

공력 조종면 데이터베이스 확장을 통한 저 충실도 해석자의 정확도 개선

강은지¹⁾ · 김영화¹⁾ · 임경진¹⁾ · 이재은¹⁾ · 강경태^{*1)}

¹⁾ 국방과학연구소 미사일연구원

Accuracy Improvement of Low Fidelity Solver by Augmentation of Fin Aerodynamic Database

Eunji Kang¹⁾ · Younghwa Kim¹⁾ · Kyungjin Yim¹⁾ · Jae Eun Lee¹⁾ · Kyoung-Tai Kang^{*1)}

¹⁾ Missile Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 27 July 2021 / Revised 27 September 2021 / Accepted 13 December 2021)

Abstract

There has been necessity to supplement the fin database to improve the accuracy of low-fidelity aerodynamic solver for missile configuration. In this study, fin database is expanded by in-house solver, utilized in the triservice data the previously established into regions beyond means of CFD. Fin alone data of CFD analysis results in the original region is matched well with triservice data originated from the wind tunnel tests. Extensive fin aerodynamic data from CFD analysis is added to the existing database of the low-fidelity solver. For confirmation, aerodynamic characteristics of body-tail and body-canard-tail missile configurations is computed using upgraded low-fidelity solver at transonic region. The result using improved solver shows good agreements with wind tunnel test and CFD analysis results, which implies that it becomes more accurate.

Key Words : Low Fidelity Solver(저 충실도 해석자), Aerodynamic Characteristics(공력 특성), CFD(전산유체역학), Missile Aerodynamics(유도탄 공력), Component Build Up Method(성분 합성법)

1. 서론

유도탄의 초기 설계 단계에서는 여러 가지 형상에 대한 공력특성을 분석하여 그 결과를 토대로 설계에 반영하게 된다. 많은 형상에 대한 다양한 비행조건을

적용하기 위해서 저 충실도(LF, Low Fidelity)의 신속 공력 해석자가 사용된다. 일반적으로 잘 알려진 저 충실도(LF) 해석자로는 Air-Prediction(AP)계열, Near Inc.의 유도탄 공력 예측 코드인 M3HAX, 미 공군의 Missile DATCOM 등이 있다. 이러한 저충실도 해석자들은 반 경험 코드로써 실제 시험 결과가 반영된 특정 영역에서 높은 신뢰도를 보여주지만 이외의 영역에서는 부정확한 결과를 보여준다. 오랜 시간동안 저

* Corresponding author, E-mail: ktkang@gmail.com
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

충실도 해석자의 정확도를 높이기 위해 많은 노력들이 이루어져 왔고, 주요한 반 경험식 이론인 성분합성법(Component build up method)에 다양한 요소들을 추가하여 정밀도를 높이려는 연구들이 이루어져 왔다^[1-3]. LF 해석자의 정확도를 높이기 위해 부분적으로 풍동시험을 수행하여 반영하고 있는데 Triservice 데이터베이스^[1]는 그러한 부분 중 하나로 다양한 날개 형상에 대하여 풍동시험 및 모델링을 수행하여 구축한 데이터베이스를 의미한다.

이때 Triservice 데이터베이스에서 풍동시험이 반영된 영역에서는 높은 신뢰도를 보여주지만 그렇지 않은 영역에서는 다소 부정확한 결과를 도출한다.

당 연구실에서 보유한 In-house LF 해석자는 성분합성법(Component build up method)을 사용한 반경험 코드로서 정확도를 향상시키기 위해 Triservice 데이터베이스^[1]에서, 풍동시험결과가 반영되지 않은 마하수와 받음각 영역에 대한 공력 조종면 데이터베이스 확장 연구를 수행해 오고 있다^[4-6]. 공력 조종면의 데이터베이스 확장은 풍동시험에 비해 비교적 시간, 공간적 비용이 저렴한 정밀 CFD 해석방법을 채택하였으며 기존의 많은 연구에 사용되어 그 신뢰도가 입증된 In-house CFD 코드^[7]를 사용하였다.

본 연구에서는 CFD 해석을 통해 확장된 공력 조종면 데이터베이스를 당 연구실이 보유한 In-house LF 해석자에 추가 반영 하였다. In-house LF 해석자의 정확도 향상을 입증하기 위해 BT(Body-Tail type)형태의 유도탄 형상^[2]과 BCT(Body-Canard-Tail)형태의 유도탄 형상을 조종면 공력 데이터베이스 확장 전/후의 LF 해석자를 사용하여 해석한 후 결과를 살펴보았다.

2. Component build up method

저 충실도 해석자에서 수직력 및 피칭모멘트는 유도탄의 구성부분 에서 각각 발생하는 수직력 및 피칭모멘트를 성분을 합성하여 산출하게 된다^[8].

Fig. 1과 같이 BCT(body-canard-tail)탄에서 총 수직력(Fz_{BCT})과 총 피칭모멘트(M_{BCT})는 노즈, 전방동체, 귀 날개, 꼬리날개 등에서 발생하는 수직력 및 피칭모멘트, 그리고 귀 날개 및 꼬리날개와 동체가 간섭되어 나타나는 수직력 및 피칭모멘트의 합으로 나타내며 식 (1), (2)와 같이 나타 낼 수 있다^[8].

$$Fz_{BCT} = Fz_N + Fz_{C(B)} + Fz_{B(C)} + \dots \tag{1}$$

$$Fz_{T(B)} + Fz_{B(T)} + Fz_{T(V)} + \dots$$

$$Fz_{B(V)}$$

$$M_{BCT} = M_N + M_{C(B)} + M_{B(C)} + \dots \tag{2}$$

$$M_{T(B)} + M_{B(T)} + M_{T(V)} + M_{B(V)}$$

여기서 Fz_{BCT} 및 M_{BCT} 은 유도탄에 작용하는 총 수직력 및 피칭모멘트이며 아래첨자의 의미는 다음과 같다.

