

## 전산해석 및 풍동시험을 이용한 유도형 활공탄약의 공력해석

방재원<sup>†</sup>

### Analysis of Aerodynamic Characteristics for Guided Gliding Type Ammunition Using Computational Analysis and Wind Tunnel Test

Jae Won Bang<sup>†</sup>

#### ABSTRACT

In this study aerodynamic characteristics of guided gliding type ammunition were investigated by using a computational analysis and wind tunnel test. Missile DATCOM, a semi-empirical method, and a FLUENT, a computational fluid dynamics analysis program, were used for computational analysis. For a guided gliding type ammunition, aerodynamic characteristics were investigated by calculating lift force, drag force, pitching moment and etc. Aerodynamic characteristics of guided gliding type ammunition are completely different from those of conventional ammunition. The results obtained from the computer analysis are similar to those obtained from the wind tunnel test. Although the pitch moment values obtained by the semi-empirical method were slightly different from the wind tunnel test results, the overall computer analysis results showed trends and values similar to the test results. In this study, aerodynamic characteristics of guided gliding type ammunition were identified and it found that semi-empirical method can be applied to analyze the aerodynamic characteristic in the initial design of guided gliding ammunition.

**Key words** : guided gliding ammunition, Computational analysis, Wind tunnel test, Aerodynamic analysis, Semi-empirical method

#### 요약

전산해석과 풍동시험을 이용하여 유도형 활공탄약의 공력특성을 연구하였다. 전산해석으로는 반실험적 기법인 Missile DATCOM과 전산유체역학 해석프로그램인 FLUENT를 사용하였다. 유도형 활공탄약에 대해 양력 및 항력, 피칭모멘트 등을 계산하여 기본적인 공력특성을 확인하였으며 기존의 탄약과는 전혀 다른 공력특성을 갖는 것을 확인했다. 전산해석을 통해 얻은 결과는 풍동시험을 통해 얻은 결과와 대체적으로 유사했다. 반실험적 기법으로 얻은 결과 중 피칭모멘트 값은 풍동시험결과와 약간 차이가 났지만, 전체적으로 전산해석의 결과는 시험결과와 유사한 경향과 값을 나타냈다. 본 연구를 통해 유도형 활공탄약의 공력특성을 확인하였으며, 유도형 활공탄약 초기설계 시 공력특성 분석을 위해 반실험적기법 및 전산유체역학적 해석 기법을 적용할 수 있음을 확인하였다.

**주요어** : 유도형 활공탄약, 전산해석, 풍동시험, 공력해석, 반실험적 기법

## 1. 서론

포탄의 위력은 사거리, 정확도, 탄두 성능에 의해 결정

된다. 한때 포탄은 미사일이나 다련장 로켓과 같은 무기 체계의 등장으로 재래식 무기로 인식되었으나, 꾸준하게 성능이 개선되면서 비용대비 효과 면에서 중요성이 재인식되고 있다.

현대의 탄약은 지능화 및 유도기술에 의한 정밀화 기술을 적용하여 타격 정확도와 살상위력을 향상시키는 방향으로 발전되고 있으며, 또한 아군의 생존성을 증대 및 효율적인 후방지원을 위해 사거리 증대 기술에 관한 연

**Received:** 1 February 2019, **Revised:** 13 March 2019,  
**Accepted:** 14 March 2019

**† Corresponding Author:** Jae Won Bang  
E-mail: bjw0110@add.re.kr  
Agency for Defense Development

구도 함께 이루어지고 있다. 본 연구의 대상인 유도형 활공탄약은 기존의 탄약에 정밀유도 및 활공의 개념을 접목시킨 무기체계로서 현대 탄약무기체계의 대표적인 예이다(신승재 등, 2018a).

포탄의 사거리 연장을 위한 방법은 크게 강내탄도적인 방법과 강외탄도적인 방법 두 가지로 분류할 수 있다.

강내탄도적인 방법에는 포신을 개량하여 길게 만들거나 추진장약의 성능을 개선하여 높은 에너지를 발생시켜 포구속도를 증대시키는 방법이 있다.

강외탄도적인 방법에는 포탄의 항력을 감소시키는 방법, 양력을 증가시키는 방법 및 추진기관을 이용하여 추력을 얻는 방법이 있다.

