

論文

대기권을 비행하는 유도 미사일의 최대 사거리 구현을 위한 외형 형상 최적화 시스템 연구

양영록*, 허상범*, 제소영*, 박찬우**, 명노신**, 조태환**, 황의창***, 제상언***

An External Shape Optimization Study to Maximize the Range of a Guided Missile in Atmospheric Flight

Young Rok Yang*, Sang Bum Hu*, So Yeong Je*, Chan Woo Park**,
Rho Shin Myong**, Tae Hwan Cho**, Ui Chang Hwang*** and Sang Eon Je***

ABSTRACT

This paper describes a research result of a external shape optimization study to maximize the range of the guided missile with canards and tailfins in atmospheric flight. For this purpose, the external shape optimization program which can enhance the range of a missile was developed, incorporated with the trajectory analysis and the optimization technique. In the trajectory analysis part, Missile DATCOM which utilizes the semi-empirical method was directly connected to the trajectory code to supply the aerodynamic coefficients efficiently at every time step. In the gliding flight trajectory after apogee, a maximum C_L/C_D trim condition calculation module was attached under the assumption of the missile continuously flying at maximum C_L/C_D condition. In the optimization part, a Response Surface Method(RSM) was adopted to reduce the computing time.

초 록

본 논문에서는 커나드와 테일핀을 가진 지대지 유도미사일이 대기권을 비행할 때 최대 사거리를 갖기 위한 효율적인 외형 형상 최적화 기법 연구에 대하여 기술하였다. 이를 위하여 비행궤적 해석 기법과 최적화 기법을 연계하여 미사일의 사거리 증대를 위한 외형 형상 최적화 전산 프로그램 시스템을 구축하였다. 비행궤적 해석부분에서는 반실험적 기법을 이용한 공력해석프로그램인 Missile DATCOM을 직접 연결하여 운동방정식 계산에 필요한 공력계수들을 계산 시간 단계 마다 효율적으로 제공할 수 있게 하였고 최고점 이후의 활공비행 구간에서는 최대 양항비를 갖는 Trim 조건 계산 모듈을 첨가하여 활공비행 전 영역에서 최대 양항비 상태에서 지속적으로 비행한다는 가정으로 계산 하였다. 최적화 기법으로는 Response Surface Method(RSM)를 적용하여 계산 시간 효율화를 꾀하였다.

Key Words : Component Build-up(부분합성법), Maximum Range(최대사거리), Range Extension(사거리연장), Shape Optimization(형상최적화)

† 2009년 3월 31일 접수 ~ 2009년 5월 29일 심사완료

* 정희원, 경상대학교 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품기술연구소
교신저자, E-mail : parkcw@gnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

*** 정희원, (주)한화 종합연구소

1. 서 론

유도무기 개발에는 그림 1과 같이 임무 요구 조건이 결정되면 주어진 설계사양들을 고려하여

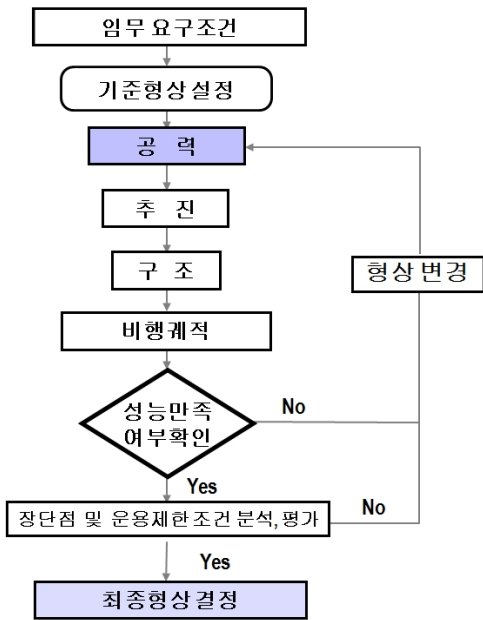


그림 1. 비행체 형상 설계 흐름도

기본형상을 결정한 후 그 결과를 공력, 구조, 추진, 조종 및 운용환경 등 각 서브시스템에 전달하여 각 분야별 설계조건 만족 여부를 분석한다. 분석결과가 각 분야별 요구조건 및 설계조건을 만족하지 못할 경우에는 다시 외형 및 서브시스템 등을 수정하게 되고 앞서 설명한 일련의 작업을 반복 수행한다. 이러한 반복 과정을 통해 요구하는 성능을 가진 형상이 나타나면 그 형상에 대해 장단점 및 운용제한 조건을 분석, 평가한 후 최종형상을 결정하게 된다[1-2]. 그러나 이러한 반복 과정에는 많은 시간과 비용이 소요된다. 따라서 이러한 작업을 효율적으로 수행할 수 있는 공기역학적 외형 형상 최적화에 대한 연구가 최근 활발히 진행되어 왔다[3-7].

