

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.2.184>

공력해석과 RCS해석 통합 500 lbs급 공대지 미사일 최적설계

배효길*, 이광기**, 정준오**, 상대규***, 권장혁****

500 lbs-class Air-to-Surface Missile Design by Integration of Aerodynamics and RCS

Hyogil Bae*, Kwangki Lee**, Juno Jeong**, Daekyu Sang*** and Jang Hyuk Kwon****

ABSTRACT

Aerodynamic analysis(DATCOM) and radar cross section(RCS) analysis(POFACETS) were integrated for the air-to-surface missile concept design using a design framework. The missile geometry was defined based on the CAD(CATIA) for synchronizing the manufacturing with design processes. Aero/RCS analyses were linked with the CAD process under the ModelCenter framework in order to receive the geometry data automatically. The missile design baseline configuration was selected from ROC(requirement of capability). Then the RCS minimization was performed subject to the larger the better constraint of the missile lift-to-drag ratio. This study demonstrated that various design strategies can be performed efficiently about many missile configurations using this design framework in the missile conceptual design phase.

초 록

최적설계 프레임워크를 구성하여 미사일 개념설계 단계에 필요한 공력해석(DATCOM)과 RCS 해석(POFACETS) 프로세스를 통합하였다. 미사일 형상정의는 제작과 설계의 동시성과 형상정보 산출 등을 목적으로 CAD(CATIA)를 기반으로 하였다. 정의된 형상정보가 자동적으로 해석 프로세스에 입력되도록 ModelCenter를 이용하여 프로세스들을 연결 하였다. 군 요구도 정립부터 요구도 평가를 거쳐 미사일 설계 기준형상을 선정하였고, 양항비를 당대 구속조건으로 하여 RCS 최소화 최적설계를 실시하였다. 본 논문에서 구성한 최적설계 프레임워크를 이용하여 미사일 개념설계 단계에서 여러 미사일 형상들에 대한 효율적인 분석과 다양한 설계 전략을 구현할 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Integrated design optimization framework(통합 최적설계 프레임워크), Lift-to-Drag ratio(양항비), RCS(레이더 반사 면적)

1. 서 론

† 2011년 11월 2일 접수 ~ 2012년 1월 21일 심사완료
* 정회원, KAIST 항공우주공학전공 대학원
** 정회원, VP Korea
*** 정회원, 국방과학연구소
**** 정회원, KAIST 항공우주공학전공
교신저자, E-mail : jhkwon@kaist.ac.kr
대전시 유성구 대학로 291

무기체계 연구개발은 탐색개발(exploratory design), 체계개발(full-scale development), 양산(production)으로 크게 나눌 수 있다. 탐색개발은 다시 개념설계(conceptual design)와 기본설계(preliminary design) 단계로 구분할 수 있다. 본 연구에서는 공대지(air-to-surface) 미사일 개발

단계 중 개념설계와 기본설계에서 수행되는 여러 형상들에 대한 물리적 특성 파악을 보다 더 손쉽고 효율적으로 하기 위하여 통합 최적설계 프레임워크(integrated design optimization framework)를 구축하였다. 개념설계 단계에서 수행되는 여러 해석업무(형상설계, 공력해석, 성능해석, 중량분석, 구조해석, 추진분석, RCS, 등) 중 가장 중요하고 기본이 되는 형상설계와 공력해석을 근간으로 RCS 해석을 추가하는 방식으로 설계프레임워크를 구성하였다.

형상설계를 위하여 전문 CAD 프로그램인 CATIA[1]를 이용하였다. 이는 설계와 제작을 하나의 데이터베이스(DB)로 일치시키는 목적과 CATIA의 매개변수(parameterize) 기능을 이용하여 형상설계를 자동화하려는 목적을 담고 있다. 공력해석은 반실험적기법인 Digital DATCOM[2]을 이용하여 효율적이고 신속하게 공력해석을 수행하였다. Digital DATCOM이 필요로 하는 미사일의 여러 geometry 정보는 CATIA로부터 자동계산되어 DATCOM에 전달되도록 하였다. RCS 해석은 물리광학 근사법을 이용한 공개된 Matlab 프로그램인 POFACETS[3]을 이용하여 단상태(monostatic)에 대한 RCS를 계산하였다. RCS 해석에 필요한 삼각형 형상정보(facets)는 CATIA로부터 자동적으로 생성되게 하였다.

이와 같이 개념설계 단계에서 수행되는 각각의 프로세스 해석과 프로세스 간의 정보전달, 결과분석처리, 최적설계 수행 등을 위하여 프로세스통합 최적설계프로그램인 ModelCenter[4]를 이용하여 통합하였다. 또한 ModelCenter를 이용하면 본 연구에서 다루지 않은 성능해석과 중량분석, 가격분석 등도 추후에 손쉽게 연결, 수행할 수 있다.

