

조종날개가 장착된 탄도수정탄의 자이로안정성 및 항력 특성 연구

배 주 현^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 제4기술연구본부

Gyroscopic Stability and Drag Characteristics Study of Canard-Installed Course Correction Munition

Ju Hyun Bae^{*,1)}

¹⁾ The 4th Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 20 January 2017 / Revised 3 April 2017 / Accepted 26 May 2017)

ABSTRACT

This paper describes the gyroscopic stability and the drag characteristics of the smart munition with a course correction fuze(CCF). A ballistic analysis was conducted to figure out the effect of the canards on the gyroscopic stability of the projectile. The analysis used the commercial ammunition performance evaluation software: Projectile Design and Analysis System(PRODAS). In particular, we compared the PRODAS analysis results to real field test results to investigate the influence of the CCF mounted projectile. In addition, some ballistic simulations were carried out to provide the conditions suitable for wind tunnel tests. Experimental results show that the added drag force by the canards is almost uniform regardless of the Mach number when the projectile is at the normal position where the angle of rotation and the angle of attack are both 0 degrees. However, as the angle of attack of the projectile increases, the additional drag force depends on the deflection of the canards.

Key Words : Course Correction Fuze(탄도수정신관), Canard(조종날개), Spin-Stabilized Projectiles(회전안정탄)

1. 서 론

탄도수정신관은 재래식 탄에 조립하여, 탄착 정확도를 향상시킬 수 있는 장치로서 기존의 탄약을 사용할 수 있다는 점에서 경제적으로 유리하며, 그에 따른 연

구가치 또한 이미 검증되어 전 세계적으로 연구가 활발히 진행되고 있다¹⁻⁴⁾. 탄도수정신관(Course Correction Fuze, CCF)이 조립된 탄약(이하 탄도수정탄)이 기존의 탄약과 차별화되는 점은 유도조종 기능을 가지는 것이다. 이를 위해 탄도수정신관에 조종날개(Canard)가 장착되는데, 이에 따라 조종날개의 효과를 파악하기 위해서는 탄도수정탄의 공력특성에 대한 연구가 필요하다. 조종날개의 조종각과 탄의 자세에 따라 공력해

* Corresponding author, E-mail: phizbjh@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

석을 수행하여 탄도수정탄에 대한 공력데이터를 구축해야 하며, 이 공력데이터를 바탕으로 탄도수정탄의 유도조종기법을 설계할 수 있다. 공력해석의 결과가 정확할수록 유도조종기법 설계에 대한 부담을 줄일 수 있으며, 이는 결국 탄도수정탄의 성능과 직결된다. 이와 관련하여 국내에서도 탄도수정탄에 대한 연구가 점차 진행되고 있다⁵⁻⁷⁾.

탄도수정탄은 회전안정탄(Spin-Stabilized Projectiles)이다. 회전안정탄은 일반적으로 초기에 가장 빠른 속도로 비행하며, 이후 탄도의 정점에서 탄의 속도가 최소가 되고, 탄의 받음각이 가장 큰 특징을 갖는다. 이후 이 받음각이 어느 정도 유지되는 상태에서 다시 중력에 의해 탄의 속도가 회복되고, 이 때부터 받음각이 점차 작아지면서 탄의 앞부분이 점점 지면을 향하게 된다. 탄은 비행 전 구간에서 일정속도 이상으로 회전하기 때문에 매그너스 힘을 받는다^{8,9)}.

본 논문에서는 탄약/탄도 해석용 상용프로그램인 Projectile Design and Analysis System(PRODAS)을 활용하여 탄도수정탄의 자이로안정성 및 탄도해석을 수행하였으며, 이를 이용하여 풍동시험 조건을 선정하였다. 그리고 풍동시험 결과를 통해 조종날개에 의한 탄도수정탄의 항력 특성을 분석하였다.

