

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(3), 187-194(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.3.187

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

카나드 기반의 지능탄 조종 장치 공력설계

박지환*, 배주현**, 송민섭**, 명노신*, 조태환*

Aerodynamic Design of a Canard Controlled 2D Course Correction Fuze for Smart Munition

Ji-Hwan Park*, Ju-Hyeon Bae**, Min-Sup Song**, Rho-Shin Myong* and Tae-Hwan Cho*
 Department of Aerospace and System Engineering and Research Center for Aircraft Parts
 Technology, Gyeongsang National University*
 Agency for Defense Development**

ABSTRACT

Course correction munition is a smart projectile which improves its accuracy by the control mechanism equipped in the fuze section with canard. In this paper, various aerodynamic configurations of the fuze section were analysed by utilizing a semi-empirical method and a CFD method. A final canard configuration showing the least drag was then determined. During the CFD simulation, it was found that the $k-\omega$ SST turbulence model combined with O-type grid base is suitable for the prediction of the base drag. Finally, the aerodynamic characteristics of the smart munition and the change of drag due to the canard installation were analysed.

초 록

탄도수정탄은 기존 포탄의 신관에 카나드가 장착된 조종 장치를 탑재하여 정확도를 향상시키는 지능탄이다. 본 논문에서는 2D 탄도수정탄의 카나드를 설계하기 위하여 다양한 형상 변수에 대한 공력성능을 반실험적 기법을 이용하여 분석하였으며, 이를 바탕으로 초음속에서 항력이 상대적으로 더 적은 카나드 형상을 설계하였다. 또한 CFD 기법을 통한 탄도수정탄의 공력해석 기법을 연구하였으며, 포탄의 탄저 부분 기저항력 예측에 O-type 격자를 바탕으로 한 $k-\omega$ SST 난류모델이 적합함을 확인하였다. 최종적으로 앞서 개발한 해석 기법을 바탕으로 2D 탄도수정탄의 공력특성 및 탄도조종장치 장착에 따른 항력변화를 계산하였다.

Key Words : Canard Design(카나드 설계), 2D Guidance Fuze(2D 탄도수정신관), Turbulence Model(난류모델), Compressible Flow(압축성 유동)

1. 서 론

야포체계는 현대 전장에서 정밀한 타격에 대한 요구의 증가에 따라 큰 변화를 맞이하고 있

다. 고전적인 포탄은 탄도를 따라 비행하는 도중 어떠한 조종입력이 존재하지 않으므로 불확실한 외란에 의하여 사정거리가 증가할수록 정확도가 감소하게 된다. 이와 같은 고전적인 포탄은 비행

† Received : November 5, 2014 Revised : January 23, 2015 Accepted : February 6, 2015

* Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr

중 탄도를 수정할 수 없기 때문에 정확도 개선에 한계가 존재하여 오차 개선이 매우 어렵다. 이는 핵심표적을 정밀 타격하는 현대 군사기술 발전 방향에 적합하지 않다. 따라서 현대 야포체계가 요구하는 정확도를 만족시키기 위하여 정밀 유도 제어기술을 바탕으로 유도조종의 개념을 포함하는 지능형 포탄의 개발이 진행되고 있다.

지능형 포탄은 지능자탄 탑재형, 사거리 연장 유도형 및 탄도 수정형이 있다. 탄도 수정형 지능탄의 경우 항력 브레이크를 이용하여 탄의 사정거리를 조정하여 탄착오차를 감소시키는 1D 탄도수정탄과 카나드를 사용하여 사거리와 편위에 대한 오차를 동시에 보정하는 2D 탄도수정탄이 개발되어 운영 중이다[1]. 대표적 1D 탄도 수정탄으로 현용탄에 탄도조종날개 신관을 결합하여 유도 조종하는 지능탄 형태인 독일의 CCF(Course Correction Fuze)와 영국의 STAR 등이 있다. 2D 탄도 수정탄은 이스라엘 IAI에서 개발한 TOPGUN, 독일 DIEHL에서 개발한 2-D GF(Guidance Fuze) 그리고 미국 ATK가 개발한 PGK(Precision Guidance Kit) 등이 개발 또는 상용화 단계에 있다[2-5].

본 연구에서는 2D 탄도수정신관 카나드 설계를 위해 반실험적 기법을 이용한 parametric study를 수행하였고 카나드 형상에 따른 공력특성을 함께 분석하였다. 이를 바탕으로 지능탄 조종 장치의 장착에 따른 사거리 감소를 최소화하기 위한 카나드의 형상을 결정하였다. 또한 설계된 지능탄 조종 장치의 성능 분석을 위하여 현재 운용중인 155mm 탄에 장착하여 CFD 기법 적용을 통해 지능탄 조종 장치의 장착에 따른 항력의 변화를 계산하였다. 이 과정에서 155mm탄의 CFD 해석기법에 대한 연구 및 검증을 병행하여 수행하였다.