본 연구에서는 앞서 설명한 반복 과정에 드는 시간과 비용을 줄이기 위하여 최대 사거리 구현을 위한 형상 최적화 시스템을 구축하였고 이를 통해 최대 사거리를 가지는 최적형상을 도출하려 하였다.

II. 본 론

2. 최적설계 시스템

2.1 비행궤적 해석 프로그램 구축

본 연구의 지대지 미사일은 그림 2와 같이 상승 시에는 조종 없이 탄도비행을 하고 최고점에

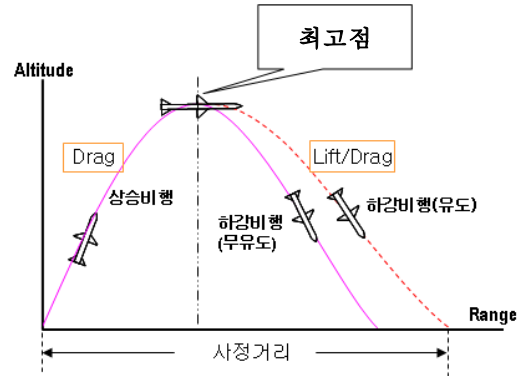


그림 2. 유도 미사일의 비행궤적

도착 한 이후 하강 비행 시에 사거리 최대화를 위한 자세제어를 시작한다고 가정하였다. 이러한 발사체의 사거리 연장을 위해서는 상승 시에는 항력을 최소화하고 하강 시에는 활공거리가 식 (1)과 같으므로 양항비를 최대화해야 한다.

$$\text{활공 거리}(x) = \text{활공 고도}(h) \times \text{활공 비}(C_L/C_D) \quad (1)$$

즉 상승 시에는 항력을 최소화하여 최고점에서의 고도와 비행속도를 최대화하고 하강 시에는 양항비가 최대인 조건에서 비행을 해야 최대 사거리를 얻을 수 있다.

발사체의 비행궤적 해석을 위하여 식 (2)와 같이 사거리(x)와 고도(y)를 고려한 운동방정식을 사용하였다. 좌표축 및 발사체에 작용하는 힘은 그림 3에 나와 있으며 여기서 u 는 x 방향의 속도이고 w 는 y 방향의 속도이다.

$$\dot{u} = \frac{T}{m} \cos(\gamma + \alpha) - \frac{L}{m} \sin \gamma - \frac{D}{m} \cos \gamma \quad (2)$$

$$\dot{w} = \frac{T}{m} \cos(\gamma + \alpha) + \frac{L}{m} \cos \gamma - \frac{D}{m} \sin \gamma - g$$

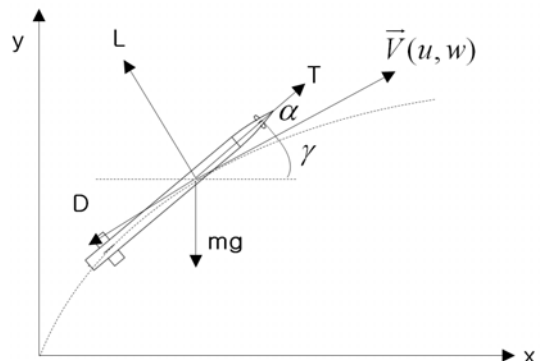


그림 3. 미사일에 작용하는 힘 및 좌표축

여기서

α : 받음각

m : 질량

D : 항력 L : 양력, T : 추력, g : 중력가속도

$$\gamma = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (-90^\circ < \gamma < 90^\circ)$$

$$\vec{V} = (u, w), \quad V = \sqrt{u^2 + w^2}$$

이다.