2. 탄도수정탄의 자이로안정성 및 탄도해석

2.1 탄도수정신관 모델링

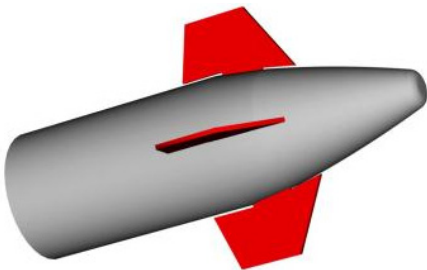


Fig. 1. Configuration of the CCF model

Fig. 1은 본 논문에서 연구하고자 하는 탄도수정신관의 형상이며, 탄도수정탄의 전방체에 해당된다. 탄도수정신관은 4개의 조종날개를 포함하고 있으며, 설계에 따라서 각기 다른 조종각을 가질 수 있다. 그리고 탄도수정탄의 후방체와 전방체는 서로 다른 회전

수로 회전할 수 있다.

PRODAS로 탄도수정신관을 모델링하기 위해서는 형상을 단순화할 필요가 있는데⁵⁾, 앞 쪽은 첨두아치(ogive) 형상으로, 뒤쪽은 원통으로 모델링하였다.

2.2 00탄의 탄도해석 결과 비교

PRODAS로 탄도수정탄 해석을 수행하기에 앞서, PRODAS를 통한 해석의 정확성 검증이 필요하다. 이를 위해 탄도수정신관이 장착되지 않은 00탄에 대해 PRODAS로 탄도해석을 수행하여, 그 결과를 기존 탄도해석 결과와 비교하였다. 기존 결과는 참고문헌에서 시뮬레이션을 통해 분석한 것이다¹⁰⁾. Fig. 2에 두 해석결과를 시간에 따른 비행거리의 차이로 나타내었다. 그림에서 알 수 있듯이 비행 전 구간에 대해 2.2% 이내의 차이를 보였으며, 이로부터 PRODAS를 통한 탄도해석이 유효하다고 사료된다.

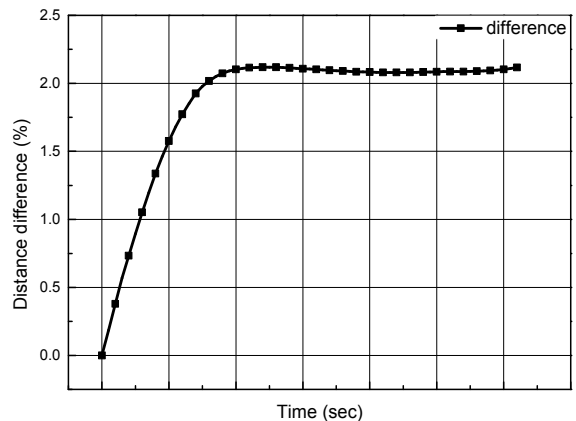


Fig. 2. Distance difference between the PRODAS simulation and the previous result

2.3 탄도수정탄의 자이로안정성 분석

Fig. 3은 탄도수정신관이 없는 00탄과 탄도수정탄에 대하여, 포구에서의 마하수에 따른 자이로안정성을 각각 PRODAS로 계산한 것을 나타낸 것이다. 탄도수정탄의 경우 조종날개에 의한 추가적인 공력성분을 고려하였으며, 자이로안정성(S_g)은 다음과 같은 수식으로 계산하였다³⁾.

$$S_g = \frac{I_x^2 p^2}{2I_y \rho S d V^2 \left(C_{m\alpha} + \frac{S_c}{S} \frac{x_c}{d} C_{N\delta} \right)} \quad (1)$$

- I_x : 탄도수정탄의 중심축 관성모멘트
- I_y : 탄도수정탄의 가로축 관성모멘트
- p : 00탄의 중심축 방향 회전속도
- ρ : 공기 밀도
- d : 00탄의 기준 직경
- S : 00탄의 기준 면적 ($= \frac{\pi d^2}{4}$)
- V : 탄도수정탄의 속도
- $C_{m\alpha}$: 00탄의 피칭모멘트 계수
- S_c : 조종날개의 면적
- x_c : 조종날개와 탄의 무게중심간의 거리
- $C_{N\delta}$: 조종날개의 수직력 계수