II. 본 론

2.1 지능탄 조종장치 개념 및 현황

2D 탄도수정탄은 운용개념에 따라 분류된 지능 포탄으로 Fig. 1-(a)와 같이 기존의 탄에 신관을 대체하는 지능탄 조종 장치를 부착하여 원형 공산오차를 감소시킨다. 이러한 지능탄 조종 장치에는 카나드의 조종방식에 따라 4-axis, fixed canard, 1-axis 방식으로 구분된다. 공통적으로 Fig. 1-(b)와 같이 회전안정판과 조종 장치의 연결부위에 베어링을 장착하여 회전을 분리시킨다.

4-axis 지능탄 조종 장치로 현재 이스라엘 IAI

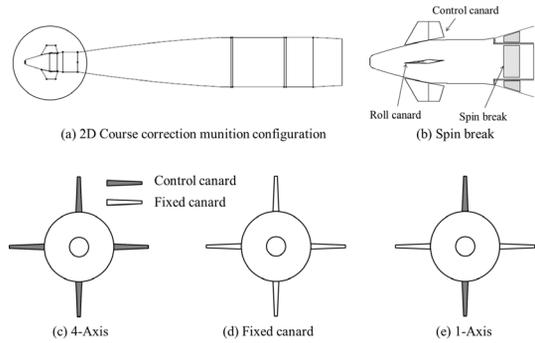


Fig. 1. Configuration of course correction munition and various control type

의 TOPGUN이 개발되어 있다. 155mm 포탄을 위한 2D 탄도수정신관인 TOPGUN은 Fig 1-(c)와 같이 4개의 조종 가능한 카나드를 탑재한 것으로 알려져 있다. 이러한 4-axis 지능탄 조종 장치는 기존의 미사일 유도조종 개념을 적용할 수 있는 반면 각 카나드에 다른 구동기를 장착해야 하므로 중량 및 시스템의 크기가 커지는 단점을 갖는다.

Fixed canard 지능탄 조종 장치는 미국 ATK가 개발한 PGK(Precision Guidance Kit)가 있다. Fixed canard 형태의 경우 Fig. 1-(d)와 같이 1쌍의 롤 카나드 뿐만 아니라 1쌍의 피치 카나드 또한 일정한 경사각으로 부착된다. 유도 조종을 위하여 롤 브레이크를 통한 롤 자세각 제어를 통해 고정된 피치 카나드에서 발생하는 수직력의 방향을 고정시켜 원하는 목표로 탄을 유도한다[6].

1-axis 조종 장치는 Fig. 1-(e)에서 나타난 바와 같이 탄의 피치 기동을 유도하는 1쌍의 조종 카나드와 구동 장치 및 탄의 롤 기동을 유도하는 1쌍의 고정 카나드로 구성되어 있다. 고정 카나드는 반대방향으로 고정된 경사각을 통해 포신의 강선에 의해 발생하는 포탄의 회전 방향의 반대 방향으로 조종 장치를 회전시킨다. 포탄과 반대 방향으로 회전하는 조종 장치는 신관내부의 롤 브레이크를 사용하여 제어를 위한 회전속도까지 감속하게 되며, 조종 카나드의 주기입력을 통하여 원하는 방향의 수직력을 발생시켜 탄을 유도 조종한다.

2.2 Semi-empirical 기법을 이용한 카나드 형상별 성능 분석

2.2.1 해석 모델 정립

본 연구에서는 1-axis 구동방식을 가지는 탄도 수정신관을 바탕으로 지능탄 장착에 따른 사정거

기본형상		
	후보1	후보2
Taper ratio		
Aspect ratio		
Area		
LE sweep		

Fig. 2. Parametric study for canard configuration

리 감소 최소화를 목적으로 하였다[7]. 이를 위해 개발된 탄도조종신관 형상을 기반으로 조종 카나드 및 고정 카나드의 형상을 다양하게 변화시켰으며, parametric study를 통하여 카나드 형상 변화에 따른 공력특성의 변화를 분석하였다.

카나드의 형상을 구성하는 다양한 변수 중 taper ratio, aspect ratio, area 그리고 leading edge sweep angle 4개를 설계변수로 선정하였다. 선정된 설계변수는 각각 독립적이며, 선정된 설계변수의 조합으로 하나의 카나드 단면 형상을 결정할 수 있다. 설정한 각 설계변수에 대한 영향성을 알아보기 위하여 leading edge sweep angle 60 deg, taper ratio 0.675, aspect ratio 0.658, area 9.938cm² 인 형상을 기본형상으로 결정하였다. 기본형상은 기 개발된 탄도수정신관의 카나드를 바탕으로 root chord 및 형상의 단순화 과정을 통해 결정되었다.

