을 보여준다. 특히 MISL3는 일정한 간격을 유지하면서 시험결과와 아주 유사한 경향을 보여주는데, 이는 롤링 모멘트 계산 시 주날개와 꼬리날개의 interference를 계산하는 방법이 비교적 정확하게 구성되어 있음을 보여준다.

계수값 예측에 높은 정확도를 갖는 CFD와 경향성 예측 정확도가 높은 MISL3를 조합하여 활용한다면 롤링 모멘트의 예측에 정확도를 높일 수 있을 것으로 예상된다.

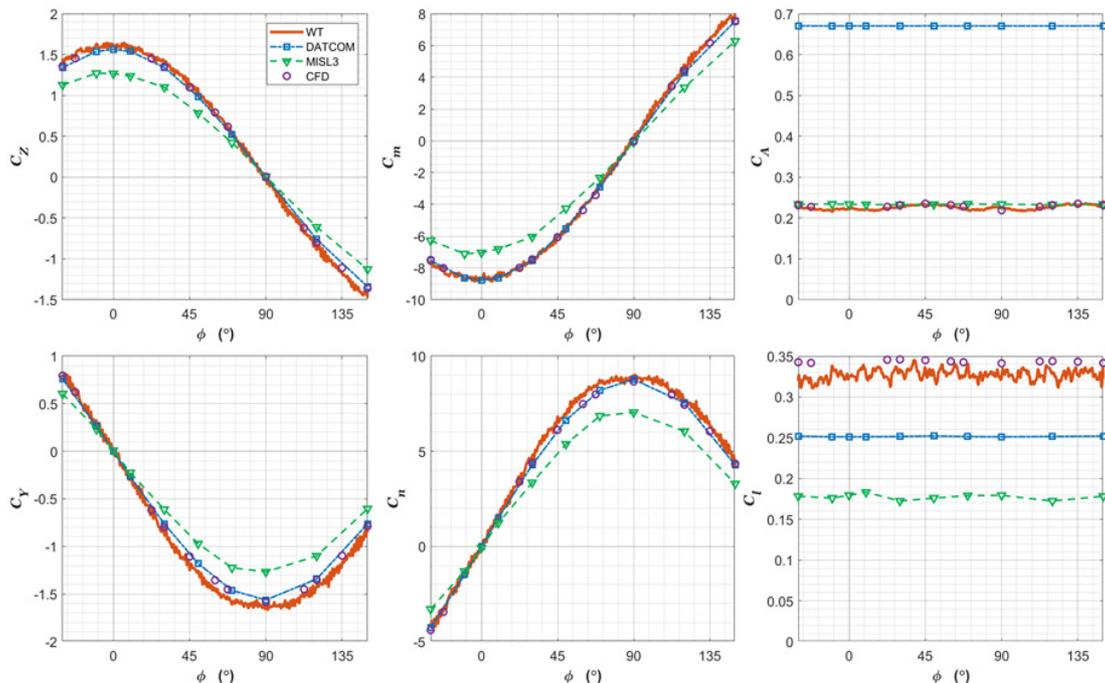


Fig. 8. 6DOF vs Roll angle( $M=0.75$ ,  $AoA=5^\circ$ ,  $\delta_r=+5^\circ$ )