- BCT = Complete body-canard-tail configuration
- N = Nose part
- B = Body alone
- C(B) = Wing in the presence of the body
- B(C) = Increment for the body due to the presence of the canard
- T(B) = Tail in the presence of the body
- B(T) = Increment for the body due to the presence of the tail
- T(C) = Tail in the presence of the canard
- T(V) = Tail vortex
- B(V) = Body vortex

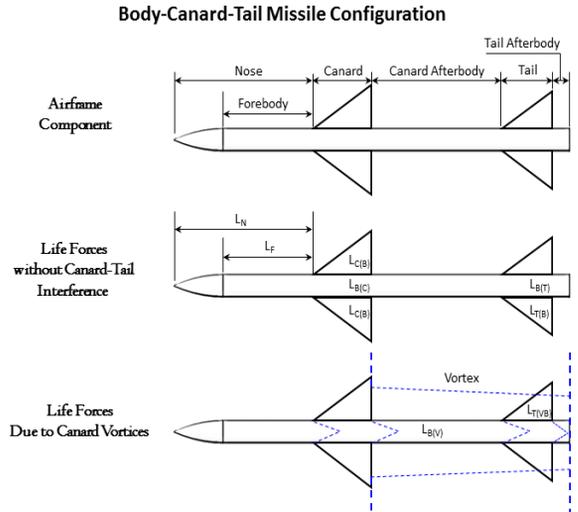


Fig. 1. BCT type missile component

3. 공력 조종면 데이터베이스 확장

In-house LF 해석자 내에 적용되어있는 triservice 데이터베이스 범위는 Fig. 2와 같다. 낮은 받음각 범위에서는 받음각 약 30° 범위까지 풍동시험 데이터가 반영되어 있으며, 높은 마하수의 경우 최대 약 45° 까지 풍동시험 데이터가 반영되어 있다. 공력 조종면의 종횡비(aspect ratio)가 4이상인 영역은 풍동시험이 반영된 받음각 범위가 최대 약 20°이다. 그 이외의 영역에 대해서는 수치 모델링으로 확장되어있다.

본 연구에서는 Fig. 2의 Triservice 데이터베이스 영역에서 풍동시험이 반영되지 않은 영역에 대한 공력 조종면 데이터베이스 확장을 위해 Fig. 3의 13가지 형상^[11]에 대하여 CFD 해석을 수행하였다. Table 1에 공력 조종면 각각의 형상적 특징을 기술하였다. 여기서 공력 조종면의 단면은 모두 단일 켄기(single wedge) 형상이며 공력 조종면의 종횡비는 익근시위(root chord) 너비(span)의 비율을 나타낸 것이다.

조종면 공력 자료는 LF 해석자내에서 Table 1과 같은 조종면의 종횡비와 테이퍼비(Taper ratio)의 정보로 내삽(interpolation)하여 사용된다.

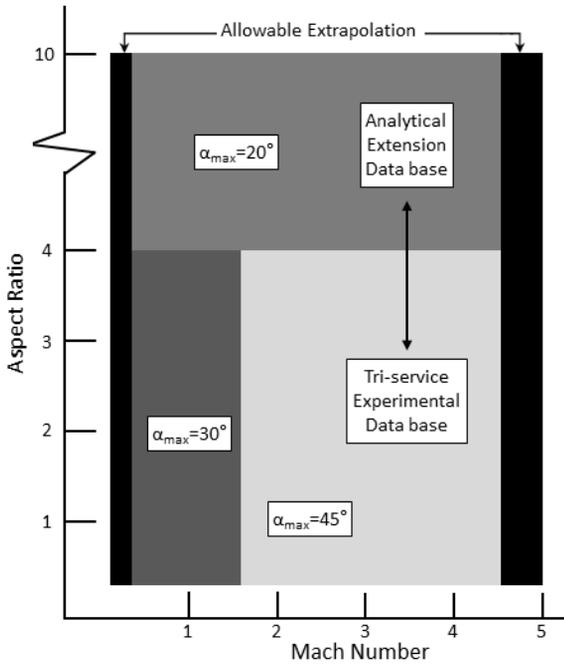


Fig. 2. Range of parameter allowed by program (M3HAX)^[9]

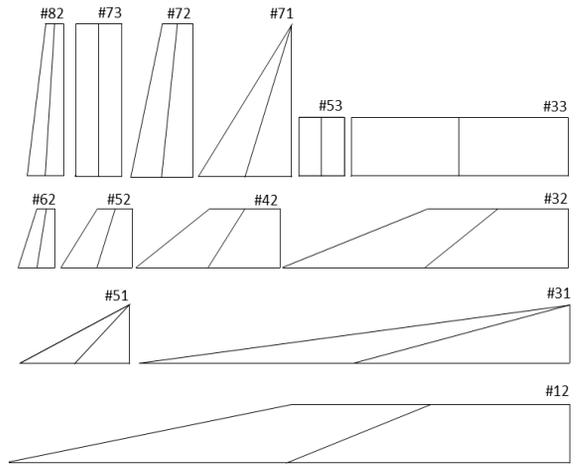


Fig. 3. Configurations of aerodynamic fin

Table 1. Specification

Aspect Ratio	Taper Ratio		
	0.0	0.5	1.0
0.25		FIN #12	
0.50	FIN #31	FIN #32	FIN #33
1.00		FIN #42	
2.00	FIN #51	FIN #52	FIN #53
4.00		FIN #62	
6.00	FIN #71	FIN #72	FIN #73
10.0		FIN #82	

공력 조종면에 대한 CFD 해석수행은 위의 13개의 형상에 대해 triservice 데이터베이스 전 영역과 triservice에서 부족한 천음속 영역(마하 0.95, 1.05, 1.2)에서 수행하였다(Table 2).

