



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(7), 479-488(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.7.479

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

공력 및 RCS 해석 기반의 순항 유도탄 최적설계

양병주¹, 송동건², 강용성³, 조제현⁴, 제상언⁵, 김병관⁶, 명노신⁷

An Optimal Aerodynamic and RCS Design of a Cruise Missile

Byeong-Ju Yang¹, Dong-Gun Song², Yong-Seong Kang³, Je-Hyeon Jo⁴, Sang-Eon Je⁵,

Byeong-Kwan Kim⁶ and Rho-Shin Myong⁷

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University^{1,2,3,4,7},
Hanwha Corporation^{5,6}

ABSTRACT

A cruise missile uses wings and a jet engine like an airplane to reach the target after cruising a considerable distance. An integrated design of a cruise missile based on radar cross section (RCS) reduction and enhanced aerodynamic performance is indispensable, since it must be able to fly long-distance at subsonic speed without being detected by enemy radar. In this study, we designed a Taurus-type cruise missile and analyzed its RCS and aerodynamic characteristics using the physical optics (PO) technique and the Navier-Stokes CFD code. As a result, we obtained the optimal shape of cruise missile with improved aerodynamic performance and reduced RCS.

초 록

순항 유도탄은 비행기처럼 날개와 제트엔진을 사용하여 상당 거리를 순항한 후 최종 목표에 도달하는 유도탄이다. 적의 레이더에 쉽게 포착되지 않을뿐더러 아음속 장거리 순항이 가능해야 하므로, RCS 저감과 향상된 공력성을 고려한 통합 설계가 필수적이다. 본 연구에서는 Taurus 유도탄과 유사한 순항 유도탄 모델을 설계한 후, Physical Optics (PO; 물리적 광학) 기법과 Navier-Stokes CFD 코드를 사용하여 비행체의 RCS와 공력특성을 분석하였다. 이를 바탕으로 공력성능 향상과 RCS 저감 기술이 적용된 순항 유도탄의 최적 형상을 도출하였다.

Key Words : Cruise Missile(순항 유도탄), Optimum Design(최적설계), Aerodynamics(공력), Radar Cross Section(레이더 포착 면적)

1. 서 론

순항 유도탄은 일정 고도와 속도로 순항한 다음 최종 목표에 도달하는 유도탄을 일컬으며, 주로 터보

팬 엔진을 이용한 장거리 아음속 비행이 가능하여 무기체계로서의 사정거리가 점점 증가하고 있다[1].

순항 유도탄의 크기는 무인 항공기의 동체와 같이 소형이며, 비행시간 동안 대기로부터 산소를 흡입해

† Received : March 8, 2019 Revised : June 26, 2019 Accepted : June 26, 2019

^{1,2,3,4} Graduate Student, ^{5,6} Researcher, ⁷ Professor

⁷ Corresponding author, E-mail : myong@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1424-6728

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

야 하는 공기흡입 엔진(제트엔진)에 의해 추진된다. 비행 중인 유도탄은 적의 레이더에 포착이 되지 않고 순항하여 목표물을 타격하여야 한다. 이러한 이유로 공력설계와 함께 스텔스 기술을 적용하여 높은 생존성을 확보하고, 레이더, 적외선 등 탐지에 대항하는 신호 저감, 재밍, 전술, 은폐, 위장 기능을 향상 시켜야 한다[2]. 스텔스 성능을 향상시키는 대표적인 방법으로 센티미터 파장대의 레이더 신호에 대한 RCS(Radar Cross Section; 레이더 포착면적) 감소 기술이 있다. RCS는 물체의 표면에서 반사된 전자기파의 비율을 의미하며, 이를 줄이기 위한 다양한 형상화 기술이 있다. 그뿐만 아니라 레이더로 반사되는 에너지를 줄일 수 있는 RAM(Radar Absorbing Material; 전파흡수체)과 RAS(Radar Absorbing Structure; 전파흡수구조) 방식이 있다. 주요 RCS 발생원을 줄이기 위해 외부 형상 설계와 구조적 기능을 포함하는 RAS 방식이 우선적으로 적용되며, 추가로 RAM 방식을 적용한다[3,4].

RCS를 줄이기 위해 일차적으로 순항 유도탄의 탄두와 동체의 형상 변화를 고려할 수 있다. 이러한 초기 유도탄의 형상 변화에 따른 RCS를 예측하기 위해 전산 시뮬레이션을 수행하였다. RCS 예측 기법으로 Maxwell 방정식에 관한 직접 수치 기법과 근사화 해석 기법이 있으며, 근사화 해석 기법은 고주파수 영역의 해석에 주로 사용되며 해석 시간이 짧아 초기 설계단계에서 많이 사용된다. 물리광학 PO(Physical Optics) 기법은 근사화 해석 기법 중 대표적인 것으로 타 기법들보다 해석 시간이 빠르고 고주파수 영역에서 높은 정확성을 가진다[5,6].

유도탄의 형상 변화는 RCS 값뿐만 아니라 공력 값 변동을 수반한다. 유도탄의 공력해석 기법으로는 풍동시험(Wind Tunnel Test)이나 비행시험(Flight Test)을 이용하는 실험적 기법, Euler 또는 Navier-Stokes 방정식의 수치적 해를 구하는 CFD(Computational Fluid Dynamic; 전산유체역학) 기법, 이론식을 이용한 이론적 기법(Analytical Theory), 이론과 경험식을 적절히 결합한 반실험적 기법(Semi-Empirical Method)이 사용된다. 풍동시험이나 비행시험을 통한 실험적 기법은 정확한 공력해석 결과값을 얻을 수 있는 장점이 있으나, 높은 비용과 많은 시간이 소요되는 단점이 있다. 그러므로 초기 설계 단계에서는 비교적 정확성은 높은 반면 빠른 시간에 공력해석을 수행할 수 있는 CFD 기법과 이론과 경험식을 적절히 이용한 반실험적 기법이 주로 사용된다.

본 연구에서는 독일과 스웨덴이 공동으로 개발한 Taurus KEPD 350 공대지 순항 유도탄의 유사 형상을 기본으로 하고, 미국에서 개발한 AGM-158 JASSM 유도탄의 형상 특성을 접목한 형상에 대해 Altair사의 FEKO 프로그램의 PO 기법과 ANSYS사의 Fluent 프로그램을 RCS와 공력해석에 각각 적용하여 해석

을 수행하였다. 또한, 기본 형상인 Taurus 형상에서 탄두와 동체 형상, 탄두의 각도와 길이를 설계 변수로 지정하여 형상을 변화시켰다. 실험계획법의 일종인 반응면 설계 분석 기법과 해석 프로그램 Minitab 18을 기반으로 RCS 저감 유도탄에 대한 공력해석을 추가하는 방식을 통해 RCS-공력 통합 최적설계 프레임워크를 구성하였다[7].