이렇게 구축된 통합설계프레임워크를 통하여 500 lbs급 공대지 미사일 최적설계를 수행하였다. 먼저, 가상의 군요구도를 설정하여 요구에 맞는 미사일기준형상(baseline)을 선정하고, 선정된 미사일을 기준으로 항력과 RCS 측면에서 유리한 뾰족한 기두부 형상을 선반영 하였다. 이후 미사일의 양항비를 망대 구속조건으로 하고, 미사일 종축 정적안정성 구속조건도 추가하여 RCS 최소화 문제를 정식화 하여 공력/RCS 통합 최적설계를 실시하였다.

본 연구에서는 수작업에 많이 의존된 미사일 개념설계 업무에 설계 프레임워크를 통하여 효율성을 향상시키고 더 나아가 최적의 형상을 도출하는 설계 방법론에 대해 살펴보았다.

II. 미사일 설계 기준형상 선정

2.1 공대지 미사일 임무요구

공대지 미사일 임무요구에 대하여 아래와 같은 남북한 상황을 배경으로 미사일 임무형상(Mission profile)과 운영요구도를 기술하였다.

- 북한군 연평도 포격사건(10년11월23일)[5]
- 동굴과 갭도, 산 뒤에서 운영되는 다양한 북한 장사정포 제압 필요
- 장사정포에 대응되는 경제적 방어수단 필요

그림 2와 같이 항공기에서 공대지 미사일이 발사되어 강하(descent) 기동을 한 뒤 저고도(1 km)로 순항한다. 목표물 근방에서 회피 기동을 한 뒤에 타격하는 것으로 임무형상을 잡았다.

이런 미사일 임무 요구사항을 분석하여 아래와 같이 간단한 운영 요구도를 작성해 보았다.

- 정밀유도 순항 미사일
- 긴 작전반경
- 낮은 피탐지율로 생존성 확대
- 저렴한 제작 및 운용 비용
- 현재 공군에서 운영/개발 중인 항공기에 장착 가능

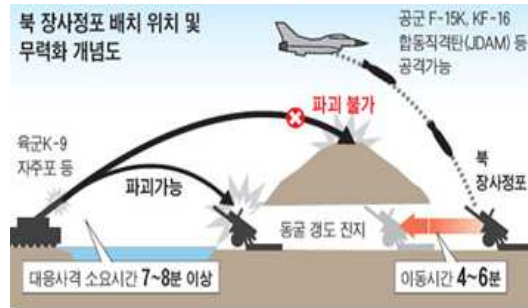


그림 1. 북 장사정포 배치 및 무력화 개념도 [조선일보, 발행일 2010. 11. 24.]

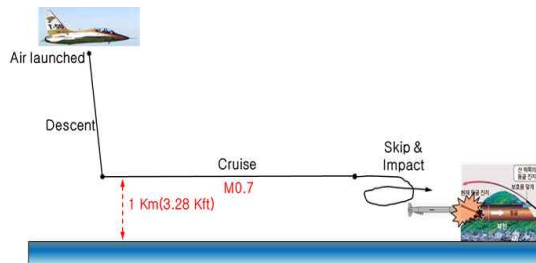


그림 2. 임무형상(Missile Profile)

2.2 설계요구도

위에서 기술한 운용요구도를 바탕으로 설계자 입장에서 필요한 기준자료인 설계요구도를 작성하였다.

우선 정밀유도 미사일이기 때문에 총중량과 탄두무게가 그렇게 클 필요가 없다고 판단하여 가장 많이 사용되는 LDGP(low drag general purpose) 무장인 MK-82와 같은 500 lbs(227 kg)를 설계요구도로 선정하였다. 또 산과 언덕과 같은 장애물을 회피하여 타격해야 하기 때문에 비교적 순항거리가 길어야 하겠다. 추진기관은 순항거리가 길고 비교적 저렴한 turbojet 기관을 선정하였다. 기두부 날씬비(nose fineness ratio)는 참고문헌[6]의 2.3절을 참고하여 가장 일반적인 $l_N/d=2$ (l_N : 기두부 길이, d : 동체외경)내외로 하였다. 미사일 전장(total body length)은 참고문헌[6]의 6.9절을 참고하여 그림 4의 U.S. Launch platform과 한국공군의 주력기인 F-16의 가장 긴 무장인 MK-84를 고려하여 328 cm 이내로 하였다.