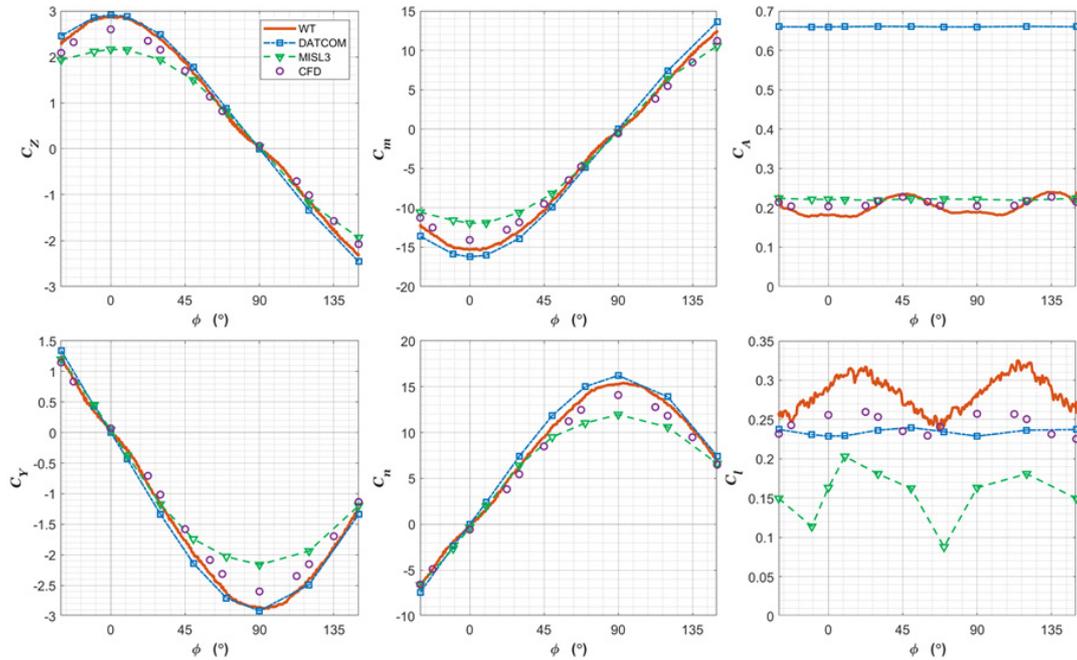


Fig. 9. 6DOF vs Roll angle(M=0.75, AoA=10°, δ<sub>r</sub>=+5°)

### 3.2 유동가시화 시험 결과

Figures 10, 11은 Configuration 1의 유동가시화 시험 결과와 CFD해석결과를 나타낸 것으로 유동가시화는 Oil flow방법을 사용하였다. 시험조건은 마하수 0.75에서 받음각 5°로 고정하여 시험을 수행하였으며, 시험모델의 표면에 점성이 있는 Oil을 분포시키고 유동을 흐르게 하였다. 시험결과 시험동체와 주날개 위 유동의 간섭으로 인한 와류가 발생하였으며, 유동가시화 결과 위에 CFD 해석결과를 같이 나타내었다.

Figure 10은 주날개의 코드방향으로 중심부터 뒷전(trailing edge)까지 유선을 나타내고 Fig. 11은 주날개의 스펠방향중심부터 끝단(wing tip)까지 유선과 표면 마찰력분포를 나타낸다.

Figures 10, 11에서 확인할 수 있듯이 주날개 뿌리(wing root)부터 스펠방향 중심선(wing centerline)까지 유선 및 유동박리에 대해서 CFD결과와 유동 가시화 시험 결과가 매우 유사하다. 또한 주날개와 동체간 간섭으로 인한 동체 표면 유동박리에 대해서 CFD해석이 매우 높은 정확성으로 예측한 것을 알 수 있다.

그러나 Fig. 10에서 주날개 끝단 주위 유동 방향 및 유동박리 크기 비교 시 CFD결과와 유동가시화 시험 결과가 상이하다. 이는 전산해석에 적용한 난류모델 특성상 날개 끝단 유동처럼 복잡한 와류구조를 정확하게 예측하기 어렵기 때문이다. 일반적으로 사용되는 RANS 난류모델은 유동변수를 모두 시간 평균화하기 때문에 비정상 특성이 강한 날개끝단 주위의 유동 구조를 예측하는 데 한계가 존재한다. 이러한 한계는 고차정확도 수치기법을 적용하거나 LES 또는 DES와 같은 난류모델을 사용함으로써 보완할 수 있지만 해석 시간이 매우 오래 걸린다는 단점이 있다.

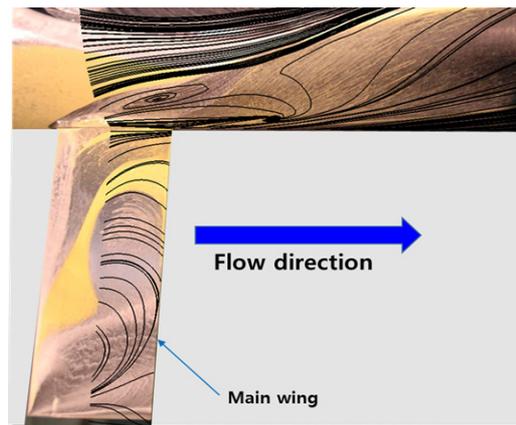


Fig. 10. Streamline of configuration 1 (M=0.75)

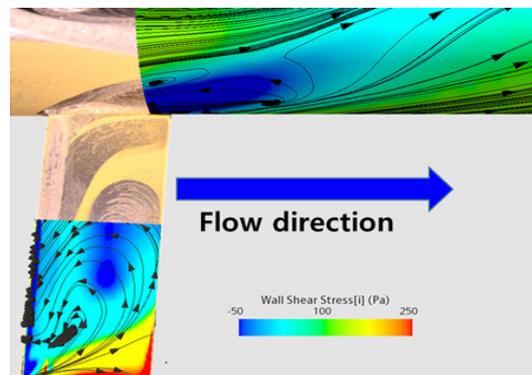


Fig. 11. Stress of configuration 1 (M=0.75)

결론적으로, RANS모델이 끝단 유동에 대해서 정확하게 예측할 수 없더라도 적은 해석시간으로 전반적인 날개 유동특성을 비교적 정확하게 예측했다고 판단한다.