포탄의 항력을 감소시키기 위해 탄체를 유선형으로 설계하거나, Base Bleed Unit(BBU)을 사용하였다. BBU는 탄저부에 형성되는 저압부에 의한 기저항력(Base Drag)을 줄이기 위해 탄저부에 설치하여 가스를 발생시켜 탄저부의 압력을 높이는 장치이다(최운대, 2000; 편집부, 2000; 김창기 등, 1994).

또는 항력을 줄이는 방법 대신 추력을 증가시키는 방법으로 로켓보조(Rocket Assist)를 사용하였으며, 포탄과 Ramjet 기술을 접목한 Ramjet 포탄이 연구되고 있다(강신재 등, 2015).

위와 같은 방법을 활용하여 기존 포탄의 사거리를 연장시키기 위한 연구가 많이 진행되어왔다. 하지만 본 논문의 연구대상인 유도형 활공탄약은 기존의 사거리 연장 방법이 아닌 탄약에 활공을 위한 날개를 부착하여 양력을 발생시켜 사거리를 연장시키는 방법을 적용하고 있다.

유도형 활공탄약은 국내뿐 아니라 전 세계적으로 기술 개발 수준이 미비한 상태이다. 유도형 탄약 중에도 미국의 Excalibur(M982)만이 개발 완료되어 실전에 배치되었으며, 실전에 배치된 유도형 활공탄약은 전무한 실정이다.

본 논문에서는 유도형 활공탄약의 활공성능을 확인하기 위하여 전산해석을 이용한 해석적인 방법과 풍동시험을 이용한 실험적인 방법을 활용하여 유도형 활공탄약의 공력해석을 수행하였다.

## 2. 유도형 활공탄약의 운용개념

탄약은 비행안정성을 확보하는 방법에 따라 회전안정형 탄과 날개안정형 탄으로 구분할 수 있다. 회전안정형 탄은 탄체의 회전에 의한 자이로 효과로 비행안정성을 확보하는 탄을 말한다. 기존의 곡사포탄은 사거리를 증대시키기 위해 탄체의 형상을 유선형으로 만들어 항력을

줄이고 탄에 회전을 인가함으로써 회전에 의해 비행안정성을 확보했다.

유도형 활공탄약은 포발사 시에 기존의 곡사포탄과 유사한 형상으로 회전에 의해 비행안정성을 확보하는 회전안정형 탄의 형태로 발사된다. 하지만 유도 및 활공비행을 수행하기 위해서는 회전을 제거해야하기 때문에 Fig. 1의 운용개념과 같이 발사 후 일정시간 후에 꼬리날개를 덮고 있는 보호캡을 분리한 후 꼬리날개를 전개하여 회전을 감쇄시킨다. 이 시점 이후부터는 꼬리날개로 비행안정성을 확보하는 날개안정형 탄이 된다. 이후 탄도 정점까지 비행하고 정점이후에서 활공 비행을 위한 활공날개를 전개한다. 활공날개를 탄도 정점이후에 전개하는 이유는 사거리증대를 위해 활공비행을 시작하는 고도를 최대한 높이 확보하기 위함이다. 포에서 발사된 탄이 회전감쇄 이후 활공비행을 위한 형태로 전환되는 과정을 거치는데, 이는 기존의 포탄이나 유도형 탄약에서는 찾아볼 수 없는 차별되는 방식이다.

유도형 활공탄약은 탄도정점에 도달하기 전까지는 기존의 곡사포탄과 유사한 탄도 비행을 수행한 뒤 탄도 정점 이후부터는 활공비행을 통해 사거리를 연장하며, 어떠한 유도조종을 수행하는가에 따라 탄착거리 조절 및 낙각조절도 가능하게 된다(임승한 등, 2014; 신승재 등, 2018b).