Parametric study를 위하여 각 설계변수를 기본형상 대비 설계변수가 30% 감소한 형상을 후보 1, 30% 증가한 형상을 후보 2로 정하였다. 예외적으로 leading edge sweep angle의 경우 45 deg, 30 deg 형상을 각각 후보 1, 후보 2로 정하였으며, taper ratio의 후보 2는 taper ratio가 1인 형상으로 정하였다. Fig. 2에 결정한 기본 형상 및 모든 후보형상을 나타내었다.

카나드의 단면적은 Fig. 3-(a),(b)에 나타난 바와 같이 기존의 단면적 형상을 바탕으로 최대두께를 3mm로 일정하게 고정하였으며, 카나드 root 및 tip의 앞전길이 비율을 각각 코드 0.62배 및 0.5배를 적용하였다. 또한 기준이 되는 탄도수정신관은 Fig. 3-(c)와 같이 고정 카나드는 3

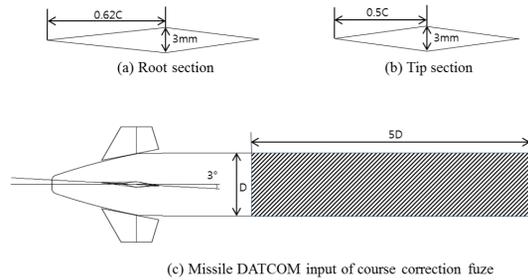


Fig. 3. Canard airfoil section and course correction fuze configuration

deg의 경사각으로 부착되었으며, 조종 카나드 및 고정 카나드의 형상이 동일하게 구성되었다.

반실험적 기법을 통한 공력특성 분석을 위하여 탄도수정신관의 기준길이의 5배인 가상 동체를 추가하여 기존에 존재하는 미사일과 유사한 동체형상을 모델링하였다. Missile DATCOM은 Fig. 3-(c)와 같은 미사일 형상에 대하여 지난 연구를 통해 이를 통해 아음속 및 초음속 구간에서 높은 신뢰도를 보임을 확인하였다[8]. 또한, 이러한 신뢰도를 바탕으로 미사일의 최대사거리 구현을 위한 카나드 최적화를 수행한 바 있다[9].

2.2.2 반실험적 기법 DATCOM 해석 결과

앞서 정한 8개 후보형상 및 기본형상에 대하여 반실험적 기법인 Missile DATCOM을 통하여 공력해석을 수행하였다. 해석조건은 마하수 0.7 및 1.5, 해면고도 조건을 사용하였으며, 받음각은 0도로 고정하였다.

조종 카나드 및 고정 카나드의 성능은 항력(C_A)외에 각각 수직력(C_N)과 롤링 모멘트(C_l)가 중요하다. C_l은 5 deg이하의 작은 조종 카나드의 경사각을 고려하였을 때 C_N에 비례한다고 가정할 수 있다. 이에 따라 C_N 및 C_A를 통하여 조종 카나드 및 고정카나드의 형상 변화에 따른 공력특성 변화를 파악 할 수 있다. 이러한 C_N 및 C_A는 Missile DATCOM 해석 결과에서 카나드의 공력특성만 추출하여 분석하였다.

계산결과 Fig. 4에서 나타난 바와 같이 taper ratio는 기존의 형상이 C_N가 더 크거나 C_A가 더 작은 형태를 보였다. leading edge sweep angle의 경우 60 deg인 기존형상이 45 deg나 30 deg보다 C_N가 더 크게 나타났다. 반면 aspect ratio와 area의 경우 설계변수의 변화에 민감하게 나타났으며, 증감에 따른 C_N 및 C_A의 변화가 정성적으로 유의미한 결과를 나타냄으로써 taper ratio 및 leading edge sweep angle에 비해 설계