또한 그림 5와 같은 RCS 특성을 고려하여 미사일 날개 앞전(leading edge) 후퇴각(sweepback angle)과 수평미익 앞전 후퇴각을 동일하게 하였다. 이는 RCS의 반사가 한 방향으로만 되도록 하

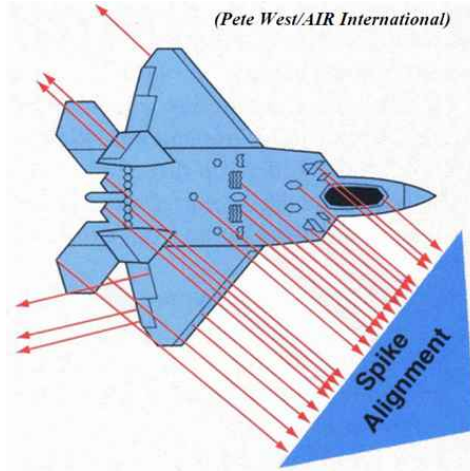


그림 5. Spike Alignment

기 위함이다.

날개 익형은 천음속 영역에서 공력특성이 좋은 NACA65A208을 채택하였고, 수평미익은 대칭익형인 NACA0012을 선정하였다. 이상과 같은 설계요구도를 정리하면 아래와 같다.

- Gross weight : 500 lbs
- Range : 200 km 이상
- Turbojet thrust : 150 lbs
- Mach/Alt : 0.7/1.0 km
- Nose fineness ratio : $l_N / d = 2$ 내외
- Body length : 328 cm 이내 (F-16 store installation, US launch platform 참조)
- Wing LE sweep = Tail LE sweep (RCS desirement)
- Wing LE sweep = Wing TE sweep (RCS desirement)
- Wing airfoil = NACA65A208
- Tail airfoil = NACA0012

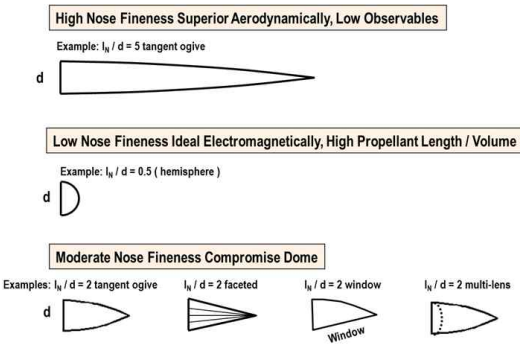


그림 3. 기두부 날씬비(nose fineness ratio)

US Launch Platform	Launcher	Carriage Span / Shape	Length	Weight
Surface Ships	VLS	24" x 24"	263"	3400 lb
Submarines	CLS	22"	263"	3400 lb
Fighters / Bombers / UCAVs	Rail / Ejection	24" x 24"	168"	500 lb to 3000 lb
Ground Vehicles	Launch Pods	24" x 24"	427 cm	
Helos	Rail	13" x 13"	70"	120 lb

그림 4. U.S. Launch Platform

2.3 설계 기준형상 선정

위의 설계요구도에 가장 부합할 수 있는 기준형상(baseline) 미사일을 선정하기 위해 여러 자료들(Jane 연감, 인터넷)을 취합/분석하여 그림 6과 같은 공대지(air-to-ground)와 공대함(air-to-ship) 미사일 데이터베이스를 통하여 중량이 250 kg(551 lbs) 이하이고 작전반경이 200 km 이상인 그림 7과 같은 이스라엘의 Delilah를 설계 기준형상으로 선정하였다.

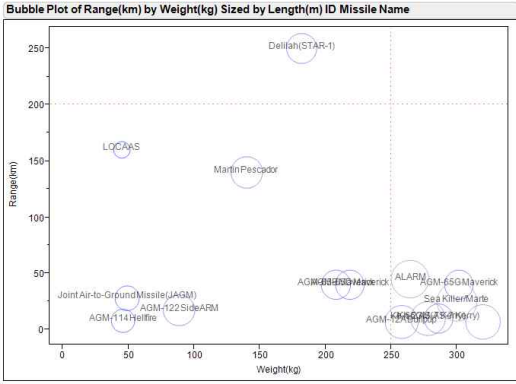


그림 6. 공대지 미사일 중량 대비 작전 반경



그림 7. 이스라엘 Delilah

2.4 Delilah 성능 예측

본 연구에서 이용할 공력성능해석 도구인 Digital DATCOM을 검증하는 차원에서 Delilah 미사일의 성능을 예측해 보았다. 대표적인 성능 지표로 식(1)의 Breguet 공식에 의하여 순항거리를 계산하였다.