하강 시에는 식 (2)의 운동방정식에 최대 양항비를 갖는 Trim 조건을 추가하여 중추 방향의 자세를 고려할 수 있도록 프로그램을 구축하였다. 최대 양항비를 갖는 Trim 조건 해석은 그림 4와 같이 각 받음각에 따른 피칭모멘트가 0이 되는 커나드 변위각을 계산한 후 그때의 양항비를 계산하고 다항식 회귀(Polynomial Regression Analysis)를 이용하여 최대 양항비를 갖는 Trim 받음각 및 커나드 변위를 찾았다. Trim 조건 해석을 통해 찾은 최대 양항비를 갖는 조건의 공력 해석 결과가 운동방정식에 다시 적용될 수 있도록 하였다.

추력 비행 시의 추력 및 질량은 시간 변화에 따라 값이 변화되도록 설계하였다. 고도에 따른 대기조건 변화는 표준대기표 및 표준대기 계산식을 적용하여 설계하였으며 동압, 마하수, 레이놀즈수 등을 계산할 때 이용하였다[8]. 양력, 항력 등의 공기역학적 계수들은 비교적 빠른 시간에 공력해석 결과를 얻을 수 있는 반실험적 기법을 이용한 공력계수 계산용 프로그램인 Missile DATCOM을 이용하였다[9-10]. 사거리에 영향을 미치는 기저항력(Base Drag) 계산의 정확도를 높이기 위하여 추력이 있을 경우(Power-on)와 추력이 없을 경우(Power-off)를 고려한 공력계산이 수행될 수 있도록 시스템을 구축하였다.

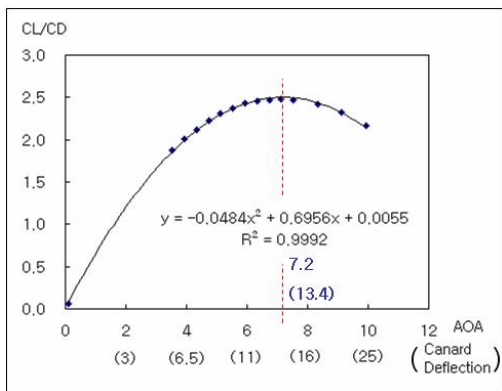


그림 4. 최대 양항비 계산 방법

최적화시 형상변화에 따른 효율적인 비행궤적 해석이 가능할 수 있도록 공력 데이터베이스 구축 없이 각 시간 단계마다 효율적으로 비행궤적 해석이 가능한 프로그램을 설계하였다. 이를 위해 매 시간 단계마다 앞서 설명한 공력계수 계산용 프로그램을 이용하여 양력 및 항력을 계산한 후 운동방정식을 계산하고 그때의 마하수와 고도를 다시 전산 프로그램에 다시 적용하여 다음 시간 단계의 운동방정식을 계산하였다. 이때 운동방정식의 계산은 4계 Runge-Kutta법을 이용하여 계산하였다.

2.2 공력해석 프로그램

효율적인 공력 형상설계를 위해서는 미사일 주위의 유동장에 대한 올바른 해석과 양력, 항력 등의 공기력에 대한 정확한 계산이 선행되어야 한다. 공력해석 방법으로는 풍동실험(Wind Tunnel Test), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 이론을 통한 공력해석 및 이론과 경험식을 이용한 반실험적 기법(Semi-Empirical Method) 등이 있다. 본 연구에서는 형상변화와 비행 전 구간에 대한 공력해석이 필요하므로 많은 시간이 소요된다. 따라서 여러 방식의 공력해석 방법 중 시간 대비 계산효율이 높은 반실험적 기법을 선택하였다[11].

Missile DATCOM은 반실험적 기법을 이용하여 부분합성법(Component Build-up)을 토대로 각 부분별 간섭효과를 고려하여 다음과 같은 식 (3)을 이용하여 공력해석을 수행한다.

$$C_A = C_{A_{BODY}} + C_{A_{WING}} + C_{A_{TAIL}}$$

$$C_N = C_{N_B} + C_{N_{W(B)}} + \Delta C_{N_{B(W)}} + C_{N_{T(B)}} + \Delta C_{N_{B(T)}} + C_{N_{T(V)}} \quad (3)$$

$$C_M = C_{M_B} + C_{M_{W(B)}} + \Delta C_{M_{B(W)}} + C_{M_{T(B)}} + \Delta C_{M_{B(T)}} + C_{M_{T(V)}}$$

여기서

C_A : Axial force coefficient.

C_N : Total normal-force coefficient.

C_M : Total pitching moment coefficient.