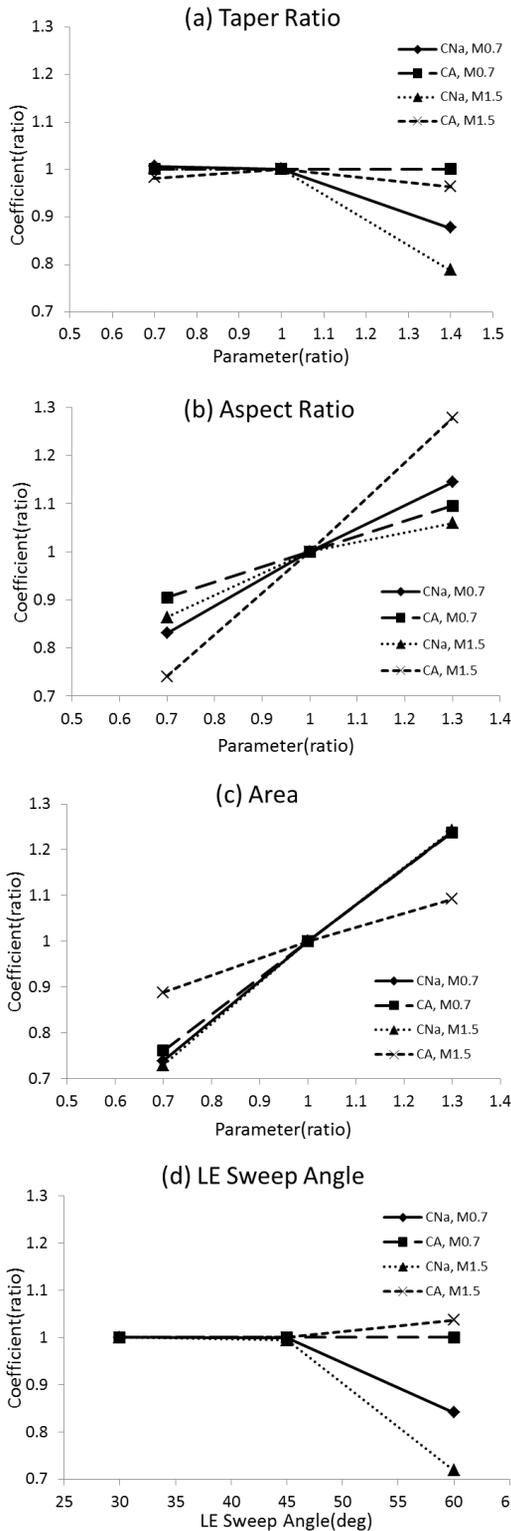


Fig. 4. Aerodynamic characteristics of various canard shapes

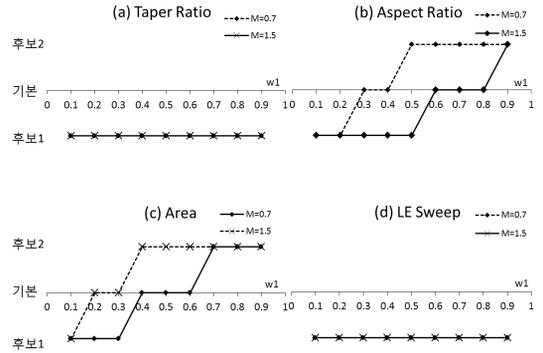


Fig. 5. Cost function for various weighting factors

변수로 적합한 것으로 판단하였다.

위와 같은 공력해석 결과를 성능에 대한 정성적인 지표로 나타내기 위하여 식 (1) 과 같이 수직력의 감소가 적고, 항력의 감소가 클수록 낮아지는 비용함수를 정하였다. 이 때, w_1 은 $C_{N_{\alpha}}$ 및 C_A 에 대한 비중을 다르게 주기 위하여 도입한 가중치이며, $C_{N_{\alpha}}$ 및 C_A 는 기본형상에 대한 공력해석 결과이다. 계산된 후보의 비용함수가 1보다 작아질 때 기본형상에 비해 더 좋은 성능을 가지는 것으로 판단 할 수 있다.

$$F = w_1 (C_{N_{\alpha}} / C_{N_{\alpha_0}})^2 + (1 - w_1) (C_A / C_{A_0})^2 \quad (1)$$

Figure 5는 앞서 분석한 카나드 형상별 공력해석 결과를 비용함수를 이용하여 나타낸 것으로, w_1 을 0.1~0.9까지 0.1 간격으로 변화시키며 향상된 성능을 가지는 후보형상을 표시하였다. Taper ratio와 leading edge sweep angle의 경우 모든 w_1 에 대하여 후보 1이 가장 원하는 성능에 가깝게 나타났다. 이는 현재 설정한 기본형상에서 taper ratio와 leading edge sweep angle의 변화는 비교적 중요하지 않음을 나타내며, Fig. 3을 통하여 예측된 바와 동일하다. 반면 aspect ratio와 area는 w_1 의 변화에 따라 다양한 후보 형상이 좋은 성능을 보여주는 것으로 나타났다. 이와 같은 결과를 바탕으로 카나드 형상 도출을 위한 설계변수를 aspect ratio와 area로 축소하였다.