$$R = I_{sp} V \frac{L}{D} \ln \left(\frac{W_L}{W_L - W_P} \right) \quad (1)$$

여기서 I_{sp} 는 specific impact ($T/\dot{m}g$), V 는 속도, L/D 는 양항비, W_L 는 이륙중량, W_P 는 연료 중량이다. Turbojet의 specific impact는 참고문헌 [6]의 3.2절을 참고하여 약 2000 sec 로 가정하였다. 속도는 781 ft/s($M=0.7$),

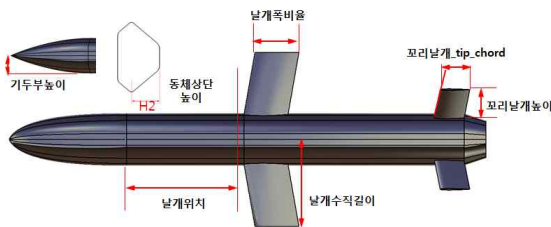


그림 8. 설계에 사용된 변수

양항비는 3.2절의 Digital DATCOM에서 계산한 4.782를 이용하였고 W_P 는 0.12로 가정하였다[7]. 따라서 순항거리는 954849 ft(291 km)로 계산되어 Delilah 제원(250 km)과 유사한 값을 예측하였다.

III. 공력해석과 RCS해석

3.1 CATIA 모델 및 설계변수

Deliah 의 외형을 대체로 표현하면서 단순화된 미사일 형상을 CATIA로 구현하였다. CATIA에서 제공하는 Knowledgware 모듈을 이용하여 미사일 형상을 매개변수화 하였다. 여러 매개변수 중 설계에 반영된 설계변수는 설계자의 판단으로 그림 8과 같이 날개폭비율, 날개수직길이, 날개위치, 날개뒷처짐각(sweepback angle), 꼬리날개높이, 꼬리날개 끝단 시위, 등 총 6개를 선정하였다. 참고로, 기두부 시작점의 좌표를 '0'으로 한다.

3.2 DATCOM 공력해석

다양한 설계형상에 대한 공력해석을 효율적으로 수행하기 위하여 반실험적기법(semi-empirical method)인 Digital DATCOM 프로그램을 이용하여 공력해석을 하였다. 반실험적 기법은 날개, 동체와 같은 구성품에 작용하는 분포압력은 계산할 수 없지만 항공기 전체의 공력특성을 파악하는 수준에서는 대단히 유용한 도구이다.

본 연구에서 해석하려는 공대지 미사일 형상은 항공기와 더 유사하므로 Digital DATCOM으로 공력해석을 수행하였다. 참고로 Digital DATCOM+는 기존 프로그램의 입출력을 보다 편리하게 향상시키고 항공기 형상 그래픽을 제공하는 프로그램이다[8].

Digital DATCOM은 아/천/초/극초음속 영역에 걸쳐 다양한 형상 변화(동체, 날개, 조종면, 추력, 등)를 고려할 수 있고, 항공기의 6분력 공력계수 뿐만 아니라 정적공력미계수(static aerodynamic derivative)와 동안정미계수(dynamic stability derivative)도 계산해 준다. 또한 실제 비행 시험 결과도 반영하여 해석할 수 있다.

DATCOM의 기능 중 BUILD 기능을 활성화시키면 각 구성품(날개, 동체, 수평미익, 등)에 의한 공력계수들이 산출되고, TRIM 기능을 활성화시키면 받음각에 따른 트림상태($C_M=0$)의 양력계수와 항력계수를 제공해준다.

미사일 기준형상 해석을 위해 동압은 4.471

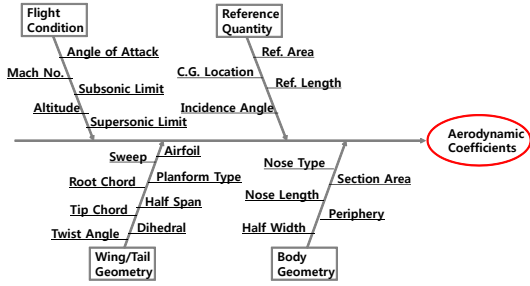


그림 9. DATCOM 입력자료

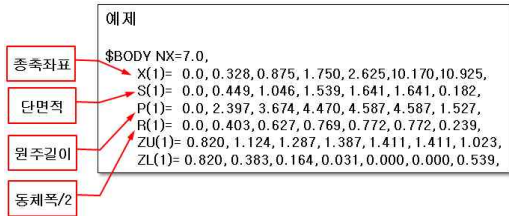


그림 10. 동체(body) DATCOM 입력 예

psi(M=0.7, 1km), 중량은 500 lbs, 무게중심은 전장의 1/2 위치인 5.5 ft로 하였다. 기준차원(reference dimension)으로 동체단면적(1.0 ft²)과 날개길이(3.88 ft)를 사용하였다.