II. 본 론

2.1. 모델 형상 설정

본 연구에서는 유럽의 Taurus 유도탄 형상을 기반으로 미국의 JASSM 유도탄의 형상 특성을 적용하여 형상 모델을 설계하였다. Taurus 유도탄은 현재 그 성능이 입증되어 전력화된 세계에서 몇 안 되는 장거리 공대지 정밀 유도무기 중 하나로 사거리가 500 km 이상이다. 초저공 비행이 가능하여 적의 레이더 시스템이 활성화된 경우에도 적의 핵심전력 및 시설 파괴 임무에 충분히 운용할 수 있다. 또한, 탑재 컴퓨터로 목표지점까지의 지도를 기억시켜 약 100 km 까지 GPS 유도 없이 계획된 비행 궤적대로 비행이 가능하며, 지도와 레이더로 관측한 지형을 대조하면서 진로를 수정하는 방식으로 정밀도가 매우 높은 유도탄이다. Fig. 1은 CATIA 프로그램을 이용하여 설계한 Taurus-type 모델 형상이다.

2.2 해석 기법

2.2.1 RCS 해석 기법

RCS의 해석을 위해 Table 1과 같이 해석조건을 설정하였다. RCS 해석 프로그램으로는 Full-wave 수치 해석뿐만 아니라 고주파 근사해석도 가능한 FEKO 프로그램을 이용하였다. Taurus-type 유도탄 모델 형상의 공기 흡입구의 경우, 해석의 편의를 위해 인위적으로 평판을 추가하여 해석을 진행하였다. 먼저 흡입구 입구에 평판이 설치된 형상에 대해 RCS 해석을 수행하였으며, 다음으로 흡입구 입구 평판에 RAM을 적용하여 RCS 해석을 수행하였다.

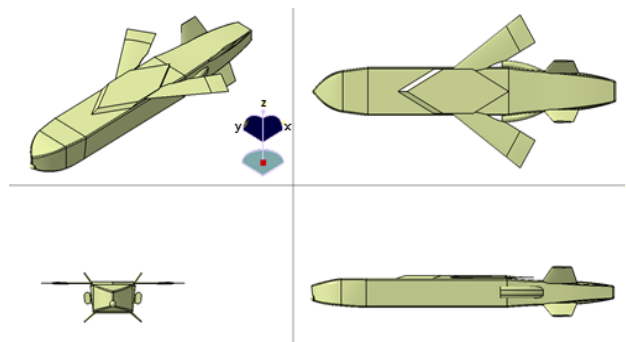


Fig. 1. A model similar to Taurus missile

Table 1. RCS analysis conditions

Parameters	Conditions
Frequency	10 GHz
Radar Type	Monostatic Radar
Polarization	VV-Polarization
Azimuth Angle	0°-360° (Interval 1°)
Elevation Angle	90° (xy Plane)

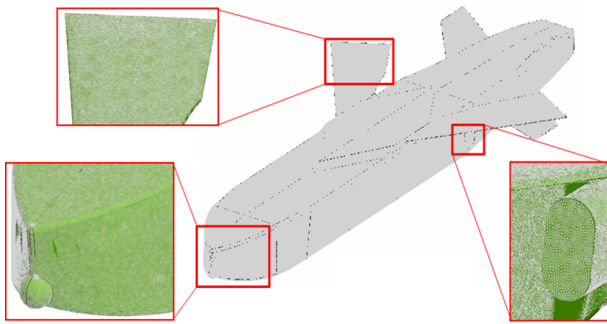


Fig. 2. Mesh generation using FEKO S/W (Surface - PEC, Triangle - Flat)

Figure 2는 Taurus-type 유도탄 모델 형상에 대해 FEKO Meshing Tool을 이용하여 생성한 Mesh (1,616,770개)를 나타낸다. 또한, PO 기법 적용을 위해 형상의 표면을 PO-Full Ray Tracing으로 설정하였다. Mesh를 생성할 때, Fine/Standard/Coarse로 형태를 나눌 수 있으며, Fine의 경우 파장 λ 에 대해 $\lambda/10$, Standard의 경우 $\lambda/8$, Coarse의 경우 $\lambda/6$ 으로 설정할 수 있다. 본 연구에서는 Coarse Mesh를 적용하여 기본적으로 $\lambda/6$ 크기의 격자를 생성하였으며, 측면과 같이 넓은 면의 경우 해석 시간을 줄이기 위해 $\lambda/4$ 로 Local Mesh를 설정한 후, PO RCS 해석을 수행하였다[8].

2.2.2 공력해석 기법

초기 설계단계에서 풍동실험과 비행 실험보다 짧은 시간동안 저비용으로 결과를 도출할 수 있는 전산기법이 주로 사용된다. 본 연구에서는 해석 시간 대비 높은 정확성을 가지는 CFD 기법인 Fluent 프로그램을 이용하여 주요한 형상 변화에 대해 공력해석을 수행하였다. 또한, CFD보다 정확성은 낮지만 이론식 및 실험결과를 이용하여 공력해석을 수행함으로써 해석 소요시간이 빠른 DATCOM 프로그램을 이용하여 공력해석 결과의 경향성을 Fluent 결과에 적용하였다. 정상(Steady) 상태 Density-Based Solver를 사용하였다. 난류 모델로는 공기역학 분야와 역 압력구배를 포함하는 유동장 계산에 효율적인 Spalart-Allmaras

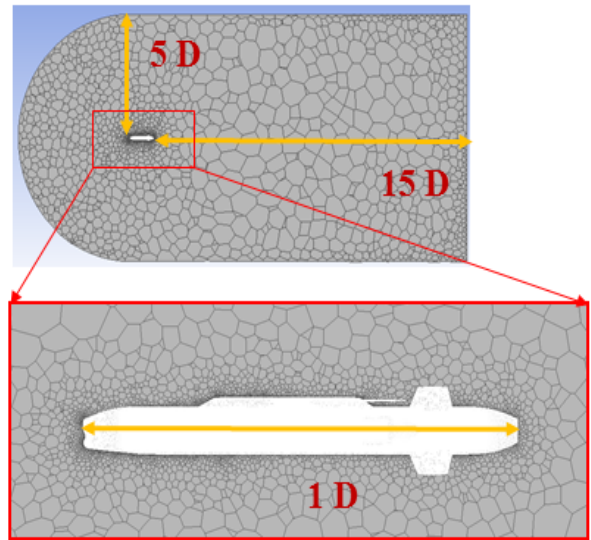


Fig. 3. Grids for Taurus-type missile (3,131,164 polyhedra cell)

모델을 사용하였다. 공간 이산화는 Second-Order Upwind Scheme, 점성항 처리는 Least-Square Cell-Based Gradients를 이용하여 2차 정확성의 해석을 진행하였다. 비행환경으로 고도 30km에서 0.8의 마하수로 유도탄의 순항을 가정하였다. 또한, 받음각은 $-10^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 로 5° 씩 변경하여 공력해석을 진행하였다[9].