2.2.3 카나드 형상 도출

Parametric study 결과를 바탕으로 카나드 형상을 도출하기 위하여 다음과 같이 total cost

function을 도입하였다.

$$F_T = [F_{TR} + F_{AR} + F_A + F_{LE}]_{M=0.7} + w_2 [F_{TR} + F_{AR} + F_A + F_{LE}]_{M=1.5} \quad (2)$$

식 (2)는 설계변수의 조합에 의해 만들어지는 카나드의 성능을 평가하기 위하여 식 (1)을 통하여 평가된 각 설계변수에 대한 후보형상의 성능 (F_{TR} , F_{AR} , F_A , F_{LE})을 합산하여 새로운 카나드 형상에 대한 성능을 평가한다. 각 후보형상의 마하수 0.7 및 1.5에 대한 성능을 반영하였으며, 가중치 w_2 를 이용하여 마하수에 대한 가중을 달리 하였다. 이렇게 계산된 total cost function이 작을수록 목표성능에 부합하는 카나드로 판단 할 수 있다.

최종적인 total cost function을 도출하기 위하여 본 연구에서 사용한 기본탄의 탄도는 대부분의 영역이 마하수 1.2이상의 초음속이므로 초음속에 대한 비중을 높이기 위하여 w_2 는 2로 두어 마하수 1.5 조건에서 해석된 카나드 성능이 높은 가중을 갖도록 하였다. 앞서 수행한 parametric study를 바탕으로 F_{TR} 및 F_{LE} 은 taper ratio 0.7, leading edge sweep angle 30 deg의 값을 사용하였으며, aspect ratio 및 area를 세분화 하여 15% 단위로 공력해석을 재수행한 결과를 F_A 및 F_{AR} 에 적용하였다.

Figure 6은 설계변수 aspect ratio 및 area의 조합에 따른 total cost function을 나타낸다. 최종적으로 total cost function이 가장 낮은 aspect ratio 30% 감소, area 15% 증가인 형상을 선정하였으며, 이를 Fig. 7에서 나타내었다. Table 1에서 최종 카나드 형상에 대한 성능을 확인 할 수 있다. 최종 카나드 형상은 마하수 1.5에서 항력이 크게 감소되었다.

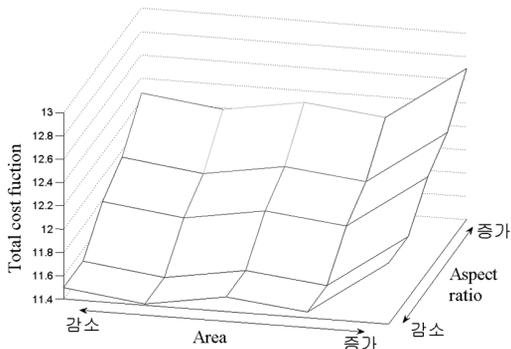


Fig. 6. Total cost function

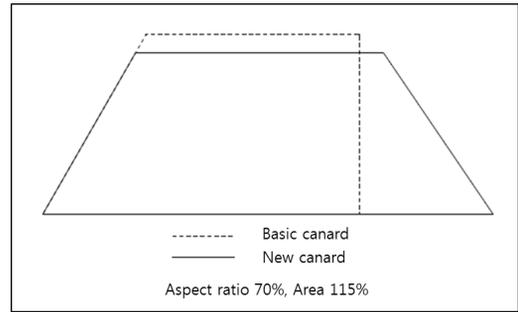


Fig. 7. Comparison of the basic and new canard configurations

Table 1. Comparison of aerodynamic characteristics between the basic and new configurations

		M=0.7	M=1.5
기본형상	C_{N_n}	0.0603	0.0696
	C_A	0.022	0.054
최종형상 (증감률)	C_{N_n}	0.0533 (-12%)	0.0674 (-3.2%)
	C_A	0.022 (0%)	0.044 (-18.5%)

2.3 CFD 기법을 이용한 지능탄 공력해석

2.3.1 지능탄 공력DB 구성

반실험적 기법을 이용한 탄도수정탄의 공력DB 구성을 위하여 Missile DATCOM을 이용하여 탄도수정신관의 공력특성을 해석하였다. 여기에 더하여 포탄해석 및 탄도계산을 위해 주로 이용되는 PRODAS를 사용하여 회전안정탄의 공력DB를 구성하였으며, 각각의 공력계수를 결합하여 최종 공력DB를 구성하였다.

이러한 방법은 제어시스템을 구축하기 위한 다양한 공력계수 및 미계수를 손쉽게 얻을 수 있는 반면 지능탄 조종 장치의 장착에 따른 공력계수의 변화, 특히 항력의 증가를 고려하지 못하는 단점이 존재한다. 따라서 CFD 기법을 이용하여 기본탄에 대한 항력계산을 수행한 후, 지능탄 조종 장치가 부착된 형상에 대하여 항력계산을 수행하여 정량적인 변화량을 도출해야 한다. 아래 식은 PRODAS를 통해 구해진 회전안정탄의 항력에 조종신관의 부착에 따른 항력의 변화량을 보완해 주는 과정을 나타낸다. 여기서, 상첨자는 공력해석 방식을 의미한다.