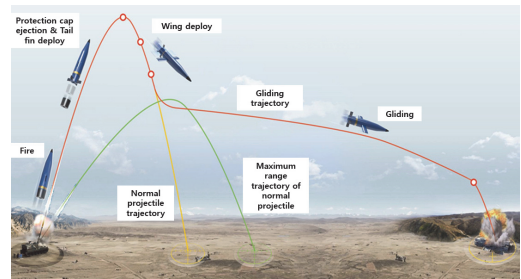


Fig. 1. Operation concept of guided gliding type ammunition

## 3. 해석모델 형상 및 해석방법

### 3.1 해석모델 형상

본 연구의 대상인 유도형 활공탄약은 발사 이후 두 번의 형상변화가 발생한다. 발사 초기에는 기존의 포발사 탄약과 유사한 형상으로 발사되며 회전감쇄를 위한 꼬리날개가 전개된 이후에는 꼬리날개가 있는 날개안정형 탄약의 모습으로 한 번 형상이 바뀌며, 탄도 정점에서 활공을 위한 활공날개까지 전개하면 유도형 활공탄약의 최종 형태가 된다.

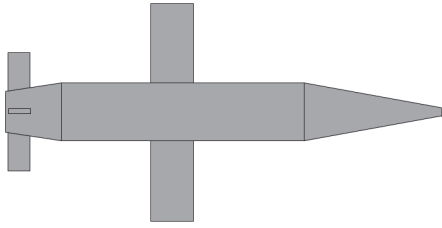


Fig. 2. Analysis model

본 연구에서는 활공날개까지 모두 전개한 형상에 대해 공력해석을 수행하였으며, 외형정보는 Fig. 2와 같다. 치수는 보안상 생략하였다.

### 3.2 전산해석방법

본 연구에서는 전산해석적인 방법으로 반실험적 기법인 Missile DATCOM(Missile Data Compendium)과 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 사용하였으며, 이렇게 획득한 공력계수를 검증하기 위한 풍동시험을 수행하였다.

Missile DATCOM은 부분합성법에 기초한 반 실험적(Semi-Empirical) 기법으로 구성이 간단하고 계산속도가 빨라 예비설계 단계에서 많이 사용되는 코드이다. CFD 해석을 위해서는 상용 소프트웨어인 FLUENT를 사용하였다.

풍동시험을 통해 추가 공력계수를 획득하였으며, Missile DATCOM과 FLUENT를 이용하여 획득한 공력계수를 풍동시험결과와 비교 및 검증했다.

## 4. 전산해석 및 풍동시험

### 4.1 전산해석

기존의 연구들에서 반실험적 기법인 Missile DATCOM을 이용한 다양한 형상의 Missile에 대한 전산해석결과 검증을 수행하여 그 결과가 타당함을 확인하였다(한명신 등, 2005; 양영록 등, 2008; 박지환 등, 2015; 양영록 등, 2009; Moore, 2000).

본 연구에서는 Missile 대비 길이가 짧고 굵은 형상인 탄약에 대해 계산을 수행하였다.

활공비행을 수행하기 위해 활공날개까지 모두 전개한 형상에 대해 공력해석을 수행하였으며, 비행조건에 따른 정적비행안정성, 항력, 양력 및 양항비(양력 대 항력의 비) 등을 확인하여 풍동시험 결과와 비교하였다.

### 4.1.1 반실험적 기법을 이용한 유도형 활공탄약 공력해석

반실험적 기법인 Missile DATCOM은 component build up 방법을 사용한다. 따라서 각 부분별 공력계수뿐 아니라 전체 형상에 대한 공력계수 및 미계수도 계산할 수 있다(Blake, 1998).

유도형 활공탄약 공력해석을 수행하기 위하여 형상 관련 입력값을 입력하고 Table 1과 같은 조건으로 해석을 수행하였다.

Table 1. Simulation condition

Variable	Content
Mach number	0.6, 0.7, 0.8
Angle of attack(°)	-5, -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14
Reynolds number	$6.0 \times 10^6$

Reynolds number(Re)는 관성에 의한 힘과 점성에 의한 힘의 비를 나타내는 무차원수이다. Reynolds number는 유동이 층류인지 난류인지 판단하는 기준으로 사용되기도 하며, 유동의 상사성을 판단하는 값이다. 이 상사성을 이용하여 축소모델 혹은 확대모델에 대한 시험을 통해 실제유동에서의 값을 예측할 수 있다.

### 4.1.2 CFD 해석을 이용한 유도형 활공탄약 공력해석

반실험적 기법을 이용한 해석결과와 비교를 위하여 상용 CFD 코드인 FLUENT v18을 이용하여 해석을 수행하였다. 사용한 해석조건은 Table 2와 같다.