Taurus-type 유도탄 모델 형상 및 형상 변화에 따른 외부 유동장 격자는 Fig. 3과 같이 C-type으로 생성하였다. 크기는 유도탄 형상의 길이 D를 기준으로 전방 5D, 후방 15D로 설정하였다. 격자는 변환이 용이한 다면체(Polyhedral) 격자를 사용하였으며, 공력계산의 정확도를 높이기 위해 유도탄 표면에 격자를 밀집하여 약 310만 개의 격자를 사용하였다.

다면체 격자는 사면체 격자보다 같은 격자수에서 더욱 높은 효율을 가지며, 격자의 질을 나타내는 Orthogonal Quality와 Skewness의 값이 개선되어 비교적 빠르고 정확한 해석이 가능하다는 장점이 있다.

공력해석 기법의 검증을 위하여 이전에 풍동실험이 진행된 장착된 유도탄의 형상을 설계하였다. Fig. 4와 같이 약 240만 개의 격자를 사용하여 카나드와 테일핀이 장착된 유도탄의 격자를 생성하였다.

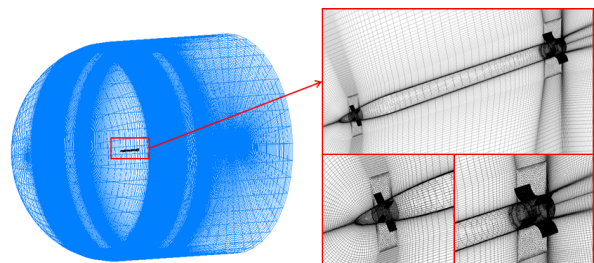


Fig. 4. Grids of previous-tested missile (Fluent)

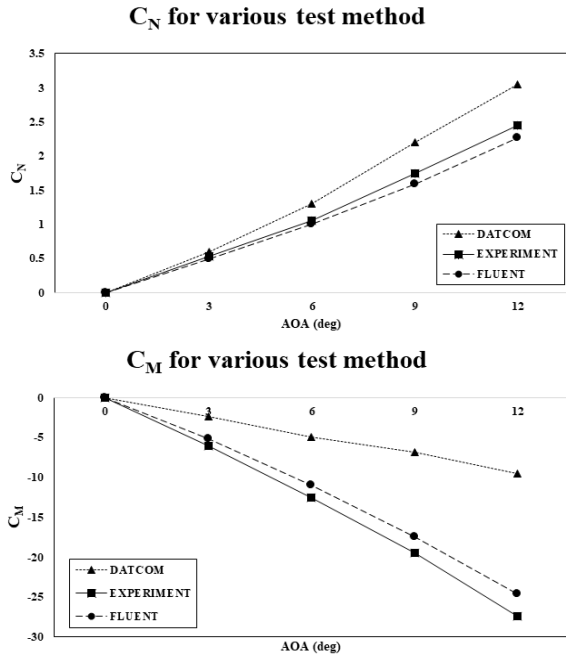


Fig. 5. Aerodynamic characteristics for the various method

Figure 5는 Fluent와 DATCOM의 받음각에 따른 수직력계수와 피칭모멘트계수를 측정하여 풍동 시험의 결과와 비교한 결과이다. 수직력계수와 피칭모멘트계수 각각 받음각 변화에 따라 같은 경향성을 가진다. DATCOM의 해석결과보다 Fluent의 해석결과가 풍동 시험과 더 유사한 것을 확인할 수 있으며, 받음각이 커짐에 따라 풍동 시험과의 오차가 커지는 것을 확인하였다[10].

2.3 설계 변수에 따른 해석결과

2.3.1 설계 변수 선정

초기 해석 형상의 모델이 되는 유럽의 Taurus KEPD 350 유도탄은 미국의 AGM-158 JASSM 유도탄과 성능이 유사하다. 하지만 JASSM 형상은 Taurus의 각진 사다리꼴 동체와는 다르게 RCS 저감 기술 중 하나인 Chine 형상이 적용되었다[11]. 본 연구에서는 Taurus 유도탄 기본 형상에 JASSM 유도탄의 탄두와 동체를 적용하였다. Fig. 6과 같이 Taurus-type 유도탄 모델 형상의 탄두와 동체의 형상 및 탄

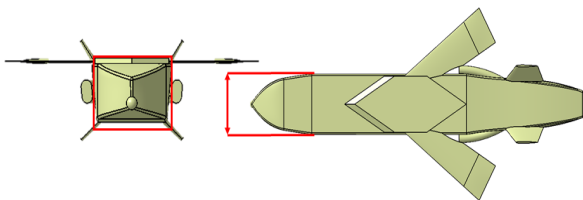


Fig. 6. Design parameter of Taurus-type shape (fuselage & warhead figuration)

두의 길이와 각도를 설계 변수로 설정하였다. 단, 탄두가 변화함에 따라 유도탄의 동체 형상을 탄두의 형상을 따라 변형시켰다.

2.3.2 탄두 형상에 따른 RCS 및 공력특성

Taurus-type 유도탄 모델의 탄두 형상을 변형시키기 위하여 CATIA 프로그램을 이용하였다. Fig. 7과 같이 Taurus 유도탄의 탄두와 JASSM 유도탄의 탄두 등 총 4가지의 탄두 형상을 구현한 다음 RCS와 공력해석을 진행하였다.

RCS 해석의 경우, FEKO 프로그램의 PO 기법을 적용하여 탄두 형상에 따라 해석을 진행하였다. RCS 저감 설계 시 중요하게 고려되어야 할 부분은 유도탄 전방의 탄두 기준 $-45^{\circ}\sim 45^{\circ}$ 영역의 평균 RCS (Mean RCS)와 전방 RCS(Median RCS)이다. Fig. 8은 전방 기준 $-45^{\circ}\sim 45^{\circ}$ 영역에서 다양한 탄두 형상에 따른 평균 RCS 해석결과를 나타낸다. Fig. 9는 해석결과를 Mean, Median RCS로 구분하여 막대그래프로 나타낸 것이다. Taurus 탄두의 경우, Mean RCS는 약 -13.5 dBsm, Median RCS는 약 -17.7 dBsm으로 큰 차이를 나타내지 않지만, 0° 를 기준으로 좌우 30° 까지의 평균 RCS가 약 -18 dBsm 수준으로 나타났다. 30° 이후 RCS가 10 dBsm까지 급격하게 상승하는 것으로 예측되었다. 이는 30° 부터 해당 방위각에 입사파가 그대로 반사되어 발생하는 Specular Reflection에 의해 RCS가 높게 예측된 것으로 판단된다.

Cone 탄두의 경우, Mean RCS는 약 -28.7 dBsm, Median RCS는 약 -15 dBsm으로 큰 차이를 나타내었다. 그리고 측면 RCS는 일정한 반면, 정면에서의 RCS는 높게 예측되었다. 이는 기준 축과 형상 사이의 각도에 따라 정면 RCS 결과가 달라지는데, 각도가 커질수록 정면의 RCS 값이 높아지기 때문이다. 그러나 측면의 경우, 일정 각도까지는 RCS가 높게 예측되나, 이후 다시 감소하는 경향을 보여주기 때문이다.