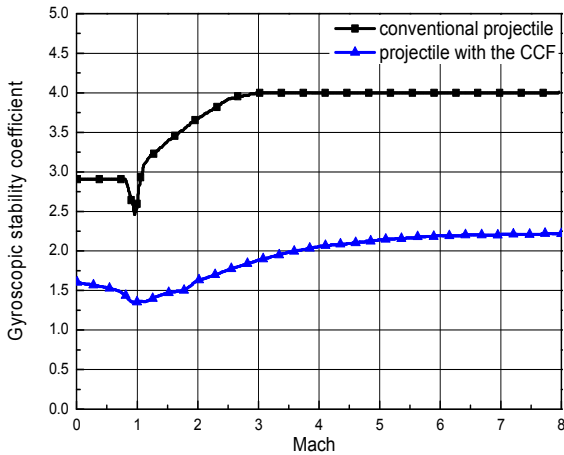


Fig. 3. Gyroscopic stability vs Mach

일반적으로 자이로안정성이 1 이상이 되어야 자이로안정성을 만족하며, 최소한의 비행안정성이 보장된다^[8,9]. Fig. 3의 결과를 보면 모든 마하수 영역에서 00탄과 탄도수정탄 모두 자이로안정성을 만족하는 것을 알 수 있다.

자이로안정성은 피칭모멘트 계수($C_{m\alpha}$)가 커질수록 작아진다^[8,9]. 조종날개가 탄의 무게중심보다 앞 쪽에 위치하므로 조종날개에 의해 발생하는 양력에 의해 추가적인 피칭모멘트가 발생한다. 때문에 Fig. 3에서 나타나 있듯이 탄도수정탄이 장착될 경우 00탄 대비 자이로안정성이 대략 1/2 수준으로 낮아진다.

일반적으로 초기속도가 빠를수록 탄의 회전속도 또한 증가하므로, 자이로안정성이 증가한다^[8,9]. 탄은 포구에서의 속도가 가장 빠르고, 탄도의 정점까지 속도

가 점차 줄어든다. 이 특징을 감안한다면, 탄의 초기 속도를 충분히 높이는 것이 탄도수정탄의 대부분의 비행궤적에서 자이로안정성을 확보하는데 유리하다고 판단된다.

2.4 탄도수정탄의 해석결과와 탄도시험 결과 비교

탄도수정탄의 비행특성을 확인하기 위한 한 가지 방법으로서, 탄도수정탄을 00탄에 고정 조립시켜 00탄과 함께 회전하도록 하여 탄도시험을 수행하였다. Fig. 4는 실제 시험에서 사용한 탄도수정탄이다.



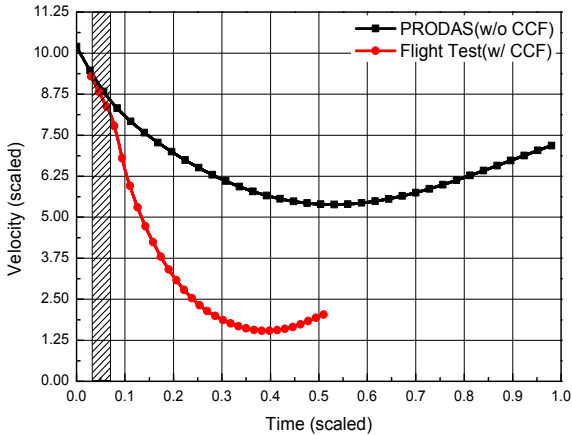
Fig. 4. The CCF mounted projectile

탄도시험 수행결과, 예상했던 것과는 달리 비행 직후 탄의 속도가 급격히 감소하여 정상적인 비행을 할 수 없었다. Fig. 5(a)에 도플러레이더로 측정된 탄도수정탄의 속도를 적색(Flight Test(w/ CCF))으로 나타내었으며, 기존탄과의 비교를 위해 탄도수정탄이 없는 00탄을 PRODAS로 해석하여 흑색(PRODAS(w/o CCF))으로 나타내었다. 그림에서 알 수 있듯이, 탄도수정탄이 기존탄에 비해 속도의 감소폭이 크고 비행시간도 짧다.