C_{N_B} : Normal-force coefficient of body alone.

$C_{N_{W(B)}}, C_{N_{T(B)}}$: Normal-force coefficient of wing or tail in presence of body.

$\Delta C_{N_{B(W)}}, \Delta C_{N_{B(T)}}$: Additional normal-force coefficient on body due to presence of the wing or tail.

$C_{N_{T(V)}}$: Negative normal-force coefficient component on tail due to wing or canard-shed vortex.

C_{M_B} : Pitching moment coefficient of body alone.

$C_{M_{W(B)}}$, $C_{M_{T(B)}}$: Pitching moment coefficient of wing or tail in presence of body.
 $\Delta C_{M_{B(W)}}$, $\Delta C_{M_{B(T)}}$: Additional Pitching moment coefficient on body due to presence of the wing or tail.
 $C_{M_{T(W)}}$: Additional Pitching moment coefficient on tail surface caused by wing-shed vortices.
 이다.

이 기법은 각 부분별 구성요소의 공력해석 뿐만 아니라 전체의 공력해석에도 적용되며 비교적 정확하고 빠른 해석결과를 얻을 수 있다는 장점이 있다[12].

2.3 최적화 시스템 구축

앞에서 구축한 비행궤적 해석 시스템과 최적화 기법을 연계하여 사거리 최대화를 위한 형상 최적화 시스템을 설계하였다. 해석시간을 단축하기 위하여 최적화 기법 중 하나인 반응 표면법(Response Surface Method : RSM)을 이용하여 그림 5와 같이 최적설계 시스템을 설계하였다 [13-14].

실험계획법(DOE)으로는 Latin Hypercube Sampling(LHS)을 이용하였고 이를 이용하여 실험점을 선정한 후 비행궤적을 해석하여 반응면을 구성하였다. 또한 실험점에 대한 비행궤적 해석 시 병렬처리를 통해 해석시간이 단축될 수 있도록 시스템을 구축하였다.

그림 5는 최적설계 시스템의 개념도이다. 최적설계 시스템은 비행궤적 해석 부분과 최적화 부분으로 나누어져 있다. 비행궤적 해석 부분은 공력 해석 모듈, 운동방정식 해석 모듈, 최대 양항비를 갖는 Trim조건을 찾는 해석 모듈로 구성되어 있다. 최적화 부분은 LHS을 이용한 DOE 모듈과 회귀식을 이용하여 각 실험점에 대한 비행궤적 해석 결과를 반응면으로 구성하는 RSM 모듈, 반응면에서 최적점을 찾는 Design Optimization Tool(DOT)

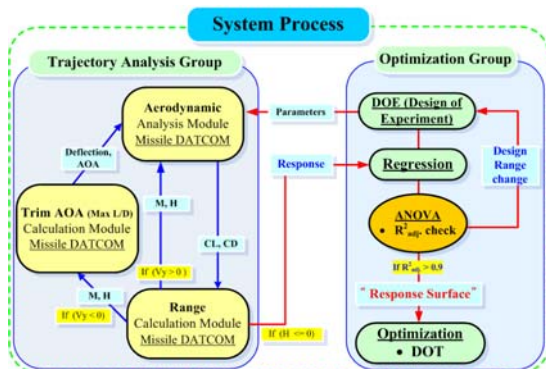


그림 5. 사거리 최대화를 위한 형상 최적화 시스템

모듈로 구성되어 있다. 앞서 언급한 최대 양항비로 비행궤적을 해석할 수 있는 비행궤적 해석 시스템과 형상 최적화가 가능한 최적화 시스템을 연계하여 비행 전 구간에 대한 사거리 최대화를 위한 형상 최적화 시스템을 구축하였다.

3. 사거리 최대화를 위한 형상 최적설계

본 연구에서는 발사 시스템 및 구조적 문제 등의 초기 요구조건에 따라 그림 6과 같은 형상에 대해 커나드와 테일핀의 설계범위를 설정하여 형상 최적화를 수행하였다. 제약조건으로는 안정성 및 조종성을 고려하여 비행 전 구간에 대해 적절한 범위의 정적 여유를 갖도록 하였다. 이때 사용된 커나드의 배치는 x자 형태이고 테일핀의 배치는 +형태이다.

3.1 최적화 문제의 정식화

사거리 최대화를 위한 형상 최적화를 위해 목적함수, 설계변수, 제약조건을 다음과 같이 정의하였다.