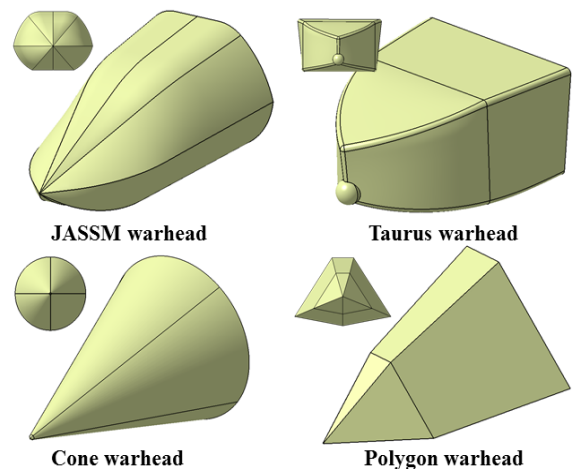


Fig. 7. Different warhead configurations for Taurus-type missile shape

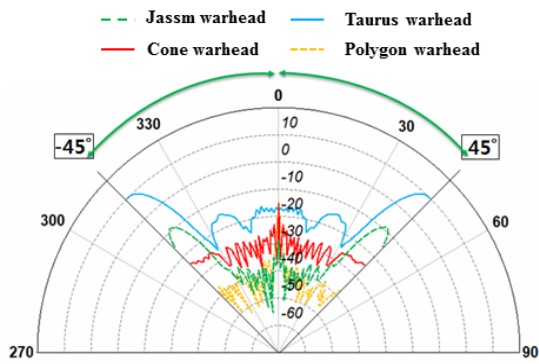


Fig. 8. RCS result for the various warhead shape (10 GHz, VV-Polarization)

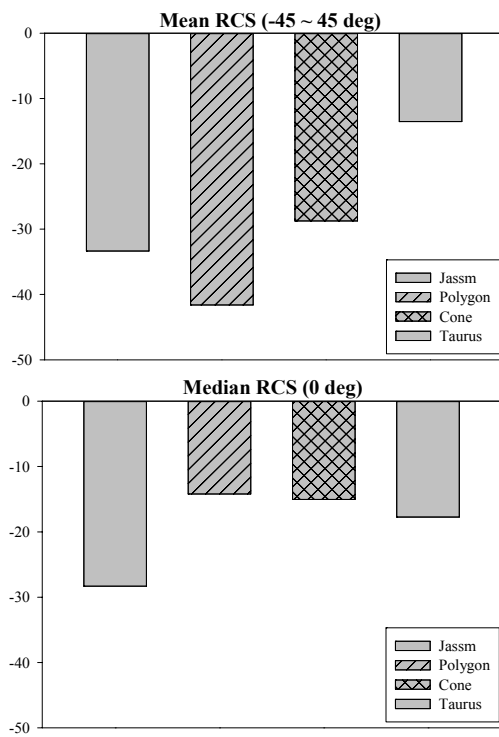


Fig. 9. Mean/median RCS for the various warhead shape

Polygon 탄두의 경우, Mean RCS는 약 -41.6 dBsm, Median RCS는 약 -14.2 dBsm으로 4가지 탄두 형상 중 가장 큰 차이를 나타낸다. 이는 고도각을 0°로 가정하여 해석했을 때, 입사파를 다른 방향으로 분산시켜 그 결과로 Mean RCS가 매우 낮게 예측된 것으로 판단된다[12]. 그러나 Median RCS는 4가지 형상 중 가장 높게 예측되었다. JASSM 탄두의 경우, Mean RCS는 약 -33.3dBsm, Median RCS는 약 -28.3 dBsm으로 Taurus, Cone Nose 형상보다 매우 낮은 RCS 값이 예측되었다. Median RCS는 4가지 형상 중 가장 낮게 예측되었는데, 이는 다른 탄두 형상과 다르게 RCS 저감 형상 중 하나인 Chine 형상이 적용되었기 때문으로 판단된다[11].

Figure 10은 4가지 탄두 형상의 받음각 변화에 따른 양력계수, 항력계수, 양항비 공력특성을 나타낸다. 받음각 0°에서 Taurus 탄두와 여타 형상 양력계수 값은 2%~20% 내외의 차이를 나타내는 것에 비해, 항력계수 값은 65%~90%의 차이가 났다. 다른 형상들에 비해 Taurus 탄두에서 항력계수가 높게 나타났는데, 이는 Taurus 탄두 형상이 다른 형상에 비해 직

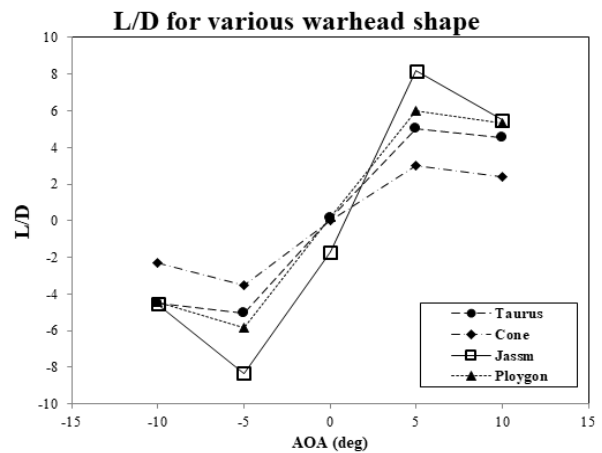
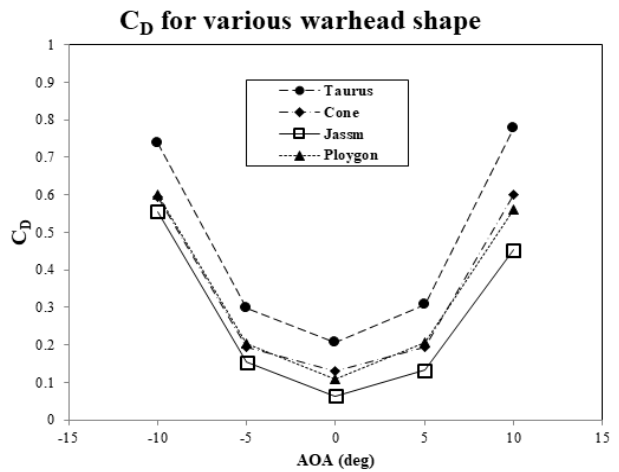
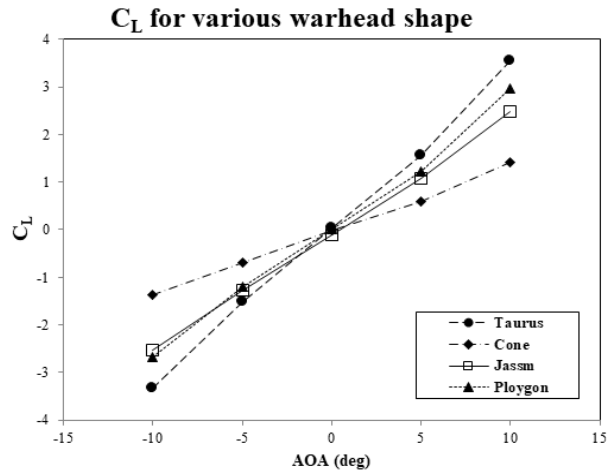