Table 2. CFD analysis table

Triservice DB	Mach	0.6, 0.8, 0.9, 1.2, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.5
CFD	Mach	Triservice DB range + 0.4, 0.95, 1.05
AoA		0° ~ 90° (5° sweep)

3.1 CFD 해석 기법

공력 조종면 데이터베이스는 CFD 해석을 통해 얻어진 결과로 구성되었다. 사용된 CFD 해석자는 In-house CFD 코드이며 격자점을 중심으로 하는 유한 체적 기법을 사용한다. 비정렬 격자 기반의 압축성 유체 해석 코드로 점성 및 비점성, 정상 및 비정상 해석이 모두 가능하다. 본 해석에서는 지배 방정식으로 3차원 정상 상태의 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을 사용하였으며 식 (3)과 같다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot (F_I - F_V) = 0 \tag{3}$$

여기서 U 는 보존형 유동변수벡터 이며, F_I 는 비점성 유속행렬, F_V 는 점성 유속행렬이다.

공간차분 기법으로 Jameson의 인공점성(artificial viscosity)을 도입한 중앙차분(central differencing) 기법을 사용하였으며 난류모델로 $k-\omega$ SST 모델을 사용하였다.

3.2 격자 및 경계조건

유동해석을 위한 격자는 3차원 Polyhedral 격자를 사용하였으며 형상에 따라 약 500만개에서 800만개 사이의 격자를 사용하였다.

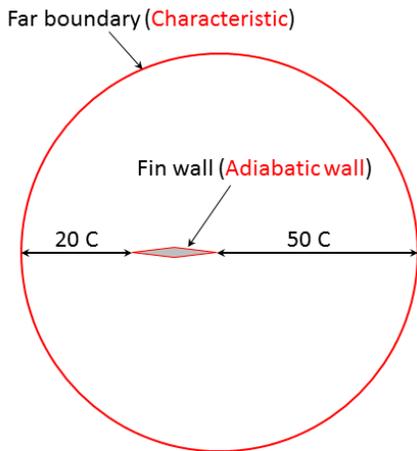


Fig. 4. Computational domain and boundary conditions

Fig. 4는 해석 영역과 경계조건이다. 격자계의 원방 경계는 공력 조종면의 전방으로 기부 시위의 약 20

배, 후방으로 기부 시위의 약 50배 만큼 떨어진 길이를 지름으로 하는 반구 형태이다. 원방경계는 특성조건(characteristic condition)을 주었고 공력 조종면의 벽면은 점착 단열벽면(non-slip adiabatic wall)을 적용하였다. 또한 벽면근처의 경계층을 정밀하게 계산하고 수렴성을 높이기 위해 25~35 층의 Prism layer를 사용하였는데 벽면 근처의 Y^+ 가 1수준이 되도록 설정하였다.

3.3 격자 의존도 테스트

공력 조종면 데이터베이스를 구축하기 위해서 격자 의존도 테스트를 수행하였다. 격자 의존도 테스트는 Fin #52 형상에 대해 수행 되었다. 해석에 적합한 격자를 찾기 위해 2단계의 격자 테스트를 수행하였다.

첫 번째로 고 받음각 영역에서 해석의 수렴성 및 안정성을 위해 공력 조종면 부근의 격자가 조밀한 영역의 크기를 결정하였다. Fig. 5의 Grid 1과 Grid 2와 같이 두 가지의 조밀한 격자 영역에 대하여 해석하여 결과를 비교하였다. Grid 1 보다 Grid 2가 공력 조종면 주변으로 조밀한 격자 영역이 더 넓어 고 받음각에서 후류 박리영역을 더 많이 포함 하였다.

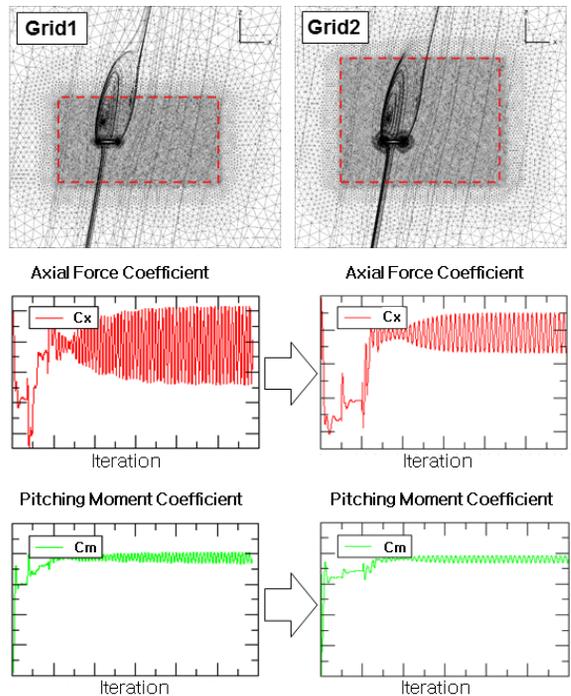


Fig. 5. Grid test - inner boundary

Fig. 6은 Grid 1과 Grid 2의 수직력계수를 triservice 데이터와 비교한 것이다. 저 받음각에서는 해석 결과가 triservice 데이터와 유사하나 고 받음각에서는 triservice 데이터와 CFD 해석결과가 차이를 보인다. 격자가 조밀한 영역에 따라 받음각 20도 이상에서 수직력계수의 차이가 났다. 전반적으로 조밀한 영역이 후류를 더 많이 포함하는 형태의 격자에서 triservice 결과와 더 근접한 결과를 보임에 따라 Grid 2와 같이 후류 영역을 포함하도록 하는 격자를 생성하는 것이 적합하다고 판단된다.