- 목적함수(Objective Function)

목적함수 Obj.(X): 최대 사거리

목적함수는 미사일의 최대 사거리이다. 최적해를 구하기 위하여 유도 조종시의 비행궤적을 각 실험점에 대해 해석하였다. 로켓의 발사지점부터 최대 고도까지는 커나드의 조종이 없고 최대 고도에서 부터 매 시간 단계 마다 커나드 변위 15° 이내에서 최대 양항비 조건을 찾아 그 조건에서 비행하는 것으로 사거리를 계산하였다. 커나드의 변위를 15°로 결정한 이유는 커나드 구동기의 최대 변위가 20°로 조종 여유를 갖기 위해서이다. 또한



그림 6. 해석 모델 및 커나드, 테일핀의 설계 범위

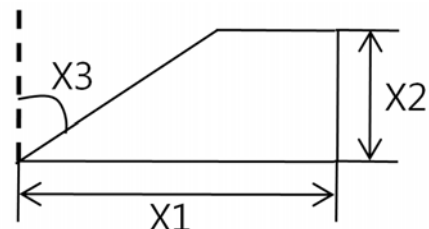


그림 7. 커나드 및 테일핀의 설계변수

커나드의 구동기가 공력 하중을 견딜 수 있어야 함으로 최대 힌지, 벤딩 모멘트를 고려하여 결정되었다.

▪ 설계변수(Design Variable)

설계변수는 그림 7과 같이 커나드와 테일핀의 형상 변수들로 커나드 및 테일핀의 각 Root Chord 길이, Span 길이, 후퇴각(Sweep Back Angle)으로 6개이다. 설계범위는 표 1과 같고 Root Chord 및 Span은 각각의 길이를 동체의 지름으로 나눈 값(Length/Body Diameter)인 Caliber(cal)로 나타내었다.

▪ 제약조건(Constraint Condition)

제약조건은 커나드와 테일핀 형상에 따른 조종성과 안정성을 고려한 최대, 최소 정적 여유(Static Margin : SM)로 선정하였다.

$$0.1(cal) \leq SM \leq 3.0(cal)$$

그 이유는 유도 조종이 없을 시, 정적 여유가 없으면 미사일의 종축 안정성을 확보할 수 없게 되고, 유도 조종이 있을 경우, 정적 여유가 너무 크면 유도 조종 성능이 저하될 수 있기 때문이다. 정적 여유는 비행체적 해석부분의 공력해석 모듈에서 비행 전 구간에 대해 계산하였다. 정적 여유의 값은 무게 중심에서부터 공력 중심까지의 거리를 동체 직경으로 나눈 값(cal)이며 최적화 부분에서는 다음과 같이 제약조건을 설정하였다.

$$\text{제약조건 } G1(X): -SM + 0.1 \text{ cal} \leq 0$$

$$\text{제약조건 } G2(X): SM - 3.0 \text{ cal} \leq 0$$

3.2 반응면 생성 및 최적화 결과

반응모델은 2차 다항식(Quadratic)의 형태를 적용하였다. 실험점 개수는 설계변수 6개에 대하여 Latin Hypercube Sampling(LHS) 방법으로 100개의 실험점을 생성하였다. 100개의 실험점 중에서 정적 여유가 없는 부적합한 24개의 실험점을

표 1. 커나드 및 테일핀의 설계 범위

커나드					
Root Chord 길이 비(cal)		Span 길이 비(cal)		후퇴각	
Lower	Upper	Lower	Upper	Lower	Upper
0.440	0.648	0.220	0.377	0°	55°

테일핀					
Root Chord 길이 비(cal)		Span 길이 비(cal)		후퇴각	
Lower	Upper	Lower	Upper	Lower	Upper
0.93	1.41	0.59	0.68	0°	55°

표 2. 반응면의 적합도

	목적 함수	제약조건(G1)	제약조건(G2)
적합도(R ² _{adj})	0.93	0.99	0.93

표 3. 최적화 결과

	목적 함수	제약조건(G1)	제약조건(G2)
최적화 결과	145 km	0.11	2.66
시스템 결과	143 km	0.21	2.76

제외하고, 76개의 실험점으로 반응면을 생성하였다. 목적함수와 제약조건(G1, G2)에 대해 각각의 반응면을 생성하였으며 적합도는 표 2와 같다.