비행체 항력에 많은 부분을 차지하는 기저항력(base drag) 및 벽면효과를 정확히 예측할 수 있도록 난류모델로 k- $\omega$  STT 모델을 선정하였다(박지환 등, 2015).

Table 2. CFD Simulation condition

CFD program	FLUENT v18
Turbulent model	k- $\omega$ STT
Mesh type	Unstructured
Mesh elements(EA)	10,845,315
Mach number	0.6, 0.7, 0.8
Angle of attack(°)	-5, -4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10

Fig. 3은 FLUENT에서 해석하기 위한 해석격자이다. 정확한 해석을 위해 해석모델 주변의 격자밀도를 조밀하게 생성하였으며, 후류의 영향이 사라지는 곳 까지 해석 영역으로 설정하기 위해 해석대상의 위, 아래로는 해석모델 전장의 20배, 유동방향으로는 전장의 50배까지 해석영역을 설정하였다. 후류의 영향은 받음각이 커질수록, 유동의 속도가 빠를수록 해석대상으로부터 더욱 멀리까지 영향을 끼친다. 후류의 영향이 해석영역의 끝까지 전달 될 경우, 해석의 수렴성에 나쁜 영향을 준다. 따라서 해석의 수렴성을 향상시키기 위해 해석영역을 충분히 크게 설정하였다.

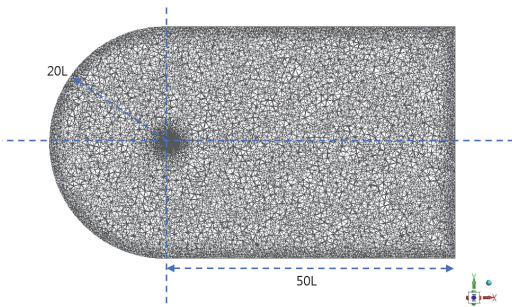


Fig. 3. Mesh

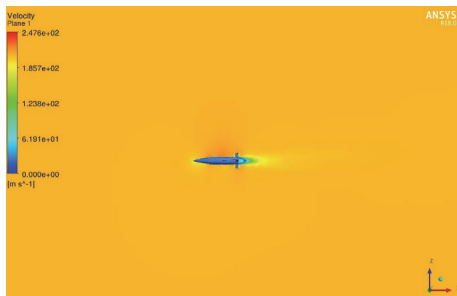


Fig. 4. Velocity contour

Fig. 4는 해석결과 중 해석모델 주변의 유속의 등고선을 나타낸 그림이다. 해석모델 후방에 유동의 속도가 느린 부분이 생겼다가 주변의 흐름에 의해 다시 속도가 증가하는 모습을 확인할 수 있으며, 일정거리 이후에는 주변유동과 속도가 같아지는 것을 확인할 수 있다.

## 4.2 풍동시험

### 4.2.1 풍동시험

본 연구에서 풍동시험의 첫 번째 목적은 유도형 활공

탄약에 대해 내장형 밸런스를 사용하여 받음각과 바람속도 변화에 따른 6분력을 측정하여 기본 공력 특성을 파악하는 것이고, 두 번째는 반실험적 기법과 CFD 해석을 통해 예측한 유도형 활공탄약의 공력성과 풍동시험결과를 비교하여 확인 및 해석결과를 검증하는 것이다.

### 4.2.1 시험모델 및 시험조건

풍동시험은 국방과학연구소 삼중음속풍동 시험시설에서 수행되었으며, 시험모델은 실제형상 대비 76%의 크기로 제작하였다. 시험모델의 형상은 Fig. 5와 같으며, 시험조건은 Table 3과 같다.

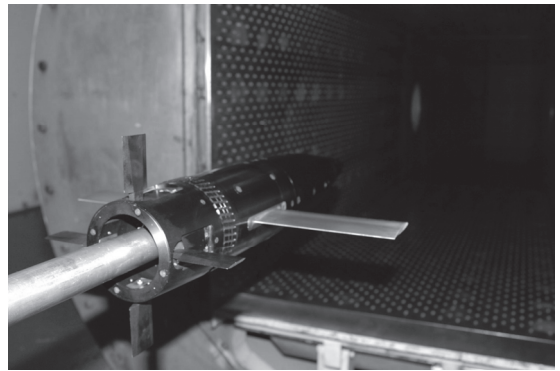


Fig. 5. Wind tunnel test model

Table 3. Wind tunnel test condition

Variable	Content
Mach number	0.6, 0.7, 0.8
Angle of attack(°)	-5 ~ +10
Reynolds number	$6.0 \times 10^6$