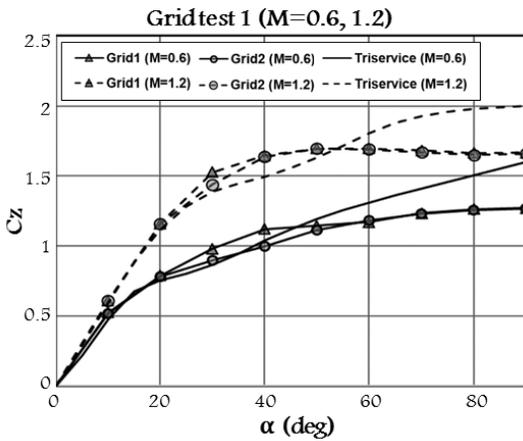


Fig. 6. In-house CFD code validation

두 번째로는 Grid 2 타입의 내부경계를 가지는 격자에 대해 표면격자의 수준을 결정하기 위해 Fig. 7과 같이 두 가지의 격자에 대해 해석을 수행하였다. 격자의 기준크기는 각각 코드의 0.02배(base), 0.015배(fine)로 설정하였으며 Table 3에 격자 정보를 기술하였다.

Table 3. Surface grid test

Grid type	Base size	No. of cells
base grid	0.020 C	8.0 million
fine grid	0.015 C	12.2 million

격자 의존도 테스트 결과로 수직력계수(C_z)를 산출하여 각각 비교 하였다. Fig. 8의 천음속 영역 해석결과에서 두 가지 격자간의 결과 차이는 미미한 것으로 확인되어, 효율적인 해석을 위해 격자수가 더 적은 base 타입의 격자를 사용하였다.

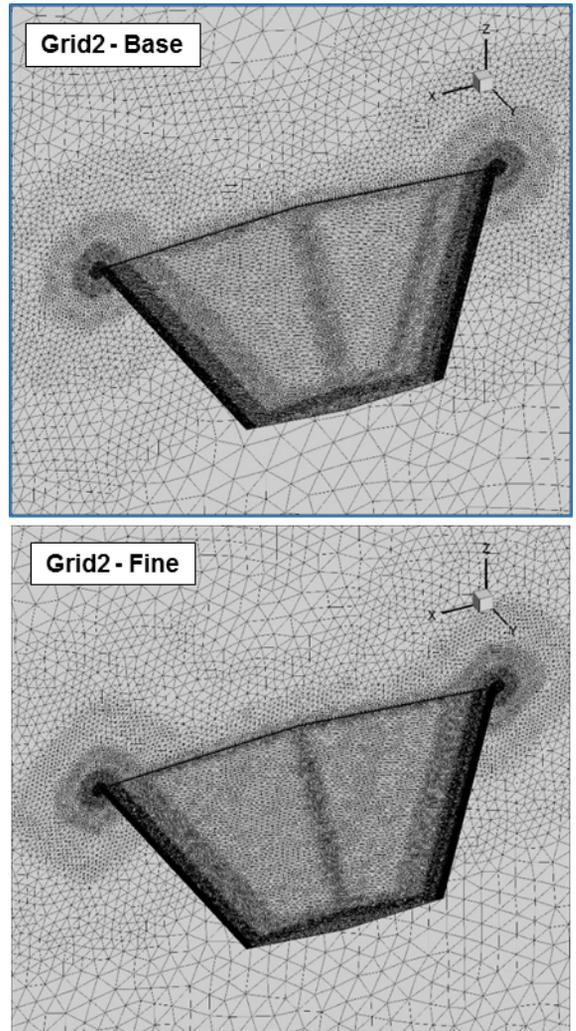


Fig. 7. Two types of grid 2

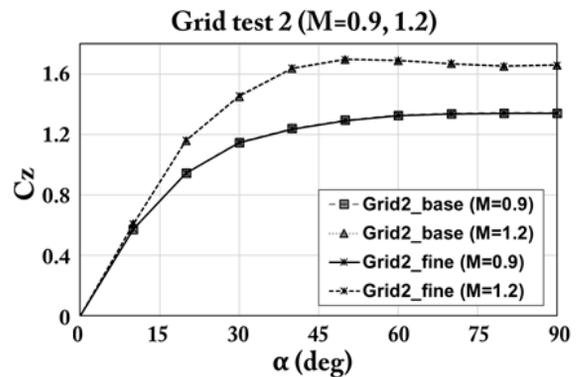


Fig. 8. Result of grid test(C_z)

3.4 공력 조종면 CFD 해석 결과

격자 테스트를 통해 선정된 Grid 2- Base 타입의 격자로 공력 조종면 데이터베이스 확장을 위한 해석이 수행 되었으며 Fig. 9에 대표적인 네 가지 형상에 대한 격자를 나타내었다.

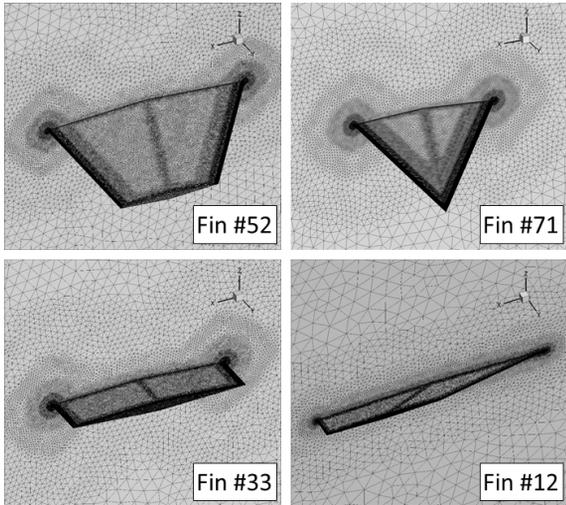


Fig. 9. Surface grid of fin #52, #71, #33, #12

공력 조종면에 대한 해석 결과로 천음속 영역(0.95-1.2)에서의 수직력계수(C_z)와 대표적인 성능 지표인 압력 중심 위치(X_{cp} , Y_{cp})를 산출하여 나타내었다. 또한 이를 기존의 triservice 데이터베이스로부터 산출된 자료와 비교하였다.