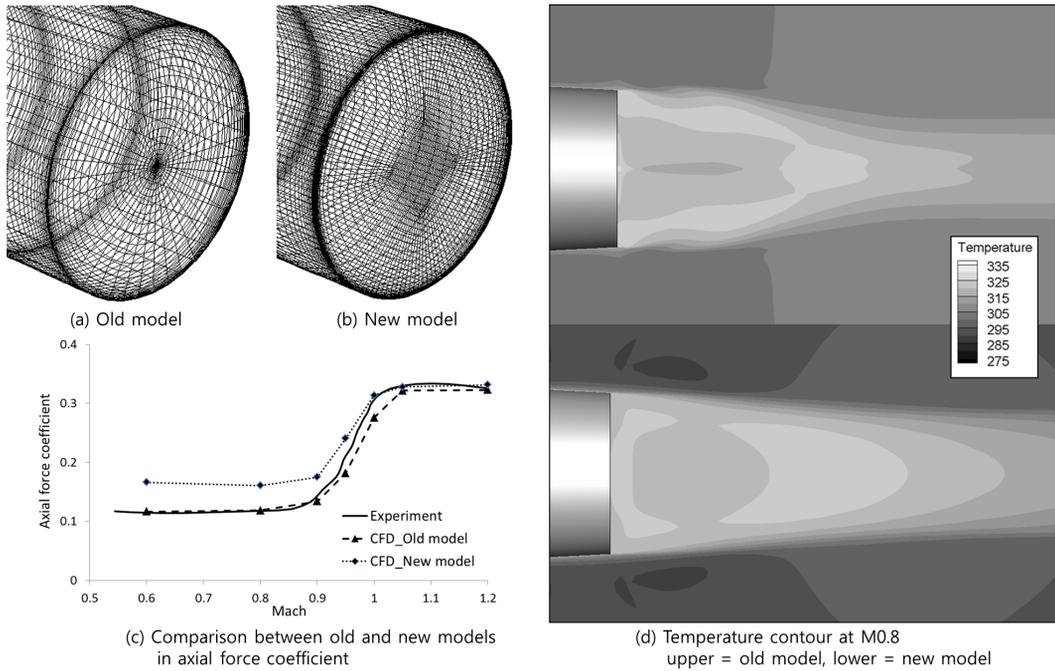


Fig. 8. Configuration of CFD grid models for the base flow analysis

$$C_X(M, \alpha, \delta) = C_X^P(M, \alpha) + \Delta C_X^C(M, \alpha, \delta) \quad (3)$$

$$C_X^P(M, \alpha) = C_{X0}(M) + C_{X2}(M)\alpha^2$$

$$\Delta C_X^C(M, \alpha, \delta) = \Delta C_{X0}(M) + \Delta C_{X\alpha}(M, \alpha) + \Delta C_{X\delta}(M, \delta)$$

여기서, C^P : PRODAS, C^C : CFD 이다.

2.3.2 회전안정탄 항력에 관한 난류모델 영향성

지능탄 조종장치의 장착에 따른 항력 변화를 파악하기 위해 전체 형상에 대한 CFD 해석에 앞서 기본탄에 대한 해석이 수행되어야 한다. 연구 초기단계에서 기본탄에 대한 해석을 검증하기 위하여 semi-empirical 기법인 PRODAS를 이용하여 검증하였다. PRODAS는 항력에 대한 해석 오차를 3~5%로 제시하고 있으나, 이에 대하여 명확히 검증할 수 없었다[10]. 이를 보완하기 위하여 실험값이 존재하는 구형탄에 대한 공력해석을 통해 해석기법 검증을 수행하였다. 155mm 규격의 M549탄을 선정하여 CFD 해석을 수행하였으며 그 결과를 실험값과 비교하였다. 이때, M549탄의 실험값은 회전이 반영되지 않았으며, 따라 본 연구 또한 회전을 고려하지 않았다[11-12].

기존연구[2]에 의해 수행된 지능탄의 해석에는 탄의 중심부를 기준으로 방사형으로 설계된 격자를 이용하여 해석을 진행하였다. 이러한 격자 형태는 격자의 개수가 증가 할수록 격자 중심부에

서의 격자 질이 낮아지게 되는 단점이 존재한다. 본 연구에서는 이를 개선하기 위하여 Fig. 8-(b)와 같이 O-type 기반으로 격자 생성을 하였다. 변경된 격자 생성 기법을 검증하기 위하여 상용 유체 해석코드인 FLUENT V14.5를 사용하여 해석을 수행하였다. 수치기법으로 압축성 Navier-Stokes 방정식에 기반한 Cell 기반 유한 체적법 및 2차 풍상 차분법을 사용하였으며, standard k-ε 난류모델을 사용하였다[13-14].