아래 그림 10은 동체(body) DATCOM 입력예제를 나타낸 것이다. DATCOM에서 필요한 형상 정보(동체단면적, 원주길이, 동체폭 등)는 CATIA에서 자동으로 계산하여 DATCOM으로 전달되므로 설계업무의 효율을 높였다.

아래 그림 11은 미사일 기준형상의 DATCOM 해석결과이다. 중량과 동압, 동체단면적을 이용하여 수평비행(level flight)을 위한 양력계수를 계산하면 0.77656 이다.

수평비행의 트림 받음각은 그림 12와 같이 DATCOM이 제공해주는 받음각별 트림 양력계수를 통해 수평비행 양력계수 0.77656에 해당하는 받음각을 보간을 통하여 계산하여 얻을 수 있다. 이때의 양항비(L/D)는 4.782 이다. 추가로 sustained-g(하중배수가 유지되는 최대 하중배수)는 항력과 추력이 일치되는 항력계수를 계산하여 그 항력계수(0.2329)의 트림 양력계수를 보간을 통해 구한다. 그리고 그때의 양력을 중량으로 나누면 sustained-g 4.1을 계산할 수 있다. 단, 받음각에 따른 추력 분력은 무시한다.

DATCOM의 해석정확도를 확인하기 위하여 Boeing社에서 개발한 패널코드인 PANAIR[9]와 양력계수를 비교하였다. 그림 13에서 보듯이 받음각 5도 이하에서 두 해석값이 상당히 유사함

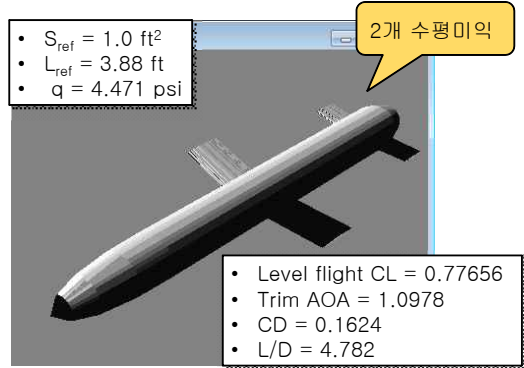


그림 11. 미사일 기준형상 DATCOM 해석

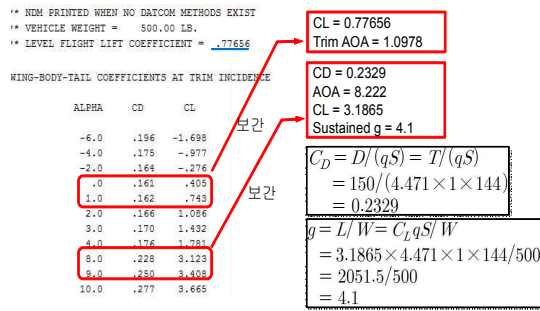


그림 12. 수평비행 트림 받음각과 Sustained-g



그림 13. DATCOM과 PANAIR 양력계수 비교

을 알 수 있다. 하지만 받음각이 증가될수록 차이가 발생하였다. 이는 고받음각 상태에서 동체와 날개에 발생하는 유동박리와 같은 난류특성을 PANAIR가 해석할 수 없기 때문이다.

3.3 POFACETS RCS 해석

POFACETS는 복잡한 형상의 레이더 반사 면적(RCS, radar cross section)을 계산하는 Matlab 프로그램이다[3]. 그림 14의 삼각 평판(facets)으로 모델링된 물체표면에 유기되는 전류를 고주파 해석기법인 물리광학근사법(physical optics appro-

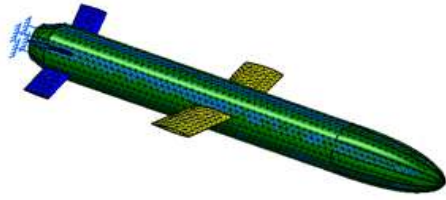


그림 14. CATIA에서 생성한 삼각 평판

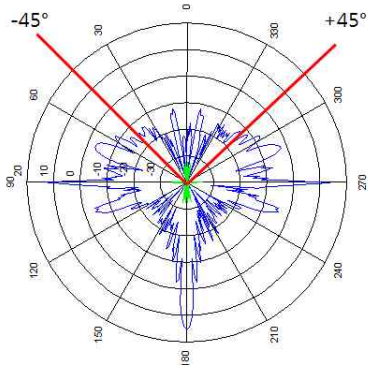


그림 15. 전방 평균 RCS -21 dBsm

ximation)으로 구하고, 각각의 삼각 평판에서 복사(radiation)되는 산란장(scattered field)을 적분하여 산란파를 계산하여 물체의 전체 RCS를 구하게 된다[10]. RCS는 식 (2)와 같이 면적단위로 나타낼 수 있고, 식 (3)과 같이 decibels 단위로 나타낼 수 있다.