생성된 반응면을 이용하여 최적화를 수행하였다. 최적화는 상용 프로그램인 DOT의 수정 유용 방향법(Modified Method of Feasible Directions)을 사용하였다. 최적화 결과, 사거리는 145km이고 최소 정적 여유와 최대 정적 여유는 각각 0.11(cal), 2.66(cal)이었다. 최적화 결과를 검증하기 위하여 최적점을 비행체적 해석 프로그램에 다시 입력하여 확인하여 보았다.

검증 결과 표 3과 같이 사거리는 143km, 최소 정적 여유와 최대 정적 여유는 0.21, 2.76으로 목적함수인 최대 사거리가 약 1.39%의 오차를 가졌다. 이는 그림 8과 같이 실제 함수를 근사화하여 최적점을 찾는 반응 표면법의 특성에 의해 나타난 결과의 오차이다.

그림 9는 최적형상으로 커나드, 테일핀 각각의 Root Chord 길이, Span 길이를 기준 길이로 나눈 길이비로 나타내었다. 커나드에 대해서는 하강 비행 시 Trim 받음각을 크게 하여 양력을 증가시키기 위하여 최대면적이 되었고 테일핀에 대해서는 정적 여유의 제한 조건을 만족하면서 항력 최소화 및 양항비 최대가 될 수 있는 적절한 형상 및 면적을 갖는 것으로 계산되었다.

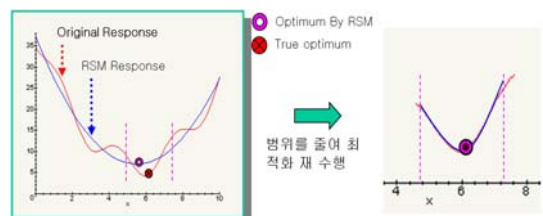
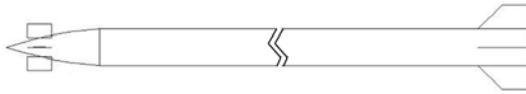


그림 8. 반응 표면법(RSM)



커나드			테일핀		
Root Chord 길이비	Span 길이비	후퇴각	Root Chord 길이비	Span 길이비	후퇴각
0.648	0.377	0°	1.339	0.628	45.8°

그림 9. 최적 형상



커나드			테일핀		
Root Chord 길이비	Span 길이비	후퇴각	Root Chord 길이비	Span 길이비	후퇴각
0.649	0.377	5.9°	1.312	0.565	12.7°

그림 11. 양항비 최대화 최적형상

4. 결과 비교 및 분석

본 연구에서는 상승 시는 항력을 줄이고, 하강 시는 양항비를 크게 하여 사거리를 최대로 할 수 있는 형상을 최적화를 통해 도출하였다. 결과의 타당성을 확인하기 위하여 항력 최소화를 통한 사거리 연장과 양항비 최대화를 통한 사거리 연장을 각각 수행하여 형상차이 및 사거리를 비교하였다. 항력 최소화는 비행 전 구간에서 유도 조종이 없는 무유도 최적화이며 양항비 최대화는 상승시를 제외하고 특정 고도 및 초기 비행속도에서 활공 시 최대 양항비 조건으로 비행하였을 경우의 사거리를 이용하여 최적화를 수행한 결과이다. 제한 조건, 설계 범위 등은 모두 동일하게 두고 해석을 수행하였다.

4.1 항력최소화

목적함수 Obj.(X): 최대 사거리(항력 최소화)

무유도 사거리 최대화를 위해서는 항력이 가장 작은 형상이어야 한다. 즉 항력이 최소화가 되기 위해서는 비행 전 구간에 대한 커나드와 테일핀의 항력이 최소가 되는 형상이어야 한다. 설계범위 내에서 가능한 한 면적을 최소로 가지며 후퇴각의 효과로 조파 항력이 최소가 되는 형상이 무유도 최적화의 최적형상이 될 것으로 판단된다. 그림 10은 항력 최소화를 통한 무유도 최적 형상으로 커나드는 설계범위 안에서 가능한 한 면적이 최소화됨과 동시에 조파항력이 최소화



커나드			테일핀		
Root Chord 길이비	Span 길이비	후퇴각	Root Chord 길이비	Span 길이비	후퇴각
0.624	0.367	55°	1.312	0.565	55°

그림 10. 항력 최소화 최적형상

되는 형상으로 나타났고 테일핀은 정적 여유를 가지면서 제약조건을 만족하는 면적에 조파항력이 최소화되는 형상으로 나타났다.