공력 조종면에 대한 수직력계수 및 압력중심의 정의는 식 (4), (5), (6)과 같다.

$$C_z = \frac{F_z}{qS_{ref}} \tag{4}$$

식 (4)에서 F_z 는 수직력(N)을, q 는 동압(pa)을, S_{ref} 는 기준 면적(m^2)을 나타낸다. 여기서 기준면적은 공력 조종면의 경우 투영면적을, 유도탄 형상의 경우 동체 단면적을 사용하였다.

$$X_{cp} = \left(\frac{C_m}{C_z} \right) \tag{5}$$

$$Y_{cp} = \left(\frac{C_l}{C_z} \right) \tag{6}$$

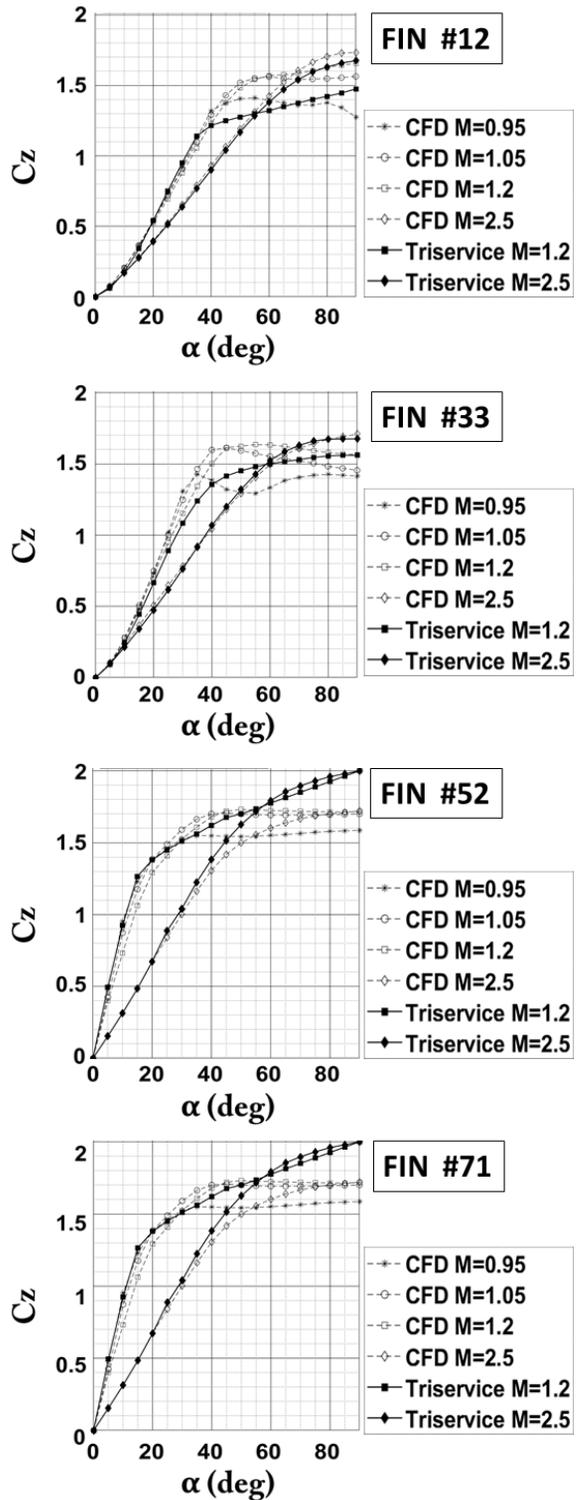


Fig. 10. Normal force coefficient(C_z)

식 (5), (6)은 압력중심 정의로 X_{cp} 의 경우 조종면 시위 방향으로 압력중심위치를 나타내며 피칭모멘트 계수 C_m 과 수직력 계수 C_z 의 비율로 나타낸다. 또한 Y_{cp} 의 경우 조종면 너비방향(spanwise)의 압력중심을 나타내며 롤모멘트계수 C_l 과 수직력 계수 C_z 의 비율로 나타낸다. 공력 조종면의 압력중심은 해당 형상의

익근시위 길이(Cr, root chord)와 너비(b, semi-span)로 무차원화 하였다. 유도탄 형상에 대한 압력중심은 유도탄의 동체가 축대칭이므로 유도탄 길이 방향으로의 압력중심(X_{cp})만 고려하였으며 유도탄의 지름 D_{ref} 로 무차원화 하였다.

Fig. 10의 수직력계수의 경우 triservice 자료가 있는

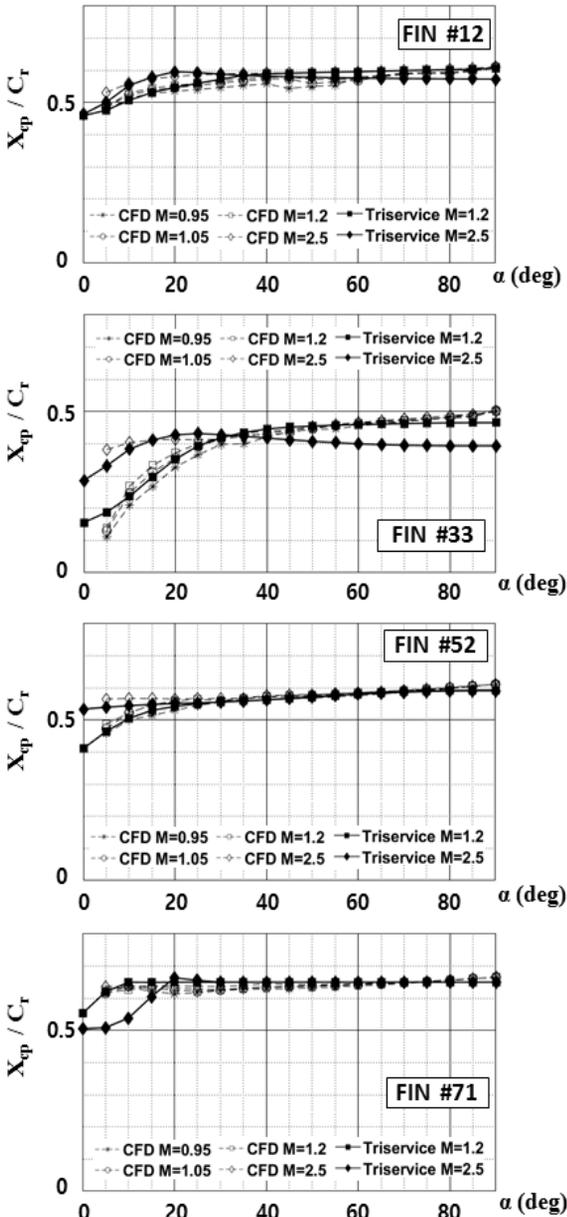


Fig. 11. Center of pressure(X_{cp})