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} \left(4\pi R^2 \frac{|\vec{E}_s|^2}{|\vec{E}_i|^2} \right) [m^2] \quad (2)$$

여기서 R 은 레이더와 물체의 거리, \vec{E}_i 는 물체에 입사하는 입사전기장, \vec{E}_s 는 산란전기장을 의미한다.

$$10 \times \log_{10}(\sigma) [dBsm] \quad (3)$$

그림 15는 미사일 전방, 측면, 후방을 돌면서 해석한 RCS 결과를 dBsm 단위로 나타낸 것이다. 입사파는 10^{10} Hz를 주었다. 이 중 설계측면에 관심 있는 전방 좌우 +/-45 도의 RCS를 평균한 값이 -21 dBsm으로 계산 되었다.

IV. 최적설계 프로세스 및 결과

4.1 최적설계 프로세스

본 연구에서 채택한 설계 프로세스는 그림 16과 같다. 설계 기준형상(Delilah)에서 설계 경험치를 선반영한 뒤에 본격적인 최적설계를 실시하였다. 즉 공력과 RCS에 유리하도록 기두부 형상을 Delilah와 같은 뭉툭한 형상이 아닌 뾰족한 모양으로 고정하였다. 동체형상은 주로 내부장비에 의해 설계되므로 동체형상은 고정하고[11] 대신 날개수직길이, 날개폭비율, 날개위치, 날개 뒷처짐각(sweepback angle), 꼬리날개높이, 꼬리날개 끝단 시위 등 총 6개의 설계변수를 이용하여 공력/RCS 통합최적설계를 실시하였다.

최적설계 정식은 식(4)와 같다. 즉 기두부 모양을 뾰족하게 선택하여 계산된 양항비(target)를 망대 구속조건으로 하여 RCS 최소화를 목적함수로 표현하였다. 2.4절에서 Delilah의 순항거리가 양항비 4.782에서 291km로 예측되어 충분히 설계요구도를 만족하기 때문에 양항비는 목적함수가 아닌 구속조건으로 처리하였다. 단, 양항비는 설계과정의 형상별 트림상태의 양항비를 의미한다[12].

RCS 해석 목적함수 Sth_mean 는 미사일 정면 기준으로부터 좌우 +/-45 도 RCS 평균 dBsm를 의미한다. 또한 미사일의 종축 정적안정성(longitudinal stability)을 유지하기 위하여 받음각 "0"도의 피칭모멘트(C_{M0})가 양의 값을 가지고 받음각 "0"도에서 피칭모멘트의 기울기($\partial C_M / \partial \alpha$)가 음의 값을 가지도록 구속조건을 주었다. 단, 피칭모멘트의 무게중심은 3.2절에서 설명한 바와 같이 5.5 ft로 하였다.

$$\begin{aligned} \min \quad & Sth_mean \\ \text{s.t.} \quad & C_L / C_D \geq \text{target} \\ \text{s.t.} \quad & C_{M0} \geq 0 \\ \text{s.t.} \quad & \partial C_M / \partial \alpha \leq 0 \end{aligned} \quad (4)$$



그림 16. 최적설계 프로세스

위 식(4)에는 표현하지 않았지만 날개길이가 동체길이를 넘지 않도록 형상 구속조건도 고려하여 설계하였다.

4.2 공력/RCS 통합설계

공력과 RCS해석 통합을 위하여 그림 17의 상용 통합설계 프레임워크인 ModelCenter를 이용하였다. 설계변수의 변경이 CATIA에 입력되면 공력해석과 RCS해석에 필요한 정보를 CATIA에서 자동으로 산출해 준다. 이를 이용하여 반응치(양항비, RCS, C_{M0} , $\partial C_M/\partial \alpha$, 등)를 편리하게 산출할 수 있다. 이렇게 추출된 결과를 그림 18의 ModelCenter plug-in으로 제공되는 Design Explorer를 통하여 설계 정식화를 구현하였다. Design Explorer는 Boeing社에서 개발한 근사모델 기반 최적설계도구로서 설계변수 개수(n)에 상응((n+1)*(n+2)/2 또는 10*n 중에 큰 수)하는 초기 실험계획을 공간충진 기법인 OA(Orthogonal Array)형태로 자동 생성한 후 크리깅(Kriging)