Figure 8-(c)에 격자 개수의 증가 및 격자질의 개선 후의 해석결과를 실험값 및 방사형 격자와 함께 비교하였다. O-type 격자의 경우 아음속 구간에서의 항력이 기존 방사형 격자에 비해 실험결과와 비교하여 큰 오차를 가지는 것을 확인 할 수 있었다. 항력에 대한 정량적인 해석 결과와 반대로 Fig. 8-(d)에서 방사형 격자의 경우 기저부의 중심에서 비정상적인 온도 분포를 확인할 수 있다. 이에 따라 방사형 격자를 적용한 old model은 비록 아음속에서 실험값과 비교하여 오차가 매우 작더라도 신뢰할 수 없는 결과로 판단하였다. 반면 O-type 격자의 해석결과는 연속적인 온도 분포를 보였으며, 이를 바탕으로 O-type 격자에서 발생한 오차는 탄의 기저부에 발생하는 강한 박리를 기존의 standard k-ε 난류모델이 정확히 예측하지 못하기 때문으로 가정하였다. 이

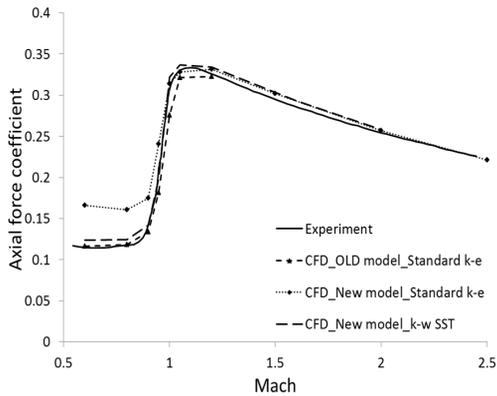


Fig. 9. Comparison of axial force coefficients for different turbulence models

를 검증하기 위하여 기존의 standard k-ε 난류모델에 비하여 기저항력의 예측에 더욱 적합한 k-ω SST 난류모델로 변경하여 재해석하였다. 해석결과 Fig. 9에서 나타난 바와 같이 O-type 격자를 적용한 new 모델의 경우 k-ω SST 난류모델이 standard k-ε 난류모델에 비해 아음속에서도 비교적 실험값과 비교하여 적은 오차를 나타내었다.

2.3.3 지능탄 공력특성 분석

앞서 검증한 CFD 해석 기법을 바탕으로 지능탄 조종 장치의 부착에 따른 항력계수 변화량을 계산하였다. 해석방법은 앞서 계산한 기본탄 항력계산을 위한 기법을 활용하였으며, 해석조건은 Table 2와 같다.

마하수에 따른 항력 해석결과를 Figs. 10-12에서 나타내었다. 지능탄 조종 장치의 부착에 따른 항력의 증가는 아음속 및 초음속에서 대략적으로 3 ~4%로 나타났으며, 마하수 1 부근에서 최대가 되었다. 이것은 카나드의 부착에 따른 항력의 증가는 조파항력의 증가가 높은 비중을 가지는 것으로 판단할 수 있다. 또한 Figs. 11, 12에서 카나드 변위 및 받음각의 변화에 따른 항력의 증가를 나타내었다. 카나드 변위 및 받음각의 증가

Table 2. CFD simulation parameters

Solver	Fluent V14.5	
Mesh	4.4 million, structured mesh	
Canard deflection	pitch canard	roll canard
	0°, 10°, 20°	4°, 10°
AoA	0°, 2.5°, 5°	
Mach	0.6 ~ 2.5	
Attitude	sea level	

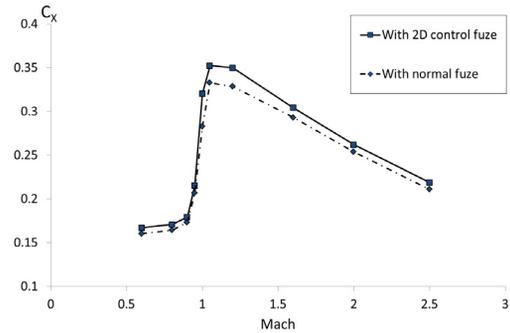


Fig. 10. Comparison of axial force coefficients for cases with and without control fuze

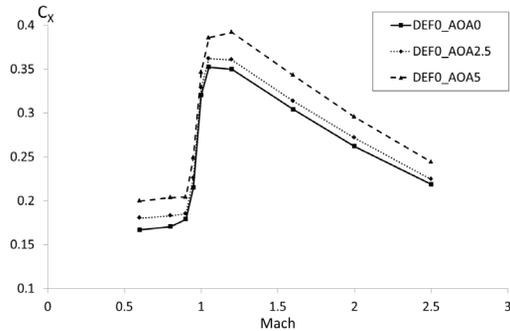


Fig. 11. Comparison of axial force coefficients for different angles of attack

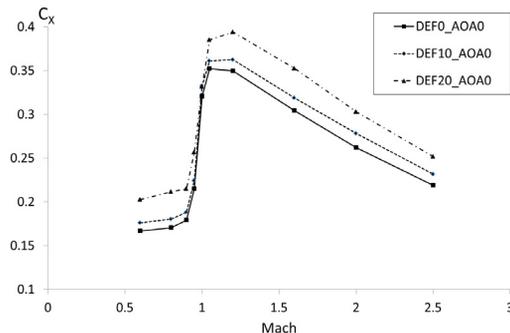


Fig. 12. Comparison of axial force coefficients for different canard deflection angles