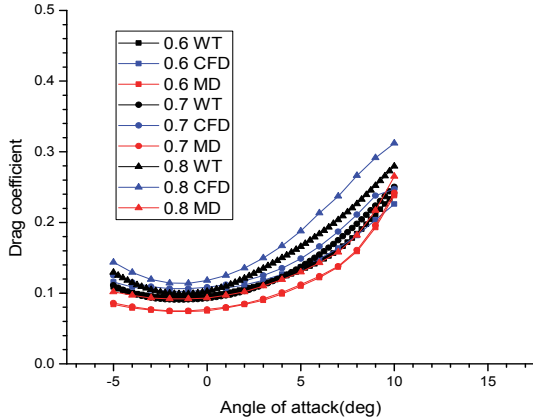
## 5. 결과

### 5.1 전산해석 및 시험결과 분석

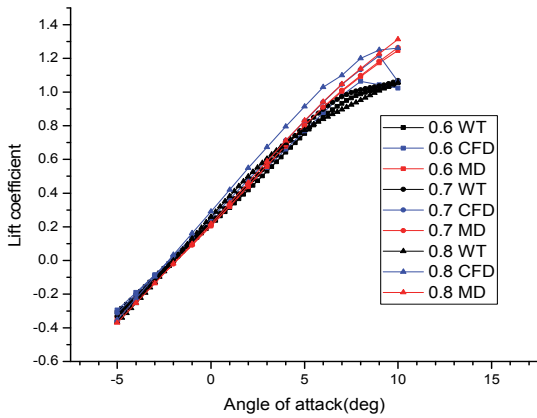
Figs. 6~8은 반실험적 기법, CFD 및 풍동시험을 통해 얻은 유도형 활공탄약의 공력특성을 나타낸 그래프들이다.

Fig. 6은 받음각 변화에 따른 항력계수 변화를 마하수 (0.6, 0.7, 0.8)와 공력계수 획득방법에 따라 그래프로 나타낸 그림이다.

같은 받음각 조건일 때, 마하수가 커질수록 항력계수는 증가하며 같은 마하수 조건에서는 받음각이 0도 일 때, 가장 작은 항력계수 값을 가지며 받음각의 절댓값이 증가할수록 항력계수가 증가하는 공통적인 경향을 보였다.



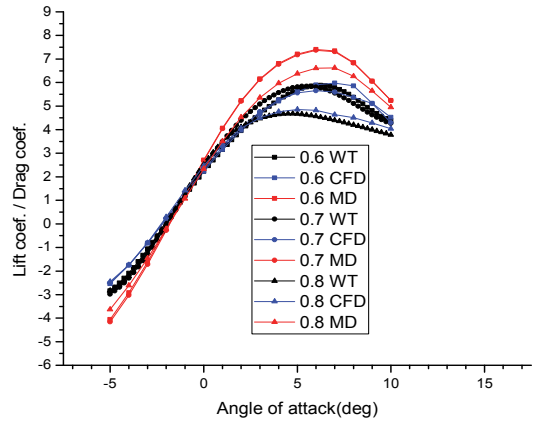
**Fig. 6.** Drag coefficient vs. Angle of attack  
(WT: Wind Tunnel, CFD: Computational Fluid Dynamic, MD: Missile DATCOM)



**Fig. 7.** Lift coefficient vs. Angle of attack

Fig. 7은 받음각 변화에 따른 양력계수 변화이다. 풍동 시험에 비해 전산해석적인 두 방법이 양력계수를 크게 예측하는 경향이 있다. 받음각이 커질수록 풍동시험과 CFD, 반실험적 기법의 예측결과가 차이가 나는 것을 확인했다. 이는 실속(Stall)시점이나 그 영향의 정도를 예측하는 차이로 인한 것으로 판단된다.

Fig. 8은 받음각에 따른 양항비의 변화이다. 받음각이 커짐에 따라 양항비가 증가하는 유사한 경향을 보이고 있다. 반실험적 기법은 낮은 받음각 영역에서는 유사한 수준으로 양항비를 예측하였으나, 받음각 6도~7도 정도에서 발생하는 최대 양항비를 과도하게 예측하였다. 이는 높은 받음각 영역에서 실속을 예측하지 못한 것과 항력을 낮게 예측한 것이 복합적으로 작용했기 때문으로 판단된다.