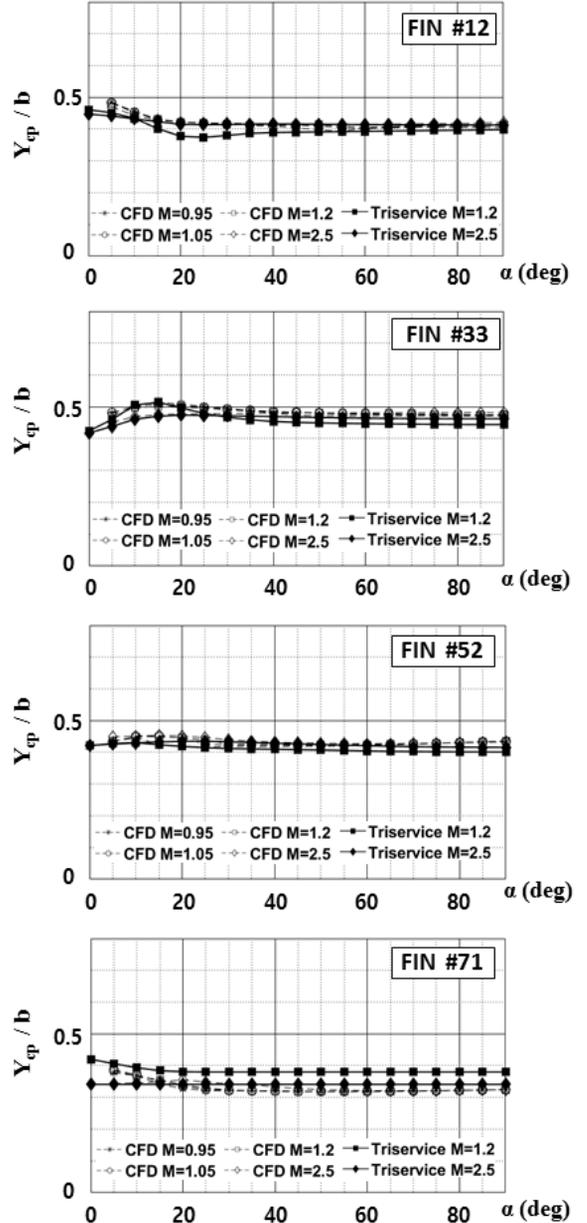


Fig. 12. Center of pressure(Y_{cp})

마하수 1.2와 2.5를 CFD 결과와 비교하였고, 마하수 0.95와 1.05에서의 CFD 결과를 함께 나타내었다. 마하수 1.2, 2.5 일 때 저 받음각에서 triservice 자료와 CFD 결과는 유사한 경향을 보였으나 약 40-45도 이상의 고 받음각 영역부터는 수직력계수의 차이가 커짐을 확인하였다. 특히 #12, #33 조종면 결과에서는 고 받음각 영역에서 CFD 결과가 triservice 결과보다 수직력계수를 더 크게 예측한 반면, 조종면 #52, #71 결과에서는 CFD 결과가 triservice 결덴서0217@보다 수직력계수를 더 작게 예측하는 특성을 확인 하였다. Triservice 저 받음각 영역은 풍동시험 결과가 반영되어 있으나 고받음각 영역에서는 수치 모델링된 데이터이기 때문에 CFD 해석 결과와 경향성의 차이가 나는 것으로 판단된다.

네 가지 공력 조종면 형상에 대한 압력중심 (Xcp, Ycp)을 Fig. 11-12에 나타내었다. 수직력 계수와 마찬가지로 triservice 데이터가 존재하는 마하수 1.2와 2.5의 결과를 CFD 해석 결과와 비교하였고 triservice 데이터가 없는 영역인 마하수 0.95, 1.05의 결과를 함께 도시하였다. 시위 방향 압력중심(Xcp)은 공력조종면의 형상에 따라 경향이 조금씩 다르게 나타나며 triservice 데이터와 비교했을 때 대체적으로 유사한 값을 가짐을 확인 하였다. 너비 방향(spanwise) 압력중심(Ycp)역시 triservice 데이터와 CFD 해석결과가 상당히 유사한 값을 가짐을 확인할 수 있다.

4. 검증결과

공력 조종면에 대한 CFD 해석을 수행하여 얻어진 공력 데이터베이스를 In-house LF해석자에 적용하였다. 몇 가지 유도탄 형상에 대하여 공력 조종면 데이터베이스 확장 전/후의 LF 해석자 결과를 비교하였다. 기존의 LF 해석자에서 정확도가 비교적 떨어졌던 천음속 영역에 대해 해석을 수행하였으며 Table 4에 각 유도탄 형상별 해석조건을 기술하였다. BT 형상은 천음속 풍동시험결과가 없어 CFD 해석을 수행하여 비교하였고, BCT 형상 두 가지는 천음속 영역 풍동시험결과와 비교 하였다.

4.1 BT(body-tail) 형상

BT(body-tail) type의 유도탄 형상은 Fig. 13과 같이 tangent ogive 노즈를 가지는 동체(body)와 꼬리날개

(tail)로 이루어졌으며 꼬리날개의 세장비(aspect ratio)는 0.75, 테이퍼 비(tapper ratio)는 0.5이다^[8].