## IV. 결 론

풍동시험결과와 반경험적 기법 프로그램인 Missile DATCOM, AP, MISL3와 전산유체해석 프로그램인 STAR-CCM+를 이용하여 유도무기 형상의 공력 특성을 예측하였으며 그 결과를 비교하였다.

1. 수직력의 경우 반경험적 기법 코드와 CFD해석은 interdigitate형상보다 inline형상에서 정확도가 높았으며, 날개간의 interference영향이 적은 형상이 정확도가 높았다. 대부분 코드들은 받음각 10° 이내에서는 시험데이터와 유사하게 예측하지만 고받음각에서는 차이가 발생하였다.

2. 피칭 모멘트의 경우 AP에서 계산할 수 있는 형상이라면 Missile DATCOM과 MISL3에 비해 정확도가 높았으며 interdigitate형상보다 inline형상에서 정확도가 높았다.

3. 축력의 경우 Missile DATCOM은 크게 예측하였고, MISL3는 비교적 유사한 결과를 보여준다.

축력 예측에서 높은 정확도의 데이터가 필요한 경우 CFD를 활용하고, 해석 시 난류모델, 격자 구성 방법 등을 다양하게 연구하는 것이 필요하다.

4. 축력과 요잉 모멘트는 각각 수직력과 피칭 모멘트의 결과와 유사한 정확도를 보인다.

5. 롤링 모멘트 산출 시 반경험적 기법 코드들은 작게 예측하였는데, 이는 날개간의 간섭현상을 제대로 예측할 수 없기 때문에 오차가 발생한 것으로 판단된다. 반경험적 코드와 CFD해석 코드를 상호보완적으로 활용하면 보다 정확하게 예측이 가능할 것으로 판단된다.

6. CFD해석방법과 반경험적 기법들을 조합하여 사용하면 해석시간은 줄이면서도 정확도가 높은 공력데이터의 확보가 가능하여 설계 시간을 단축시킬 수 있다.

## References

- 1) Yoon, S. J., "Some Trends in Aerodynamic Analysis Methods," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 3, 1994, pp. 107~116.
- 2) Hemsch, M. J., "The Component Build-Up Method for Engineering Analysis of Missiles at Low-to-High Angles of Attack," *Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology*, AIAA, 1992.
- 3) Rosema, C. C., Doyle, J. B. and Blake, W. B., *Missile Data Compendium (DATCOM) User Manual - 2014 Revision*, December 2014.
- 4) Moore, F. G. and Moore, L. Y., "New Method to Predict Nonlinear Roll Damping Moments," *Journal*

*of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45 No. 5, 2008, pp. 955~964.

5) Moore, F. G. and Moore, L. Y., "Approximate Method to Calculate Nonlinear Rolling Moment due to Differential Fin Deflection," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49 No. 2, 2012, pp. 250~260.

6) Pitts, W. C., Nielsen, J. N. and Kaattari, G. E., "Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds," NACA TR-1307, 1957.

7) Blair Jr., A. B., Love, J. and Lesieutre, D., "Recent Applications and Improvements to the Engineering-Level Aerodynamic Prediction Software MISL3," AIAA Paper 2002-0275, AIAA 40th Aerospace Sciences Meeting, January 2002.

8) Blake, W. B., *MISSILE DATCOM User's Manual-2011 Revision*, Air Force Research Laboratory, March 2011.

9) Moore, F. G. and Moore, L. Y., "2009 Version of the Aeroprediction Code: AP09," *Journal of Spacecraft and Rockets* Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 677~690.

10) Lesieutre, D. J., "MISL3 Aerodynamic Analysis For Finned Vehicles With Axisymmetric Bodies," NEAR TR 654, Nielsen Engineering & Research, June 2010.

11) Siemens Industries Digital Software, *Simcenter STAR-CCM+ User Guide - Version 2021.6*, Siemens, June 2021.

12) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, No. 2, 1981, pp. 357~372.

13) Venkatakrishnan, V., "On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions," AIAA 31st Aerospace Sciences Meeting, January 1993.

14) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598~1605.

15) Moore, F., *Approximate Methods for Weapon Aerodynamics*, AIAA, 2000, pp. 143~149.

16) Kang, E. J., Go, B. Y. and Lee, K. S., "Analysis for Rolling Moment Characteristics of Canard-Tail Missile using CFD," *Proceeding of The Korean Society for Computational Fluids Engineering Spring Conference*, May 2018, pp. 90~91.