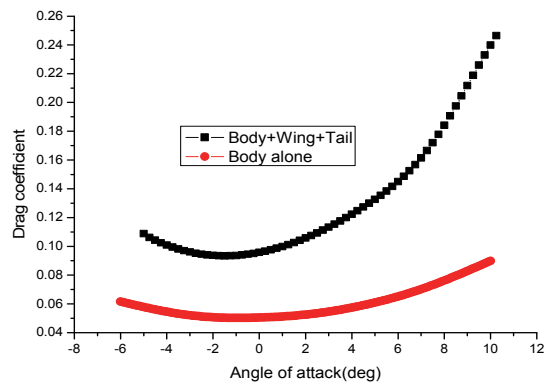


**Fig. 8.** Lift to Drag ratio vs. Angle of attack

유도형 활공탄약은 포발사 시 받는 에너지 외에 추력이 없다. 따라서 활공날개 전개시점에 가지고 있는 운동 에너지와 위치에너지를 사거리 연장에 활용해야한다. 이때 활공비행을 통한 활공거리의 공력특성에 지대한 영향을 받는데, 이론적으로 활공이 가능한 최대거리는 활공 시작시점에서의 고도와 양항비를 곱한 만큼이기 때문에 활공시점의 고도와 양항비를 크게 확보하는 것이 중요하다.

Fig. 9와 10은 마하수 0.6일 때, 본 연구의 대상인 유도형 활공탄약이 활공날개와 꼬리날개를 모두 전개하였을 때 형상과 날개가 없는 형상과의 항력 및 양력을 비교한 그래프이다. 날개가 없는 기존의 탄약형상대비 항력이 약 80~160% 증가했고, 양력은 최대 900%이상 증가했다.

Figs. 9~11을 통해 유도형 활공탄약은 기존의 탄약과는 전혀 다른 공력특성을 갖는 새로운 비행체라는 것을 알 수 있으며, Fig. 11의 양항비 비교그래프에서 최대양항비가 500%이상 증가함을 확인할 수 있다.



**Fig. 9.** Drag coefficient comparison

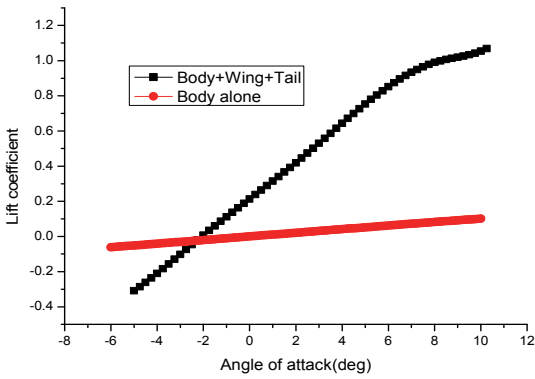


Fig. 10. Lift coefficient comparison

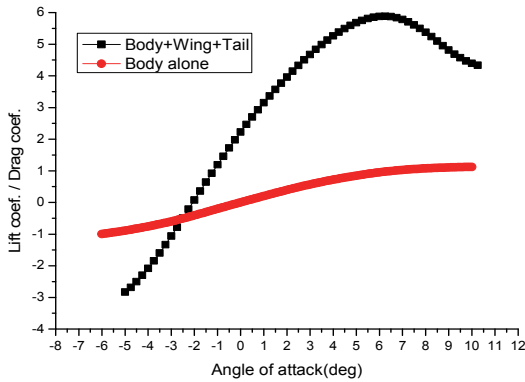


Fig. 11. Lift to drag ratio comparison

Fig. 12는 양력계수 변화에 따른 피칭모멘트계수의 변화이다. 이 그래프를 통해서서는 비행체의 세로방향정적비행안정성(Longitudinal Static Stability)을 확인할 수 있다.