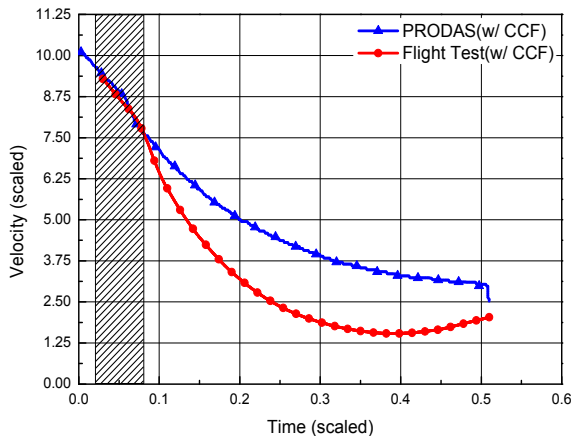
Fig. 5(a)를 보면, 비행 초반에 탄의 속도가 급격하게 변화하는 구간(빛금 표시)이 있음을 확인 할 수 있다. 이 현상을 재현하기 위해 PRODAS를 이용하여 조종날개의 효과를 고려한 탄도해석을 수행하여 Fig. 5(b)에 청색(PRODAS(w/ CCF))으로 나타내었다. 탄도수정탄과 탄이 함께 회전하게 될 경우 탄도수정탄의 조종날개에 의해 탄의 회전 저항이 영향을 받을 것이라 분석하였고, 이에 따라 공력 동적미계수들 중 롤댐핑계수(C_{lp})만 보정하였다.

해석결과, 롤댐핑계수를 기존 00탄의 대비 3배로 증가하였을 경우 탄도시험결과와 유사한 결과를 얻을 수

있었다. 이를 통해 00탄과 탄도수정신관이 함께 회전할 경우 조종날개에 의해 회전 저항이 커지는 것을 확인하였다.



(a) Comparison between the PRODAS simulation(w/o CCF) and the flight test(w/ CCF)



(b) Comparison between the PRODAS simulation(w/ CCF) and the flight test(w/ CCF)

Fig. 5. Velocity vs Time(scaled)

Fig. 6은 PRODAS를 이용하여 00탄 대비 롤댐핑계수를 3배로 증가하였을 경우에 대해서 자이로안정성을 분석한 결과를 나타낸다. Fig. 6에서 자이로안정성이 1 보다 작아지는 시점(0.04 (scaled))을 확인할 수 있고, Fig. 5(b)에서도 이 시점 이후로 탄의 속도 감소폭이 급격히 증가하는 것을 확인할 수 있다.

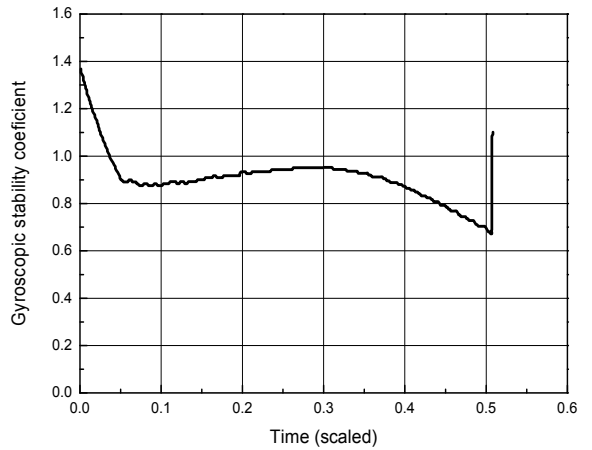


Fig. 6. Gyroscopic stability of the CCF mounted projectile

자이로안정성을 충족시키지 못하면 탄의 피치와 요 운동이 발산하게 되어 탄이 전복되는 현상이 발생할 수 있다⁸⁹⁾. 이는 탄이 정상적으로 비행할 수 없는 상황을 의미한다. 따라서 탄도시험에서 탄의 속도가 급격히 감소하여 정상적으로 비행하지 못한 이유는 자이로안정성과 연관성이 있다고 판단된다.