및 감소에 따른 항력의 변화는 비선형적으로 나타났으며, 전 마하수 구간에서 거의 유사한 증가량을 보이는 것을 확인하였다.

III. 결 론

본 연구에서는 지능형 포탄 조종 장치의 장착

에 따른 사정거리 감소를 최소화하기 위해 카나드 평면적을 재설계하고 성능을 분석하였다. 이를 위하여 parametric study를 통한 각 설계변수의 성능 변화를 관찰하였다. Taper ratio 및 leading edge sweep angle 설계변수의 변화에 따른 성능 변화는 미미한 것으로 나타났다. 이를 바탕으로 카나드 성능 향상을 위한 주된 설계변수로 area 및 aspect ratio를 선정하였다. 선정된 설계변수의 변화에 따른 카나드 성능 분석을 위하여 비유함수를 적용하였으며, 이를 통해 기존에 비해 낮은 항력을 가지는 카나드를 설계하였다.

또한 CFD 해석을 통한 지능탄 조종 장치 장착에 따른 성능을 분석하기 위하여 기본이 되는 회전안정탄에 대한 검증을 수행하였으며, 이 과정 중 난류모델 종류에 따라 아음속 해석결과의 정확성이 크게 영향을 받는 것을 확인하였다. 최종적으로 k- ω SST 난류모델을 선정하여 아음속 및 초음속 영역에서 충분한 정확성을 확보하였으며, 이를 바탕으로 지능탄 조종 장치가 부착된 최종 형상에 대한 공력특성을 분석하였다.

References

- 1) Park, W. D. and Lee, J. M., "Review on Current Status and Development Direction for the Smart Munition," *Journal of the Korea Association of Defense Industry Studies*, Vol. 14, No. 1, 2007, pp. 141-161.
- 2) Je, S. E., "A Study on the Aerodynamic Characteristics for a Spin-Stabilized Projectile with Control Surface," *Gyeongang National University*, Ph.D. Thesis, 2009.
- 3) Kim, K. P., Chung, M. J. and Hong, J., "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, 2008, pp. 5-12.
- 4) Storsved, D., "PGK and the Impact of Affordable Precision on the Fires Mission," *43rd Annual Guns & Missiles Symposium*, 2008.
- 5) Kim, K. P., "A Study on Course Correction Performance Expectation & Algorithm Implementation of 1D CCM," *Journal of the The Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 10, No. 1, 2007, pp. 5-13.
- 6) Clancy, J. A., Bybee, T. D. and Friedrich, W. A., "Fixed Canard 2-D Guidance of Artillery Projectiles," *U.S. Patent 6,981,672 B2*, 2006.
- 7) Yang, Y. R., Myong, R. S. and Cho, T. H., "Range Sensitivity Analysis of a Canard Controlled Missile," *Journal of the The Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 14, No. 1, 2011, pp. 39-48.
- 8) Han, M. S., Myong, R. S., Cho, T. H., Hwang, J. S. and Park, C. W., "Analysis of the Aerodynamic Characteristics of Missile Configurations Using a Semi-Empirical Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 33, No. 3, 2005, pp. 26-31.
- 9) Yang, Y. R., Hu, S. B., Je, S. Y., Park, C. W., Myong, R. S., Cho, T. H., Hwang, U. C. and Je, S. E., "An External Shape Optimization Study to Maximize the Range of a Guided Missile in Atmospheric Flight," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 37, No. 6, 2009, pp. 519-526.
- 10) *PRODASV3 Technical Manual*, Arrow Tech, 1992.
- 11) McCoy, R. L., "McDrag-A Computer Program for Estimating the Drag Coefficients of Projectiles," *ARLBR-TR-02293*, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland, 1981.
- 12) Sahu, J., "Drag Prediction for Projectiles at Transonic and Supersonic Speeds," *BRL-MR-3523*, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland, June 1986.
- 13) *ANSYS V13 FLUENT Basic*, TSNE, 2011.
- 14) Siltan, S. I., "Navier-Stokes Computations for a Spinning Projectile from Subsonic to Supersonic Speeds," *Journal of Spacecraft Rockets*, Vol. 42, No. 2, 2005, pp. 223-231.