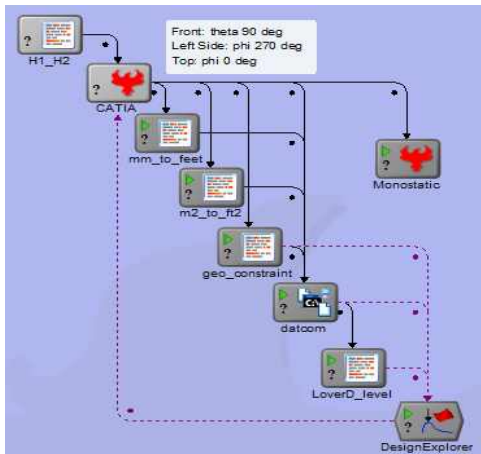


그림 17. DATCOM과 POFACETS 통합

Objective	Value	Goal
Model Monostatic Sth_mean	-32.1855	Minimize

Constraint	Value	Lower Bound	Upper Bound
Model geo_constraint wing_limit	2.24059	0	100
Model datcom.DUT_CMA[3]	-0.03696	-100	0
Model datcom.CSV_Lin[3]	0.07053	0	100
Model LowerD_level LD_level	4.87398	4.87045	100

Variable	Value	Start Value	Lower Bound	Upper Bound
Model CATIA 날개 수직 길이	655.625	590.88	470	710
Model CATIA 날개 폭 비율	264.141	300	240	360
Model CATIA 날개 위치	895.625	800	640	960
Model CATIA 꼬리날개 높이	234.094	220	175	264
Model CATIA 꼬리날개 tip_chord	192.5	200	160	200
Model CATIA 날개 각도	30.5664	10	10	40

그림 18. DesignExplorer 입력값

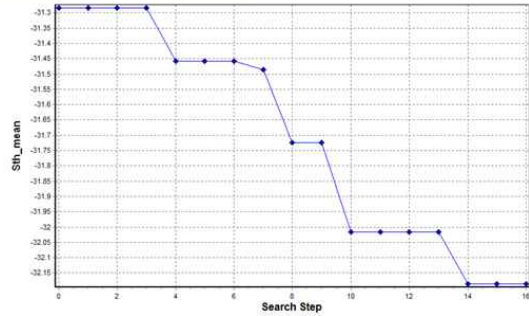


그림 19. RCS 최소화 수렴 선도

모델을 생성하게 된다. 실제모델이 아닌 크리깅 모델을 통해 SQP(sequential quadratic programming)로 최소값을 찾아 실제모델 값과 정확도를 평가하게 된다. 만약 오차가 크면 실험 점을 추가하여 크리깅 모델을 갱신하도록 되어있다[13]. 목적함수 Sth_mean는 최소화 하였고 4개의 구속조건과 6개의 설계변수를 입력하였다. 그림 19는 RCS 값이 수렴하는 것을 보여주고 있다.

4.3 최적해 정리

위에서 계산된 최적해를 표 1과 같이 정리하였다. 우선 경험치를 고려하여 항력감소와 전방 RCS 감소에 유리한 뾰족한 기두부 모양(기두부_nose 180 → 100)을 기준형상(baseline)에 선반영하여 양항비는 1.8%, RCS는 28% 이득을 보았다.

여기서 산출된 미사일 양항비(4.870)를 망대 구속조건 값으로 하고, 중축 정적안정성도 구속조건으로 추가하여 RCS 최소화(공력/RCS통합)를 실시하였다. 그 결과 양항비는 기준형상 대비 1.9%

표 1. 설계 결과 정리

설계변수	기준형상	경험치	공력/RCS 통합
기두부_nose	180	100	100
날개_각도	10	10	30.6
날개수직길이	590.885	590.885	655.6
날개폭_비율	300	300	264.1
날개_위치	800	800	855.6
꼬리날개_높이	220	220	234.1
꼬리날개_tip_chord	200	200	192.5
Level flight AOA	1.098	1.111	1.328
Cm_0	0.144	0.144	0.071
Cma_0	0.030	0.026	-0.037
L/D_level	4.782	4.870	4.874
RCS	-20.82	-26.66	-32.19
L/D 증가율(%)	-	1.8	1.9
RCS 감소율(%)	-	28.0	54.6