Fig. 6에서 자이로안정성이 1 이하로 떨어진 것 또한 탄도수정신관이 탄과 함께 회전하면서 추가되는 회전 저항의 증가로 설명할 수 있다. 수식 (1)에서 알 수 있듯이, 자이로안정성은 탄의 회전속도의 제곱에 비례한다. 따라서 회전 저항이 증가하여 회전속도가 감소하면 제곱에 비례하여 자이로안정성이 떨어진다. Time(scaled) 0.5 이후는 탄의 비행이 종료되면서 탄의 속도가 0으로 수렴하기 때문에 자이로안정성이 급격히 증가하게 된다.

PRODAS는 정상적인 비행조건을 가정하여 계산된 공력데이터를 기반으로 탄도해석을 수행한다¹¹⁾. 하지만 탄이 정상 비행을 할 수 없는 상태가 되면 실제 탄의 항력은 PRODAS로 산출된 항력보다 훨씬 클 것으로 분석된다. Fig. 5(b)에서 PRODAS와 탄도시험의 속도가 크게 차이 나는 이유도 이 때문일 것으로 판단된다.

결론적으로 탄의 회전수가 감소하면 자이로안정성이 떨어지게 되고, 자이로안정성이 1 보다 작아지는 시점 이후로는 정상비행을 할 수 없기에 탄의 속도가 급격히 감소함을 알 수 있다. 따라서 탄도수정신관이 탄의 회전수를 급격히 감소시키지 않도록 탄도수정탄

을 설계해야한다. 이를 위해서는 탄도수정신관이 탄과 함께 회전하지 않고, 항상 서로 분리되어 회전하는 것이 유리할 것으로 판단된다. 특히, 탄도시험 시 발생하는 충격이나 기타 원인으로 인해 탄도수정신관이 탄에 고착되지 않도록 하는 적절한 장치가 필요할 것으로 판단된다.

3. 풍동시험을 통한 항력 특성

3.1 수행 목적

탄과 탄도수정신관의 회전, 조종날개의 조종각, 탄의 자세 등에 의한 공력특성의 변화를 살펴보기 위해 풍동시험을 수행하였다. 시험 중 3축의 힘과 모멘트를 동시에 측정하였으며, 주요 시험조건을 선정하여 풍동시험의 횟수를 최소화하였다. 향후 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 통해 풍동시험 결과와 비교 분석하여 필요한 모든 공력계수를 산출하고자 하였다.

3.2 시험 모델

Table 1. Model configurations

	00탄	탄도수정신관
Case 1	고정	고정
Case 2	회전	고정
Case 3	고정	회전
Case 4	회전	회전



Fig. 7. Scaled-down model for the wind tunnel test

탄도수정신관과 탄은 서로 다른 회전수를 가질 수 있다^[3,4]. 이를 모사하여 풍동시험을 수행하기 위해 Table 1과 같이 네 가지 경우에 대해 풍동시험이 가능

하도록 풍동시험 모델을 제작하였다. 예를 들어, Case 3은 탄은 고정되어 회전하지 않으며 탄도수정신관만 회전하는 경우를 뜻한다. Fig. 7은 본 연구에서 사용된 풍동시험 모델이며, 탄도수정신관의 형상을 축소한 모델이다.

3.3 시험 조건

모든 마하수에 대해서 풍동시험을 수행할 경우 다양한 조건에서 공력계수를 얻을 수 있지만, 비용 측면에서 부담이 커진다. 따라서 효율적인 풍동시험 조건을 선정하기 위해 다음과 같이 가정하였다.

- 탄도수정신관의 비행은 Fig. 8과 같이 탄도비행구간(Ballistic Flight Region)과 유도비행구간(Guided Flight Region)으로 나눈다.
- 실질적인 유도비행구간은 탄도의 정점을 지난 이후라고 가정한다.
- 탄도수정탄과 00탄은 둘 다 회전안정탄이므로 서로 유사한 비행조건을 가진다.
- 탄도수정신관은 잘 설계되어 탄과 다른 회전수로 회전할 수 있으며, 탄의 회전 저항에 미치는 영향을 무시할 수 있다.