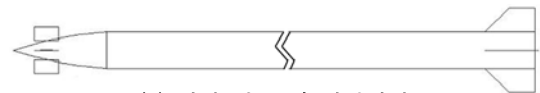
4.2 양항비 최대화

목적함수 Obj.(X): 최대 사거리(양항비 최대화)

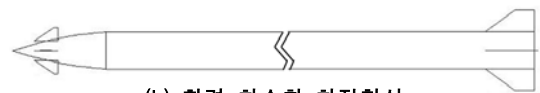
양항비 최대화의 경우 특정 고도와 초기 속도에서 활공하여 지면에 도달하는 시점까지의 거리를 목적함수로 하여 최적화를 수행하였다. 그림 11은 양항비 최대화의 최적형상이다. 양항비가 최대가 되기 위하여 커나드의 면적을 키워 양력을 증대 시켰으며 약간의 후퇴각이 나타나 조파항력을 감소시켰다. 이는 유도 조종 시 Trim 받음각이 크게 되어 양력이 커질 수 있는 방향으로 나타났으며 이에 더해 약간의 후퇴각이 생성되어 조파항력을 줄여 최대 양항비가 될 수 있는 형상을 나타내었다. 테일핀의 경우 또한 면적이 증가하여 양력이 증가되는 방향으로 나타났으며 약간의 후퇴각이 생성되어 조파 항력을 줄여 전체 양항비가 최대가 될 수 있는 형상으로 나타났다.

4.3 결과 비교

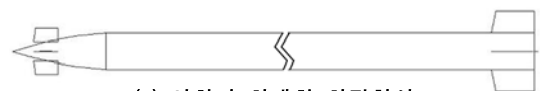
그림 12는 (a) 비행 전 구간에 대한 최적화 형상, (b) 항력 최소화를 통한 최적화 형상, (c) 양



(a) 비행 전 구간 최적형상



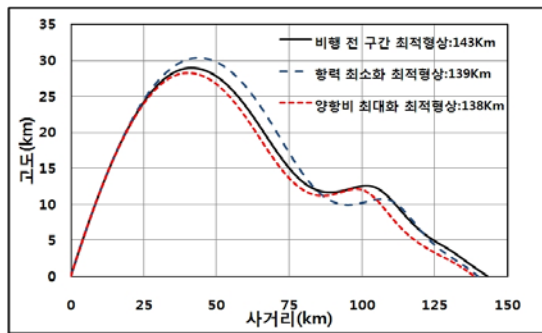
(b) 항력 최소화 최적형상



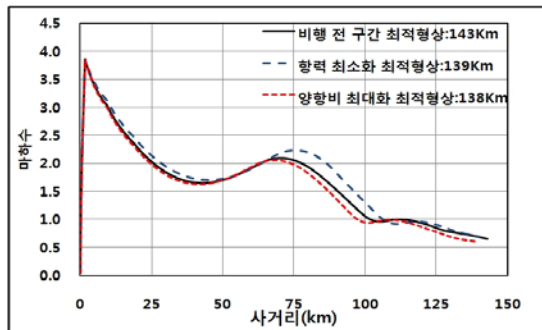
(c) 양항비 최대화 최적형상

그림 12. 최적화 조건에 따른 최적형상 비교

항비 최대화를 통한 최적화 형상을 비교한 그림이다. 그림 13은 각 최적 형상들을 같은 비행조건으로 비행궤적 해석을 수행하여 비교한 결과 그래프이다. 상승 시에는 조종 없이 탄도비행을 하고 최고점에 도착 한 이후부터 매 시간 단계마다 커나드 변위 15° 이내에서 최대 양항비 조건을 찾아 그 조건에서 비행하는 것으로 비행궤적을 해석하였다. 결과와 같이 항력 최소화 형상은 상승 시 항력이 제일 작으므로 높은 고도까지 도달할 수 있었지만 활공 시에는 커나드 및 테일핀의 면적이 작아 양항비가 작으므로 활공거리가 작게 나타났다. 반면 양항비 최대화 형상의 경우에는 활공 시에는 양항비가 최대화되어 사거리 연장효과가 크지만 상승 시에 항력이 증가되어 항력 최소화의 최대 사거리 보다 오히려 작은 사거리를 가졌다. 비행 전 구간에 대한 사거리 최대화의 경우에는 비행궤적 해석결과와 같이 최대 고도는 항력 최소화 형상과 양항비 최대화 형상의 중간 정도이지만 가장 긴 사거리를 가지는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 사거리 최대화를 위해서는 비행 전 구간에 대한 항력 최소화와 동시에 양항비 최대화가 적절히 이루어져야 함을 확인할 수 있었다.