Fig. 10. Aerodynamic characteristics for the warhead shape

사각형에 가까운 형상으로 유동의 흐름에 방해가 생겨 항력계수 값이 크게 발생한 것으로 판단된다. 반면 다른 3가지 형상의 경우, 탄두 형상이 비교적 유선형이고 끝이 뾰족하여 유동의 흐름에 방해가 낮아 공기 저항이 낮은 것으로 판단된다[13]. 양항비와 Mean/Median RCS 값을 동시에 고려하였을 때, JASSM 탄두의 형상이 RCS-공력 최적 측면에서 가장 적합하다고 할 수 있다.

2.3.3 탄두 각도에 따른 RCS 및 공력특성

탄두 형상에 따른 RCS 및 공력해석을 통해 JASSM 유사 형상이 RCS와 공력 측면에서 가장 적합하다고 판단되었다. 이를 바탕으로 Fig. 11과 같이 JASSM 탄두 형상의 Fineness Ratio에 따른 공력 및 RCS를 확인하기 위해 3가지 경우로 분류하였다. 기존 측과 형상 사이의 각도가 50°였던 기존 JASSM 탄두 외에 20°, 35°의 상자를 추가로 고려하였다.

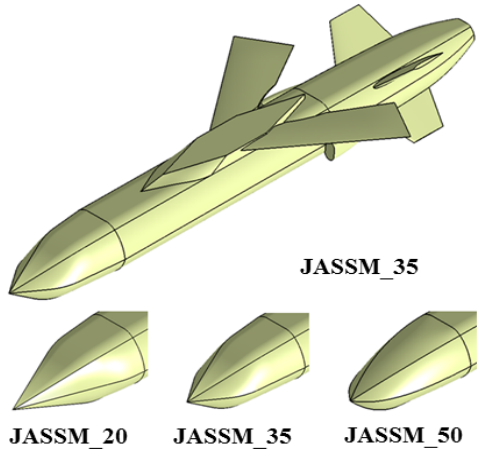


Fig. 11. JASSM shape by warhead angle (deg)

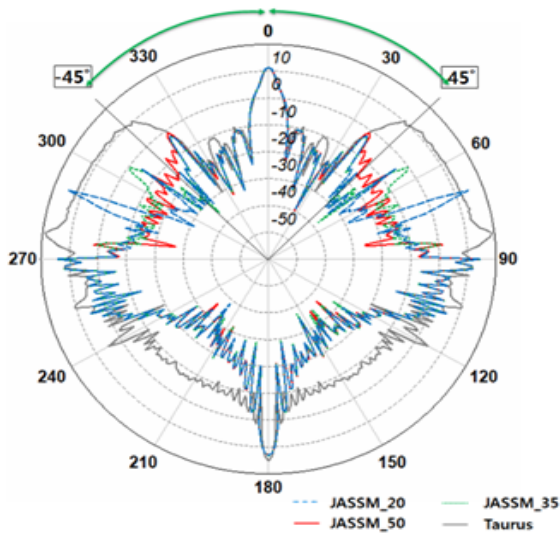


Fig. 12. RCS result for the various warhead angle (10 GHz, VV-Polarization)

RCS 해석의 경우, 전방위 Mean RCS를 계산하였으며, 설계 시 중요하게 고려되어야 할 전방 기준 -45°~45° 영역의 Mean RCS와 전방 Median RCS (0°)를 함께 계산하였다.

전방위 Median RCS의 경우, Fig. 12가 보여주듯이 -14.73dBsm (20°), -14.15 dBsm (35°), -14.01 dBsm (50°)로 예측되었다. 기존 Taurus 형상의 Mean RCS 값이 약 -0.7 dBsm 수준으로 예측된 것을 고려한다면, JASSM 형상의 RCS가 전체적으로 대폭 감소하였음을 알 수 있다. 또한, 기존 측과 형상 사이의 각도가 커질수록 Cone Nose와 유사하게 RCS 값이 커지는 경향을 나타냈다.

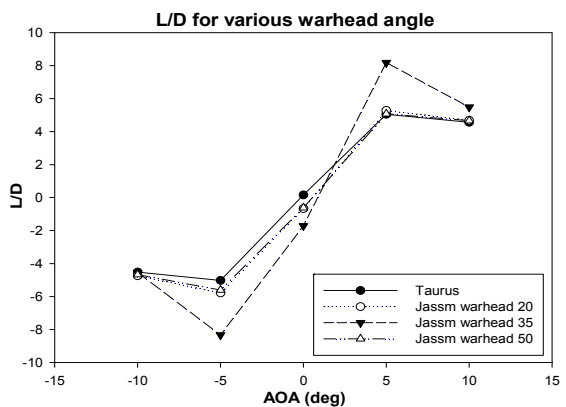
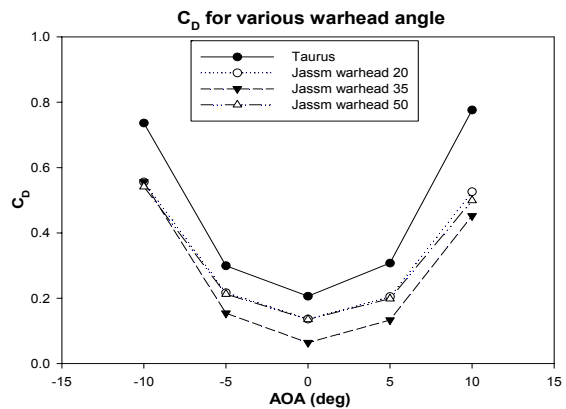
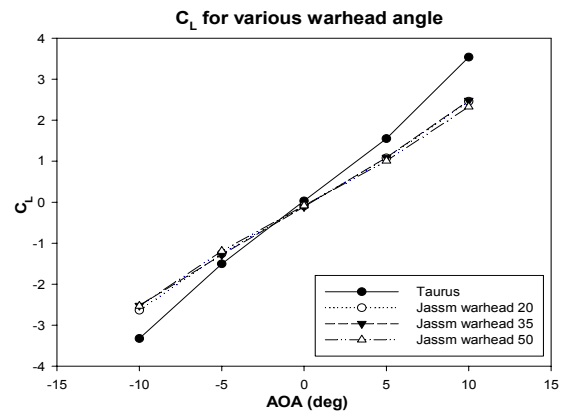


Fig. 13. Aerodynamic characteristics for the warhead angle

전방 Mean RCS의 경우, -14.67 dBsm (20°), -14.59 dBsm (35°), -13.20 dBsm (50°) 로 예측되었다. 반면, 전방 Median RCS는 모든 형상에 대해 약 11.48 dBsm 높은 값이 예측되었다. 이는 형상 측면에 존재하는 공기 흡입구에 의한 Specular Reflection이 높은 RCS를 발생시키기 때문이다.