Table 4. CFD analysis table

Configuration	Mach	AoA	validation
BT (Body-Tail)	0.95, 1.05, 1.2	0-15°	CFD
BCT type 1 (Body-Canard-Tail)	0.95, 1.05, 1.2		WT
BCT type 1 (Body-Canard-Tail)	0.95, 1.05, 1.2		WT



Fig. 13. BT type configuration^[2]

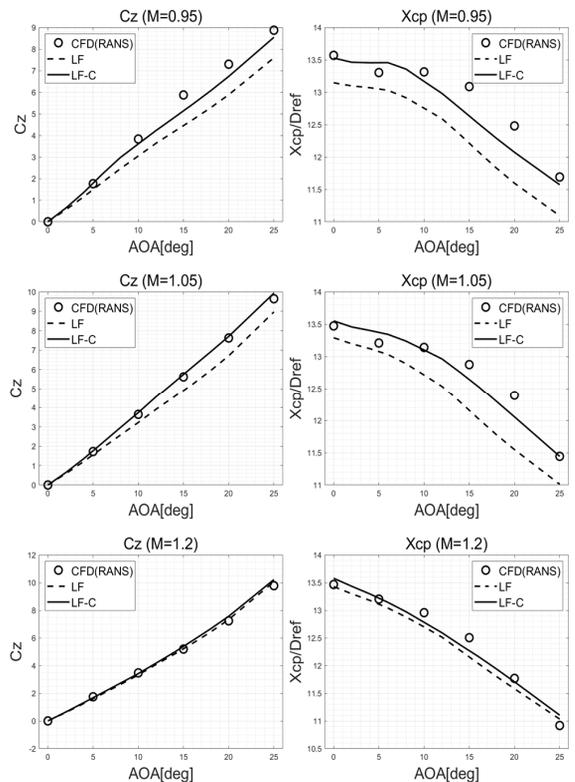


Fig. 14. Result of BT type configuration

Fig. 14는 공력 조종면 데이터베이스를 확장하기 전의 LF 해석자(LF)와 확장된 데이터베이스를 반영한 LF 해석자(LF-C), 그리고 정밀 공력 해석자인 CFD 해석 결과로부터 산출한 수직력계수(C_z)와 압력중심(X_{cp})이다. 수직력 계수의 경우 마하수 1.05와 1.2에서 확장된 공력 조종면 데이터베이스를 반영하기 전/후의 결과와 CFD 해석결과가 서로 유사하나 마하수 0.95에서는 확장된 조종면 공력계수 결과(LF-C)가 CFD 해석결과와 더 유사함을 알 수 있다. 압력 중심은 세 가지 마하수 모두 확장된 공력 조종면 데이터베이스를 반영한 결과(LF-C)가 CFD 해석 결과와 더 유사하였다.

4.2 BCT(Body-Canard-Tail) 형상 1

BCT(Body-Canard-Tail) 형상 1은 반구(hemi-sphere) 형태의 노즈를 가지는 동체(body)와 삼각형 귀날개(canard) 그리고 사다리꼴 모양의 꼬리날개(tail)로 이루어진 고 세장비 유도탄 형상이다. Fig. 15 형상에서 귀날개의 세장비와 테이퍼 비는 각각 1과 0이며 꼬리날개의 경우 세장비는 0.85, 테이퍼는 0.6이다.

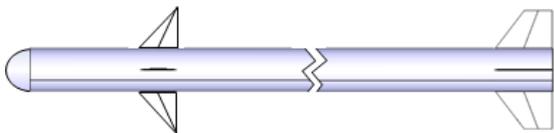


Fig. 15. BCT type 1 configuration

Fig. 16은 확장된 공력 조종면 데이터베이스를 반영하여 해석자를 수정하기 전/후의 결과와 풍동시험을 통해 산출된 수직력계수 및 압력중심을 비교한 결과이다. 수직력계수의 경우 조종면 공력데이터베이스를 반영하기 전/후의 결과(LF, LF-C)들과 풍동시험 결과가 거의 유사한 경향성을 보인다. 하지만 압력중심의 경우 수정하기 전 해석자의 결과(LF)는 받음각에 대한 변화가 완만한 편이나 수정된 해석자의 결과(LF-C)에서는 저 받음각 영역에서 압력중심위치가 커지다가 점점 일정한 값으로 수렴함을 알 수 있다. 이러한 경향은 풍동시험 결과에서도 확인 할 수 있으며 수정된 해석자의 결과(LF-C)와 서로 매우 유사한 경향을 보인다.

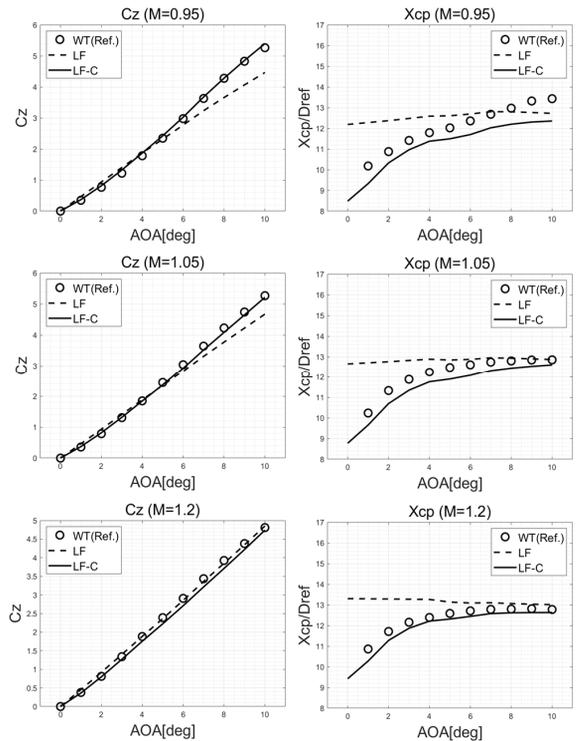


Fig. 16. Result of BCT configuration 1

4.3 BCT(Body-Canard-Tail) 형상 2

BCT(Body-Canard-Tail) 형상 2는 Von-karman ogive 형태의 노즈를 가지는 동체(body)와 사다리꼴 모양의 귀날개(canard), 그리고 꼬리날개(tail)로 이루어져 있다. Fig. 17의 형상에서 귀날개는 세장비와 테이퍼비가 모두 0.5 이며 꼬리날개의 경우 세장비는 0.45, 테이퍼 비는 0.55이다.