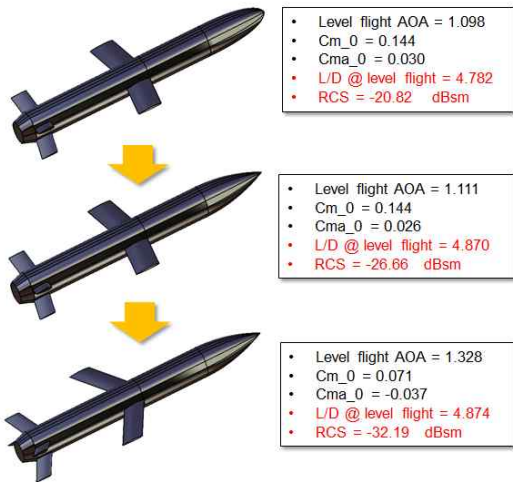


그림 20. 기준형상과 최종형상

증가하였고, RCS는 54.6% 증가하였다. 또한 정적 안정성을 위한 조건($C_{M0} \geq 0, \partial C_M / \partial \alpha \leq 0$)도 모두 만족함을 확인하였다.

이는 그림 20의 세 번째 미사일형상에서 보듯이 날개와 꼬리날개의 뒷처짐각이 30.6도 증가하여 항력과 전방RCS가 동시에 감소된 것으로 판단된다. 또한 날개길이와 날개폭이 감소하여 중량 측면에서도 이득인 설계결과를 보여주고 있다. 날개면적 감소로 인한 부족한 양력을 보상하기 위해 수평비행 받음각(level flight AOA)이 1.098 → 1.328 도로 증가하였고 꼬리날개 길이도 약간 길어져 있음을 확인할 수 있다.

V. 결 론

500 lbs급 공대지 미사일 개념설계를 군요구도 정립에서부터 단계적으로 밝아 보았다. 적절한 기준형상을 선정하고 개념설계 단계에서 요구되는 신속한 공력해석과 RCS 해석을 위해 DATCOM과 POFACETS 프로그램을 도입하였다. 또한 제작과 설계의 동시성과 형상정보 산출을 위하여 CATIA를 이용하여 설계변수를 정의 하였고, ModelCenter로 여러 프로세스 통합을 하였다.

본격적인 최적설계에 앞서 공력/RCS 측면의 설계 경험치를 선반영하여 기두부를 뾰족한 형상으로 고정하였다. 이후 양항비를 당대 구속조건으로 하고, RCS는 최소화 문제로 정식화하여 공력/RCS 통합최적설계를 실시하였다. 기준형상 대비 양항비는 1.9%, RCS는 54.6% 향상된 결과를 얻었다.

미사일 개념설계 단계에서 최적설계 프레임워크를 이용하여 여러 형상들에 대한 효율적인 분석과 다양한 최적설계 전략을 구현할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소(ADD)에서 지원한 “공대지 유도무기 통합설계 프레임워크 개발 용역”의 결과임을 밝히며 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) “Dassault Systemes CATIA® V5,” <http://www.3ds.com/products/catia/>
- 2) The USAF Stability and Control DATCOM, Users Manual, AFFDL-TR-79-3032, Volume I, 1979.
- 3) “POFACETS,” <http://faculty.nps.edu/jenn>
- 4) “Phoenix Integration ModelCenter 9.0,” <http://www.phoenix-int.com>
- 5) “DB조선 발행일:2010.11.24./종합A1면,” http://srchdb1.chosun.com/pdf/i_service/pdf_ReadBody.jsp?Y=2010&M=11&D=24&ID=2010112400203
- 6) Fleeman, E. L. *Tactical Missile Design*, 2nd Edition, AIAA Education Series, 2006.
- 7) Norman Friedman, *The Naval Institute guide to World Naval Weapon Systems 1997-1998*, U.S. Naval Institute, 1997, page 229.
- 8) Digital DATCOM+ www.holycows.net
- 9) A502I User’s Manual-PANAIR Technology Program for Solving Problems of Potential Flow about Arbitrary Configuration, D6-54703, 1992.
- 10) Balanis, C. A., *Advanced Engineering Electromagnetics*, New York, Wiley, 1989.
- 11) 최경용, 진재현, 탁민재, 윤성준, 변우식, “유도무기의 공력형상 설계를 위한 최적화 기법” 한국항공우주학회지, 제21권 제3호, 1993.6, pp. 98-107.
- 12) 양영록, 허상범, 제소영, 박찬우, 명노신, 조태환, 황의창, 제상연, “대기권을 비행하는 유도 미사일의 최대 사거리 구현을 위한 외형 형상 최적화 시스템 연구” 한국항공우주학회지, 제37권 제6호, 2009, pp. 519-526.
- 13) Booker, A. J., Meckesheimer, M., and Torng, T., “Reliability Based Design Optimization Using Design Explorer” *Optimization and Engineering*, 5, 2004, pp. 179-205.