Figure 13은 JASSM 탄두의 각도에 따른 양력계수, 항력계수, 양항비의 공력특성을 나타낸다. JASSM 유도탄의 축과 탄두 사이의 각도가 20°, 35°, 50°인 경우와 Taurus 기존 형상의 받음각에 따른 양력계수, 항력계수, 양항비를 비교하였다[14].

양력계수의 경우, Taurus 형상의 값이 JASSM 형상보다 받음각이 증가함에 따라 전체적으로 높은 것을 확인할 수 있다. 탄두 형상 변화에 관한 Fig. 8의 결과와 유사하게 Taurus 형상이 JASSM 형상보다 높은 양력계수 값을 보여주었다. JASSM 탄두 각도가 20°, 35°, 50°인 경우 약 7% 내외의 양력계수 값의 변동이 관찰되었다. 항력계수의 경우, JASSM Warhead 35°가 받음각에 따른 평균값이 약 0.272로 다른 탄두 형상보다 가장 낮게 나타나, 양항비를 동시에 고려하였을 때 가장 우수한 공력성능을 보여주었다[1,15].

2.4 최적화 기법 적용

2.4.1 최적화 기법

유도탄의 동체 형상을 결정하기 위하여 RCS 및 공력해석을 종합적으로 고려하였을 때, JASSM 형상이 가장 적합한 것으로 나타났다. JASSM 형상을 기초로 최적 설계를 수행하기 위해 4개의 설계 변수, 즉, D1 = Warhead Fineness Angle, D2 = Main Wing Sweepback Angle, D3 = Tail Fin Sweepback Angle, D4 = Tail Fin Dihedral Angle을 지정하였다. 4개의 설계 변수에 따른 Modeling을 각각 진행하였으며, 각 Modeling에 대해 공력과 RCS 해석을 수행하였다. RCS 해석에 사용된 기법과 환경은 이전 해석과 동일하게 설정하여 격자는 약 160만개, 10 GHz에서 PO - Full Ray Tracing 기법을 사용하였다. 공력해석

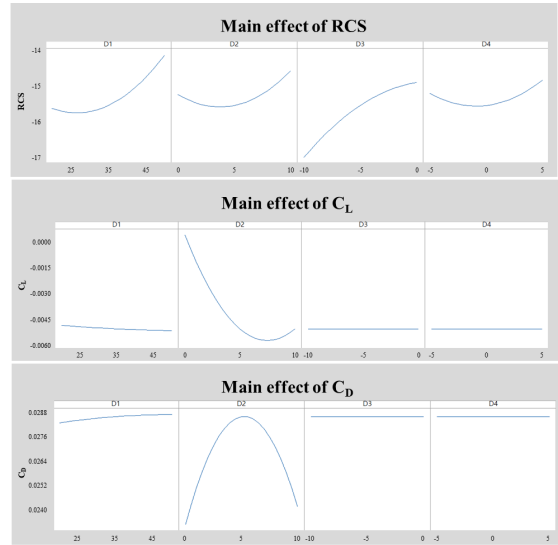


Fig. 14. Main effects of RCS, C_L and C_D for each variable

또한 이전과 동일한 해석 환경으로 고도 30km에서 마하수 0.8, 받음각은 -10° ~ 10°로 5°씩 변경하여 해석을 진행하였다.

최적설계를 위해 실험계획법의 일종인 반응 표면 설계 분석 기법을 사용하였으며, 프로그램으로 Minitab을 활용하였다. 먼저 유도탄 형상에 관한 4개의 설계 변수(입력 요인)에 따른 반응으로 RCS 및 공력 값을 도출하였다. Fig. 14는 변수 D1부터 D4까지의 변화에 따른 항력계수와 RCS 값 주효과도를 나타낸 것이다. 항력계수에 주효과도가 가장 높은 설계 변수는 D2 = Main Wing Sweepback임을 알 수 있고 D3와 D4 설계변수의 주효과도는 낮다고 판단된다. RCS의 경우 각각의 설계 변수가 높은 주효과도를 가진 것을 확인할 수 있다. 목적함수를 최소 RCS 값과 최대 양항비(최대 항속거리)로 설정하였다.

Table 2와 같이 순서에 따른 외부 요인의 영향을 줄이기 위하여 데이터수집 순서인 Run Order를

Table 2. RCS and aerodynamic input for optimum shape

Std order	Run order	D1 [Deg]	D2 [Deg]	D3 [Deg]	D4 [Deg]	C_D	C_L	L/D	RCS
9	1	20	0	0	0	0.0230	0.0006	0.026087	-14.6659
1	2	35	0	0	0	0.0233	0.0004	0.017167	-14.59
5	3	50	0	0	0	0.0234	0.0003	0.012821	-13.2021
8	4	35	5	0	0	0.0286	-0.005	-0.17483	-14.8995
2	5	35	10	0	0	0.0242	-0.005	-0.20661	-13.9436
3	6	35	0	-5	0	0.0233	0.0004	0.017167	-15.2305
6	7	35	0	-10	0	0.0233	0.0004	0.017167	-16.6745
4	8	35	0	0	-5	0.0233	0.0004	0.017167	-14.253
7	9	35	0	0	5	0.0233	0.0004	0.017167	-13.8858

Standard Order와 같이 랜덤하게 지정하여 외부 요인에 의한 오차를 평균화하였다. 각 변수에 대한 제약 조건의 중요도는 0.1부터 10의 범위로 설정할 수 있다. 본 계산에서는 RCS 저감을 최우선으로 고려하기 위해 RCS의 중요도를 시스템상 가장 높은 10으로 설정하고 양항비를 1로 설정하였다. 이는 RCS 위주의 최적설계를 목표로 하고 있으며, 공력해석에 따른 최소한의 양항비 능력을 갖추도록 하기 위함이다.

2.4.2 유도탄 최적설계

앞서 제시한 설계 목표 제약 조건과 반응 표면 및 주효과도를 종합하여 최적화를 수행한 결과, 최적 형상은 Warhead Fineness Angle(D1) 약 27.53° , Main Wing Sweepback Angle(D2)은 0° , Tail Fin Sweepback Angle은 -10° 마지막으로 Tail Fin Dihedral Angle이 -0.8586° 로 도출되었다. 해당 최적 설계 점에 대한 만족 값은 $D = 0.9956$ 으로 제약 조건에 대해 높은 만족도를 나타냈다.

Figure 15는 최적설계에 따른 유도탄을 CATIA를 통해 설계한 것으로, 기존 형상대비 탄두 길이가 조금 증가하였으나, 동체 단면적은 약 24% 감소하였다. 그리고 주익 간 간격이 좁혀졌으며, 공기 흡입구의 위치가 동체에 의해 약 6cm 아래로 이동하였다. 그러나 동체의 좌, 우 길이 및 폭은 거의 변화가 없으며, 특히 미익이 있는 동체의 경우 큰 변화가 발생하지 않았다.