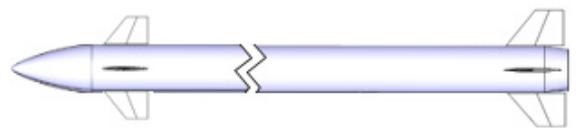


Fig. 17. BCT type 2 configuration

Fig. 18에 수정 전/후의 해석 결과와 풍동시험의 수직력계수 및 압력중심을 비교하였다. 수직력계수는 세 가지 결과가 서로 모두 유사한 경향성을 갖지만 수정 전 LF 해석자의 결과보다 수정된 LF 해석자의 결과(LF-C)가 풍동시험과 더 근접한 것을 확인 할 수 있다. 압력중심의 경우 받음각에 따른 경향성 및 값이

수정된 LF해석자의 결과(LF-C)가 풍동시험 결과와 매우 유사함을 알 수 있다.

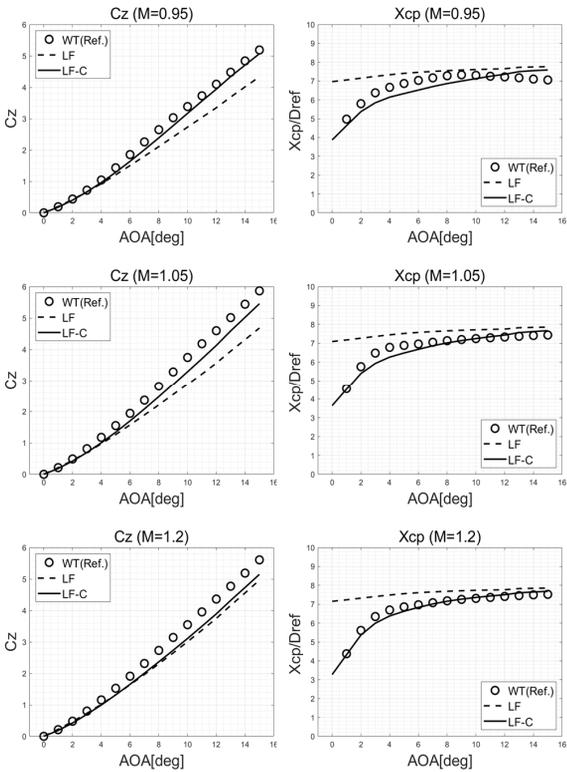


Fig. 18. Result of BCT configuration 2

5. 결론

저 충실도(low-fidelity) 해석자의 정확도 향상을 위해 CFD를 사용하여 공력 조종면 데이터베이스를 확장하여 적용하였다. 조종면 데이터베이스 확장 전/후의 저 충실도 해석자 결과와 CFD 결과(BT) 및 풍동시험 결과(BCT)를 비교한 결과, 조종면 데이터베이스를 확장한 저 충실도 해석자 결과가 풍동시험 결과 및 CFD 해석결과와 더 유사하였고, 친음속 영역에서 그 정확도가 개선된 것을 확인 하였다.

수정된 해석자로 산출된 결과가 CFD 및 풍동시험 결과와 다소 차이를 보이는 원인은 동체의 공력 정확도, 동체 및 조종면 등의 유도탄 구성요소간의 간섭 등 복합적인 영향 인 것으로 판단되며 이는 추후 더 연구 할 예정이다.

References

- [1] J. M. Allen, D. S. Shaw, and W. C. Sawyer, "Analysis of Selected Data from the Triservice Missile Data Base," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 27, No. 1, pp. 15-20, 1990.
- [2] J. S. Thomas, and Z. S. Rebecca, "Aerodynamic Predictions, Comparisons, and Validations Using Missile DATCOM(97) and Aeroprediction 98(AP98)," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 42, No. 2, pp. 257-265, 2005.
- [3] J. N. Nielsen, "The Present Status and the Future of Missile Aerodynamics," Ames Research Center, 1988.
- [4] Y. H. Kim, E. J. Kang, K. J. Yim, J. E. Lee, "Fin Aerodynamic Data Base Production using CFD Method for Improving of Semi-empirical Code," *Korea Institute of Military Science Technology Conference*, 2018.
- [5] K. J. Yim, E. J. Kang, Y. H. Kim, J. E. Lee, "Utilization of CFD Method to Improve Performance of Semi-empirical Code," *Korean Society for Computational Fluids Engineering Conference*, 2019.
- [6] M. A. Park, "Steady-State Computation of Constant Rotational Rate Dynamic Stability Derivatives," *AIAA 18th Applied Aerodynamics Conference*, No. 4321, pp. 503-517, 2000.
- [7] Y. H. Kim, E. J. Kang, H. K. Ahn, "Numerical Simulation for Transonic Wing-Body Configuration using CFD," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* Vol. 45-3, pp. 233-240, 2017.
- [8] M. R. Mendenhall, "Tactical Missile Aerodynamics : Prediction Methodology," *AIAA*, Vol. 142, 1991.
- [9] D. J. Lesieur, J. F. Love, M. F. E. Dillenius, "M3HAX Aerodynamic Analysis for Finned Vehicles with Axisymmetric Bodies," *Nielsen Engineering and Research, inc*, 1996.