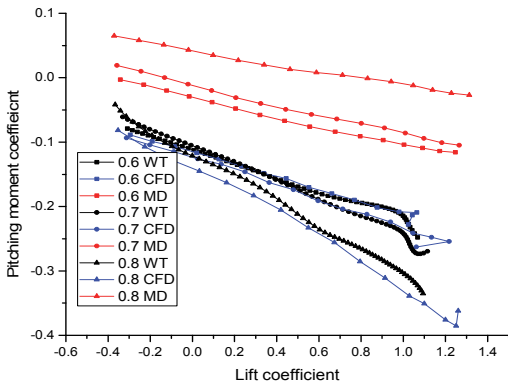


Fig. 12. Pitching moment coefficient vs. Lift coefficient

Fig. 12의 그래프가 양의 기울기를 가지면, 세로방향 정적비행안정성을 확보하지 못한 것이며 그래프가 음의 기울기를 가지면 세로방향정적비행안정성을 확보했다고 하며, 외란이 있더라도 피칭모멘트가 0이 되는 특정한 받음각으로 받음각이 수렴하게 된다.

Fig. 12의 모든 그래프가 음의 기울기를 갖는 것으로 볼 때 본 연구의 대상인 유도형 활공탄약은 세로방향정적비행안정성을 확보했다고 할 수 있다.

반실험적 기법의 경우 CFD 및 풍동시험을 통한 결과와 기울기 및 정량적인 값에서 차이를 보였다. 양력계수에서 큰 오차가 나지 않았던 것으로 보아 이는 압력중심(Center of pressure)의 위치를 예측함에 있어 발생한 오차 때문인 것으로 판단된다.

정적여유(Static Margin)는 비행하는 물체의 세로방향 정적비행안정성을 판단하는 수치이다.

$$\text{정적여유(Static Margin)} = \frac{x_n}{\bar{c}} - \frac{x_{cg}}{\bar{c}} = -\frac{dC_m}{dC_L}$$

( $C_m$  : Pitching moment coefficient,

$C_L$  : Lift coefficient,

$\bar{c}$  : Mean chord length,

$x_n$  : Longitudinal position of Neutral point,

$x_{cg}$  : Longitudinal position of Center of gravity )

물리적으로 정적여유는 비행체의 중립점(Neutral point)과 무게중심(Center of Gravity, C.G.)사이 거리의 평균공력시위(Mean Aerodynamic Chord)에 대한 비율을 의미한다. 이는 Fig. 12 그래프에서의 기울기와 크기가 같다.

정적여유 값이 양수이면 무게중심이 중립점보다 앞에 위치하며, 이런 경우에는 외란이 있더라도 비행체가 원래의 자세로 돌아오려는 모멘트가 발생하여 모멘트가 0인 특정한 자세를 유지하려 한다(Nelson, 1989).

정적여유(Static Margin)를 계산함으로써 정량적으로 세로방향정적비행안정성을 비교한 결과는 Table 4와 같다.

Table 4. Static Margin

Method \ Mach Number	0.6	0.7	0.8
Missile DATCOM	0.090	0.081	0.066
CFD	0.103	0.144	0.174
Wind tunnel	0.118	0.144	0.220

정적여유 계산결과에서 반실험적인 방법을 통한 결과만 다른 경향을 보였다.

풍동시험결과를 기준으로 할 때 연구대상인 유도형 활공탄약의 정적여유는 평균공력시위길이의 11~22% 수준 이내에 있다. 이는 일반적인 항공기가 갖는 정적여유의 수준과 비슷함을 확인했다. 일반적으로 항공기는 평균공력시위길이의 10~25% 수준의 정적여유를 갖는다 (Roskam, 2003).

## 6. 결론

본 연구에서는 기존의 무유도 곡사포탄이 사거리 증대를 위해 활공날개를 전개하여 활공비행을 하는 유도형 활공탄약의 공력성능을 예측함에 있어 반실험적 기법의 적용가능성을 확인하였으며, 반실험적 기법과 CFD, 풍동시험을 통해 유도형 활공탄약의 공력해석을 수행하여 공력특성을 파악하였다.

반실험적 기법을 통해 얻은 양력과 항력계수는 풍동시험결과와 비교하였을 때 경향이 유사하며, 정량적인 크기도 약 20%이내의 수준으로 그 결과가 비교적 정확함을 확인했다. 피칭모멘트계수 및 정적비행안정성 결과에서 약간의 차이를 보였는데 이는 component build up 기법을 사용하는 Missile DATCOM의 특성인 것으로 판단된다. 공력에 의한 압력중심 및 모멘트의 예측이 어려운 점을 감안할 때, 반실험적 기법을 이용한 유도형 활공탄약의 공력해석결과는 CFD 해석 및 풍동시험을 통한 해석결과와 근접하게 예측함을 확인했다.