Figure 16은 최적 형상의 PO 기법을 활용한 RCS 해석결과를 Polar Graph 상에 보여준다. 기존 Taurus-type 유도탄 모델 형상의 RCS 결과까지 포함하여 총 3가지 경우에 대한 RCS 해석결과를 보여준다. 실선은 최적 형상에 공기 흡입구를 평판으로 대체한 형상, 점선은 공기 흡입구를 RAM 평판으로 대체한 형상, 파선은 기존 Taurus-type 유도탄 모델 형상의 RCS를 나타낸다.

전방위 Mean RCS의 경우, 3가지 형상은 각각 -14.81 dBsm, -17.73 dBsm, -0.73 dBsm 값을 갖는다. 그리고 전방($-45^\circ \sim 45^\circ$) Mean RCS의 경우, -16.53 dBsm, -27.85 dBsm, -8.07 dBsm 값을 갖는다. 전방 Median RCS의 경우, 최적 형상과 기존 Taurus 형상은 약 11 dBsm 수준을 보여주는데, 이는 앞서 언급

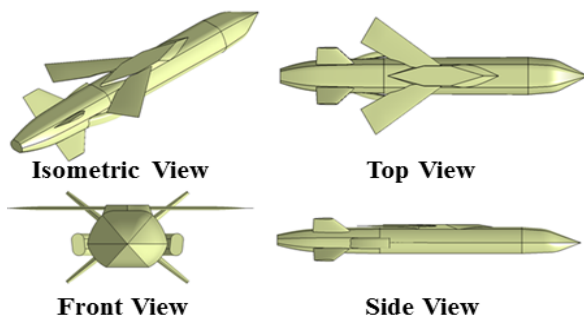


Fig. 15. Optimized missile shape

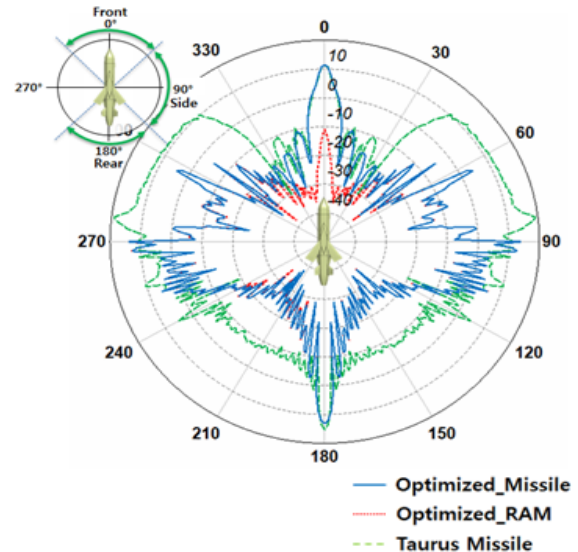


Fig. 16. RCS result of the optimized missile (10 GHz, VV-Polarization)

한대로 공기 흡입구를 평판으로 대체하여 발생하는 Specular Reflection에 의해 높은 RCS가 나타난 것이다.

RAM을 적용하여 평판의 영향을 최소화하여 실제 공기 흡입구와 유사한 효과를 내는 RAM 평판 형상의 경우 RAM 적용 시 약 -10 dBsm 수준으로 기존 결과보다 RCS가 20 dBsm 정도 대폭 감소하였다. 이를 통해 레이더에 위협이 될 수 있는 부분은 먼저 형상변경을 시도하고 불가피한 경우 RAM을 적용하여 RCS를 낮추는 것이 필수적임을 알 수 있다. 측면 영역의 경우, 최적 형상은 사각 형상인 Taurus 유도탄과는 달리 실린더 형상이라 동체 측면의 RCS 결과가 대폭 감소함을 확인할 수 있다. 그리고 최적 형상은 좌, 우 약 63° 영역에서 Peak RCS를 가지는데, 이는 탄두와 동체가 만나는 지점에서 Peak RCS가 형성되고, 측면을 기준으로 반사될 수 있는 면이 많아 RCS가 가장 높게 측정된 것으로 판단된다. 측 후방 영역에서도 형상변경을 통해 기존 형상보다 RCS를 대폭 감소시킬 수 있었다.

Figure 17은 기존 Taurus 형상과 최적 형상의 받음각 변화에 따른 양력계수, 항력계수, 양항비를 나타낸다. 최적 형상의 탄두 각도는 약 27° 이며, Fig. 11의 Taurus 형상 및 JASSM Warhead 각도에 따른 공력특성 비교를 통해 $20^\circ \sim 35^\circ$ 사이의 공력특성을 가지는 것을 확인하였다. 받음각 0° 에서 기존 Taurus 형상과 최적 형상의 양력계수의 차이는 0.009 수준으로 미미한 것에 비해 항력계수는 최적 형상이 기존 Taurus 형상보다 34% 정도 상당히 낮음을 볼 수 있다. 이는 기존 형상보다 최적 형상의 단면적이 줄어들었고, 형상이 유선형으로 기존 사각 형상보다 저항이 최소화되어 항력계수 값이 대폭 감소하였기 때문이다. 또한, 최적 설계 형상은 공력성능보다는 RCS