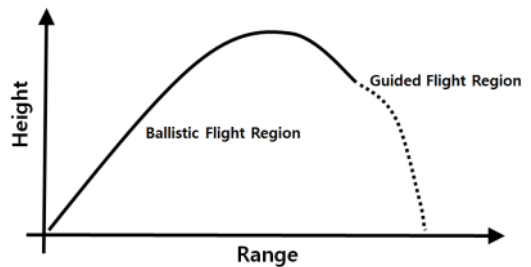


Fig. 8. Assumption for flight regions

위의 가정 하에 PRODAS를 이용하여 Table 2와 같이 초기속도 및 비행각도가 서로 다른 두 가지 경우에서 00탄의 탄도해석을 수행하였으며, 유도비행구간에 해당하는 구간에 대하여 마하수, 회전수 등을 파악하였다. 이를 활용하여 풍동시험 조건을 분석하였다.

Fig. 9은 탄의 마하수에 따른 회전수를 나타낸다. 탄도의 정점 근처에서는 상대적으로 고도가 높아 공기밀도가 작기 때문에 회전속도의 감소폭이 작다. 그래서 이 영역에서 탄의 회전 속도는 상대적으로 일정하다. 반면 정점 이후 탄의 속도는 중력에 의해 다시

증가한다. 따라서 탄의 회전속도 변화폭 대비 탄의 마하수 변화폭이 훨씬 더 크다. Fig. 9에서 두 가지 경우 모두에서 이러한 현상을 확인할 수 있다.

풍동시험 조건으로 탄도의 정점 이후의 회전수를 선정하였다. 특히 마하수가 같더라도 상응하는 탄의 회전수가 두 가지 이상인 경우가 있어 이를 고려하여 풍동시험을 수행하고자 하였다.

Table 2. Initial conditions

항목	Condition 1	Condition 2
속력(Velocity)	$1.64V_0$	V_0
발사각(Azimuth angle)	a_0	$1.1a_0$

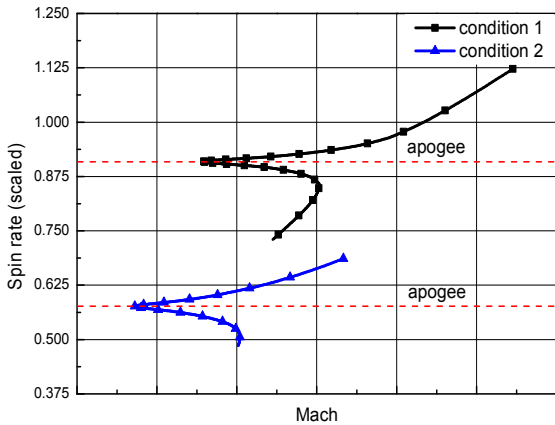


Fig. 9. Spin rate vs Mach

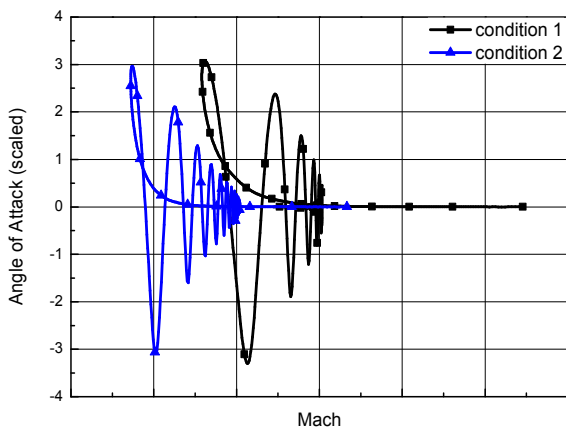


Fig. 10. Angle of attack vs Mach

풍동시험 조건 중 받음각 조건을 선정하기 위해 탄도해석을 수행하여, 00탄의 최대 받음각을 확인하였다. Fig. 10에서 나타나 있듯이, 대부분의 경우 받음각이 00° 이내였다. 탄은 실제 초기 발사각이 커질수록 최대 받음각이 커지는 경향성이 있다^[10]. 따라서 특정 발사각 이상이 되면 탄의 받음각이 급격히 증가할 것으로 예측되나, 이러한 경우는 특수한 상황이므로 배제하였다.