반실험적 기법은 CFD 해석이나 풍동시험에 비해 시간 및 비용적 측면에서 매우 효율적일 뿐 아니라 비교적 해석결과의 정확도가 높은 편이므로 미사일뿐만 아니라 유도형 활공탄약과 같이 세장비가 작고 날개가 있는 형상에 대해서도 초기 설계단계에 공력해석을 수행하는데 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

또한 본 연구를 통해 유도형 활공탄약이 기존 탄약 대비 최대 약 5배 이상의 큰 양항비를 확보함으로써 사거리 연장의 가능성을 확인하였다.

## References

1. 신승제, 김환우 (2018), “포발사 탄약에 적합한 3차원 유도법칙의 성능개선 기법”, *한국항공우주학회지*, 제 46권 8호, pp.631-638.
2. 최윤대 (2000), “야포의 사거리 연장 방법,” *국방과 기*

- 술, 제256호, pp.76-77.
3. 편집부 (2000), “RAP탄과 BB탄의 작동원리”, *국방과 기술*, 제259호, pp.72-73
4. 김창기, 황준식(1994), “탄저부 가스분사에 의한 탄의 사거리연장에 관한 연구”, *한국항공우주학회발표논문집*, pp.139-143.
5. 강신재, 박철, 정우석, 권태수, 박주현, 권세진 (2015), “비점성 유동을 가정한 포 발사 램제트 추진탄 설계”, *한국추진공학회지*, 제19권 4호, pp.52-60.
6. 임승한, 박장호, 조창연, 방효중 (2014), “유도형 활공탄약 비행제어시스템 개발 Part I : 운용 개념 및 방법”, *한국항공우주학회지*, 제42권 3호, pp.221-228.
7. 신승제 김환우 (2018), “활공형 탄약의 비행모사 시뮬레이터를 활용한 조건별 최대사거리 연구”, *멀티미디어학회는논문지*, 제21권 6호, pp.698-704.
8. 한명신, 명노신, 조태환, 황중선, 박찬혁(2005), “Semi-Empirical 기법을 이용한 미사일 형상의 공력특성 해석”, *한국항공우주학회지*, 제33권 3호, pp.26-31.
9. 양영록, 이진희, 김문석, 정재홍, 명노신, 조태환(2008), “반실험적 기법 및 CFD 코드를 이용한 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 미사일에 관한 공력해석”, *한국항공우주학회지*, 제36권 3호, pp.220-228.
10. 박지환, 배주현, 송민섭, 명노신, 조태환(2015), “카나드 기반의 지능탄 조종 장치 공력설계”, *한국항공우주학회지*, 제43권 3호, pp.187-194.
11. 양영록, 허상범, 제소영, 박찬우, 명노신, 조태환, 황의창, 제상언(2009), “대기권을 비행하는 유도 미사일의 최대 사거리 구현을 위한 외형 형상 최적화 시스템 연구”, *한국항공우주학회지*, 제37권 6호, pp.519-526.
12. Moore, F. G.(2000), *Approximate Methods for Weapon Aerodynamics*, AIAA.
13. Blake, W. B.(1998), *Missile DATCOM User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision*, AFRL-VA-WP-TR-199-3009, USAF.
14. Dr. Robert C. Nelson(1989), *FLIGHT STABILITY AND AUTOMATIC CONTROL*, McGrawHill
15. Jan Roskam(2003), *AIRPLANE FLIGHT DYNAMICS AND AUTOMATIC FLIGHT CONTROLS*, DARcorporation, Kansas.
16. Steven R,Vukelich, Stan L. Stoy, Keith A. Burns, Joseph A. Castillo and Marvin E. Moore(1988), *MISSILE DATCOM VOLUME I - FINAL REPORT*, AFWAL-TR-86-3091



**방재원** (bjw0110@add.re.kr)

2012 인하대학교 기계공학과 학사

2014 한국과학기술원 기계공학과 석사

2014~ 현재 국방과학연구소 연구원

관심분야 : 국방 M&S, CFD, 공력해석