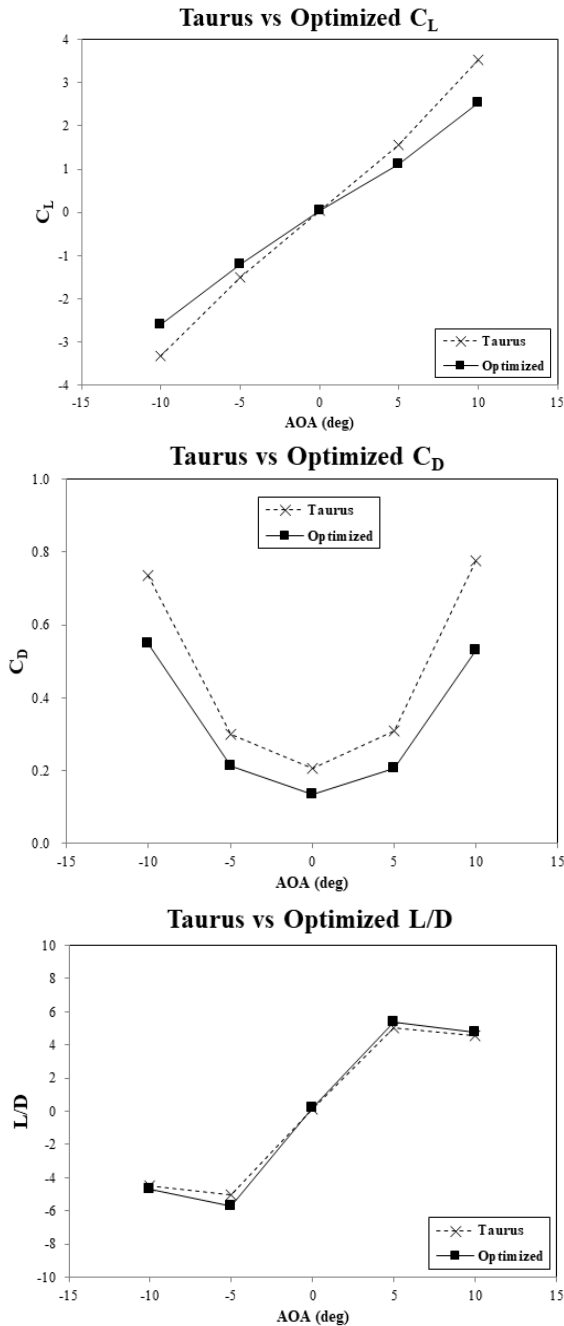


Fig. 17. Aerodynamic characteristics of the optimized missile

특성을 중점적으로 고려하여 도출하였기 때문에 양항비에서는 큰 향상을 보여주지 못하였다[16].

Table 3은 초기 Taurus-type 유도탄 모델 형상과 JASSM 형상요소가 적용된 최적 순항 유도탄의 RCS와 공력 특성값을 비교한 것이다. 받음각 0°에서 양력계수가 0.0023 감소하였으나 항력계수가 0.0706 줄어들어 양항비가 0.0645, 약 29% 증가하는 것을 확인하였다. RCS는 -8.07 dBsm에서 -16.53 dBsm으로 105% 감소한 것을 알 수 있다.

III. 결론

본 연구에서는 Taurus 유도탄을 기본 형상으로 하여 JASSM 유도탄의 형상 특성을 적용하여 형상 모델을 설계하였다. 탄두 형상과 각도에 따른 유도탄의 RCS와 공력특성 변화를 전산수치적 기법을 사용하여 계산하였다. RCS 해석에는 PO 기법을 사용하였고, 공력해석에는 다면체 격자와 Spalart-Allmaras 난류 모델을 기반으로 하는 Navier-Stokes 유한체적법 코드를 사용하였다. 분석을 통해 Chine 형상이 적용된 JASSM의 탄두와 동체의 형상이 RCS 저감 측면에서 유리한 것으로 나타났고, 공력 측면에서도 높은 항력감소를 보인다.

나아가 4가지 탄두 형상과 3가지 탄두 각도를 고려하여 RCS와 공력특성에 관한 최적 설계를 수행하였다. 최적 유도탄의 형상은 기존 형상대비 탄두 길이가 조금 증가하였으나, 동체 단면적은 약 24% 감소하였다. 그리고 주익 간 간격이 좁혀졌으며, 공기 흡입구의 위치가 약 6cm 아래로 이동하였다. 양력계수가 최적 형상이 기존 Taurus 형상보다 약 29% 증가하였으며, 유도탄 RF 스텔스 설계에서 가장 중요한 전방(-45°~45°) Mean RCS의 경우 -8.07 dBsm에서 -16.53 dBsm으로 8.46 dBsm 감소하였다.

본 연구에서는 순항 유도탄 예비설계 단계에서의 설계 효율성을 주안점으로 두어 설계 변수의 개수와 범위를 대폭 축소하였다. 보다 상세한 설계를 위해 RCS에 적지 않는 영향을 미치는 엔진 공기 흡입구의 효과를 더욱 상세히 고려하고 각 설계 변수의 범위를 확대할 필요가 있다.

Table 3. Change in aerodynamic and RCS data in optimized shape compared to reference shape

Reference configuration vs optimized configuration								
Configuration	C_L	Change (%)	C_D	Change (%)	L/D	Change (%)	RCS (dBsm)	Change (%)
Reference (Taurus missile)	0.0324	-	0.2062	-	0.1569	-	-8.07	-
Optimized	0.03	-8	0.1356	-52	0.4427	29	-16.53	-105

References

- 1) Bae, H. G., Lee, K. K., Jeong, J. N., Sang, D. K., and Kwon, J. H., "500 lbs-class Air-to-Surface Missile Design by Integration of Aerodynamics and RCS," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 2, 2012, pp. 184~191.
- 2) Park, M. J., "A Study on Prediction and Reduction Methods of Radar Cross Section," M. S. Thesis, Gyeongsang National University, 2008.
- 3) Knott, E. F., Shaeffer, J. F., and Tuley, M. T., *Radar Cross Section*, 2nd Ed., SciTech Publishing Inc., Boston, 2004.
- 4) Myong, R. S., *Aircraft Survivability and Stealth Technology*, Lecture Note, Gyeongsang National University, 2017.
- 5) Jang, M. U., "Development of a Hybrid RCS Analysis Code Based on Physical Optics and Geometrical Optics," M. S. Thesis, Gyeongsang National University, 2014.
- 6) Ozturk, A. K., "Implementation of Physical Theory of Diffraction for Radar Cross Section Calculations," M. S. Thesis, Bilkent University, 2002.
- 7) Park, G. R., "A Combined Electromagnetic and Aerodynamic Optimization Study for Radar Cross Section Reduction," M. S. Thesis, Gyeongsang National University, 2011.
- 8) FEKO *Comprehensive Electromagnetic Solutions (User's Manual)*, Suite 14.0, Altair, 2015.
- 9) ANSYS *Fluent 18 Tutorial Guide*, Ansys, 2017.
- 10) Park, J. H., Myong, R. S., and Cho, T. H., "Effect of Control Canard Deflection on the Aerodynamic Characteristics of a Guided Missile Using CFD," *Korean Society for Computational Fluids Engineering*, 2014, pp. 161~162.
- 11) Ross, H. M., and O'Rourke, M. J., "Exploratory Investigation of Forebody Strakes for Yaw Control of a Generic Fighter With a Symmetric 60° Half-Angle Chine Forebody," *NASA Technical Paper 3604*, 1997.
- 12) Choi, S. W., and Boo, S. Y., "Computation of Radar Cross Section of Ship's Structure Using a Physical Optics Method," *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol. 37, No. 4, 2000, pp. 82~91.
- 13) Kuethe, A. M., and Chow, C. Y., *Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design*, Fourth Edition, John Wiley & Sons, 1986.
- 14) Bae, T. K., "Low Observable Stealth Configuration Air-Launched Cruise Missile Conceptual Design, Aerodynamics and Radar Cross Section Analysis," M. S. Thesis, Gyeongsang National University, 2008.
- 15) Jo, Y. M., "Shape Optimization of UCAV for Aerodynamic Performance Improvement and Radar Cross Section Reduction," *Journal of the Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol. 17, No. 4, 2012, pp. 56~68.
- 16) Park, M. J., Lee, D. H., Myong, R. S., and Cho, T. H., "An Integrated System for Aerodynamic, Structural, and RF Stealth Analysis of Flying Vehicles," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 1, 2008, pp. 86~91.