최종적으로 선정한 풍동시험의 조건은 Table 3과 같으며, 총 00회로 하였다.

Table 3. Test conditions

항목	조건
마하수(Mach)	m1, m2, m3, m4
받음각(Angle of Attack)	-1~3 (scaled)
경사각(Bank Angle)	0° , b° , $2b^\circ$, free-spin
조종각(Canard Deflection)	0° , $\pm d^\circ$, $\pm 2d^\circ$

3.4 항력 특성

탄 및 탄도수정신관의 회전이 포함된 풍동시험은 일부만 수행되어, 본 논문에서는 Table 1의 Case 1의 결과에 대해서만 논의하였다. 특히 Fig. 11에서 나타난 것과 같이 받음각, 조종날개의 조종각을 정의하여 경사각이 0° 일 때의 항력 특성을 정리하였다.

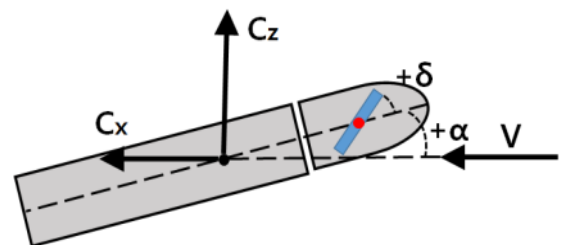


Fig. 11. Definition of axes

Fig. 12은 탄의 받음각이 0(이하 scaled)일 때, 조종날개의 조종각 0° 를 기준으로 각 조종각에 따른 항력 증가분을 나타낸 것이다. 조종각이 d° 일 때 보다 $2d^\circ$ 에서 더 큰 항력 차이를 보이는데, 이는 조종각 $2d^\circ$ 에서의 국부적인 박리현상에 의한 효과로 판단된다.

일반적으로 마하수가 증가할수록 항력이 커지는 경향성이 있다^[6]. 하지만, Fig. 12에서 확인할 수 있듯이

조종각에 의한 항력 증가분은 마하수가 증가하더라도 전반적으로 큰 변화가 없으며, 일부 마하수에서는 국부적으로 항력 증가분이 줄어드는 경향성을 확인할 수 있다.

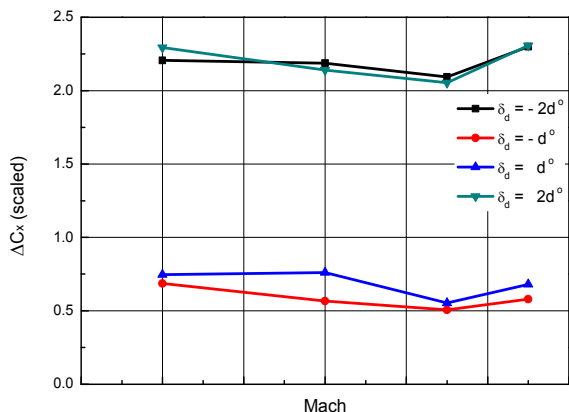


Fig. 12. Additional drag vs Mach(at the angle of attack 0)

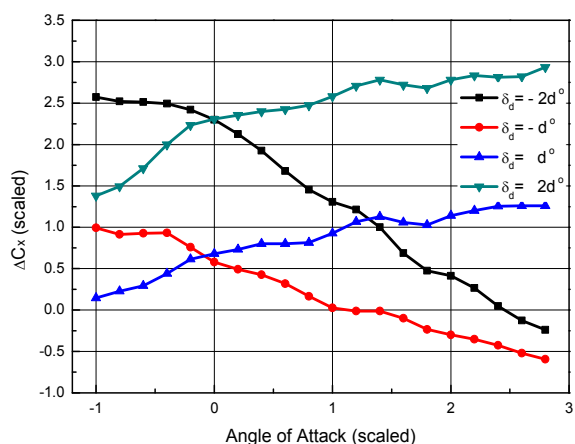


Fig. 13. Additional drag vs Angle of attack(scaled) (at Mach number m4)

Fig. 13은 해당 마하수(m4)에서 받음각이 변화할 때 조종각에 의한 추가 항력의 크기를 나타낸 것이다. 조종각의 방향이 (+)일 때는 받음각이 커질수록 추가되는 항력의 크기 또한 커지며, 조종각의 방향이 (-)일 때는 받음각이 커질수록 추가되는 항력의 크기는 작아진다. 이는 조종날개의 조종각과 탄의 받음각에 의해 결정되는 조종날개의 유효 받음각과 관련이 있으

며, 유효 받음각이 (+)방향으로 커질수록 조종날개에 의해 추가되는 항력의 크기 또한 커진다. 특히 조종날개의 조종각이 클수록 받음각 변화에 따른 조종날개에 의한 항력 증가분이 더 크다는 것을 확인할 수 있다.

4. 결론

본 논문은 탄도수정탄의 비행안정성과 항력 특성 분석에 관한 것으로, 탄도해석용 상용프로그램인 PRODAS를 이용하여 조종날개 효과를 고려한 탄도수정탄의 자이로안정성을 분석하였다. 탄도수정탄의 자이로안정성은 대부분의 포구 마하수에 대해서 00탄 대비 약 1/2 수준으로 떨어지는 경향성을 보여주었다. 기 연구된 탄도해석 결과와 PRODAS의 해석결과를 비교하여 00탄에 대한 사거리 결과에 대한 신뢰성을 검증하고, 탄도시험 결과에서 탄의 자이로안정성과 속도 변곡점의 연관성을 확인하였다. 또한 풍동시험용 탄도수정탄 축소 모델을 제작하고, PRODAS 해석결과를 통해 풍동시험조건을 선정하였다. 풍동시험 결과, 받음각이 0°일 때 마하수에 관계없이 조종날개에 의한 항력 증가분이 거의 일정한 것을 확인하였다. 또한 조종날개의 조종각이 클수록 받음각 변화에 따른 조종날개에 의한 항력 증가분의 변화폭이 크다는 것을 확인하였다.

위 결과들을 종합하고, 향후 CFD 및 풍동시험 결과 등을 분석하여 탄도수정탄에 대한 추가적인 공력계수를 산출할 예정이며, 이를 탄도수정탄의 유도조종기법 설계에 활용하고자 한다.

References

- [1] Wei-Jen Su et. al., "Aerodynamic Characterization of a Canard Guided Artillery Projectile," AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.
- [2] Eric Gagnon et. al., "Course Correction Fuze Concept Analysis for In-Service 155mm Spin-Stabilized Gunnery Projectiles," AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2008.
- [3] Philippe Wernert, "Stability Analysis for Canard Guided Dual-spin Stabilized Projectiles," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2009.

- [4] Philippe Wernert, "Modelling and Stability Analysis for a Class of 155mm Spin-stabilized Projectiles with Course Correction Fuse(CCF)," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2011.
- [5] K. P. Kim, et. al., "A Study on Configuration Design of the 2D Course Correction Munition," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 11, No. 4, pp. 5-12, Aug. 2008.
- [6] J. H. Park et. al., "Aerodynamic Design of a Canard Controlled 2D Course Correction Fuze for Smart Munition," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 3, pp. 187-194, Mar. 2015.
- [7] Y. H. Park et. al., "Aerodynamics Characteristics on a Canard-Controlled Projectile," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 17, No. 1, pp. 42-51, Feb. 2013.
- [8] Robert L. McCoy, "Modern Exterior Ballistics," Schiffer Military History, 1999.
- [9] Donald. E. Carlucci et. al., "Ballistics-Theory and Design of Gun And Ammunition," CRC Press, 1999.
- [10] T. H. Kang, ADDT-2015-0013, Agency of Defense Development, 2015.
- [11] Arrow Tech, "PRODAS V3 Technical Manual".
- [12] J. H. BAE, ADDR-419-131775, Agency of Defense Development, 2013.