(a) 비행궤적 변화



(b) 마하수 변화

그림 13. 최적화 조건에 따른 비행궤적 비교

III. 결 론

본 연구에서는 지대지 유도 미사일의 사거리 최대화를 위한 형상 최적화에 대해 연구하였다. 이를 위해 비행궤적 해석 시스템과 최적화 시스템을 연계하여 비행 전 구간에 대한 유도 미사일의 사거리 최대화를 위한 형상 최적화 시스템을 구축하였다. 비행궤적 해석 시스템에서는 효율적인 비행궤적 해석을 위하여 반실험적 기법을 이용한 공력해석 프로그램인 Missile DATCOM을 직접 연결하여 운동방정식을 효율적으로 해석할 수 있도록 하였다. 또한 최대 양항비를 갖는 Trim 조건 계산 모듈을 추가하여 활공비행 전 영역에서 최대 양항비 조건으로 비행하도록 하였다. 최적화 시스템에서는 Response Surface Method(RSM) 기법을 적용하여 해석시간을 단축하였다.

본 연구에서 구축한 사거리 최대화를 위한 형상 최적화 프로그램을 이용하여 커나드 유도 미사일에 대해 형상 최적화를 수행하여 비행 전 구간에 대한 형상 최적화, 항력 최소화를 통한 형상 최적화, 양항비 최대화를 통한 형상 최적화를 각각 수행하여 경향성을 파악하였다. 해석결과 상승 시에는 항력이 작고 하강 시에는 양항비를 크게 하는 형상이 사거리가 최대가 되는 최적형상으로 나타났다.

본 연구를 통해 사거리 최대화를 위한 형상 최적화 시스템을 구축하였고 비행 전 구간에 대한 형상 최적화를 통해 사거리 최대화가 이루어짐을 확인할 수 있었다. 본 연구에서 구축된 최적화 시스템은 해석시간이 비교적 빠르고 효율적이기 때문에 초기 개념설계 및 사거리 연장을 위한 형상 최적화에 유용할 것이라 판단된다. 또한 본 연구의 최적화 시스템은 설계변수의 추가 및 제약조건의 재설정 등이 용이함으로, 설계변수의 추가(예: 발사각, Boat-tail 등) 및 제약조건 추가(예: 커나드의 힌지 및 밴딩 모멘트 등)를 통해 다른 조건의 미사일 형상 최적화에도 유용할 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 (주)한화와 한국학술진흥재단 중점 연구소(KRF-2008-005-J01002)의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 최경용, 진재현, 탁민제, 윤성준, 변우식, "유도무기의 공력형상 설계를 위한 최적화 기

법", 한국항공우주학회지, 제21권 제10호, 1993.6, pp. 98-107.

2) 이상길, 이동현, "하이브리드탄의 항력 및 유동해석", 한국군사과학기술학회지, 제3권, 제2호, 2000.12.

3) Eugene L. F., *Tactical Missile Design*, AIAA Education series, 2001.

4) Anderson, M. B., Burkhalter, J. E. and Jenkins, R. M., "Missile Aerodynamic Shape Optimization Using Genetic Algorithms", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 37, No. 5, 2000.

5) Al-Garni, A. Z., Kassem, A. H. and Abdallah, A. M., "Aerodynamic-Shape Optimization of Supersonic-Missiles Using Monte-Carlo", *International Review of Aerospace Engineering*, Vol. 1, No. 1, 2008.

6) Tekinalp, O. and Bingol, M., "Simulated Annealing for Missile Optimization: Developing Method and Formulation Techniques", *Journal of Guidance, Control and dynamics*, Vol. 27, No. 4, 2004.

7) Foster, N. F. and Dulikravich, G. S., "Three-Dimensional Aerodynamics Shape Optimization using Genetic and Gradient

Search Algorithms", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 1, 1997.

8) Kuethe, A. M., Chow, C. Y., *Foundation of Aerodynamics*, John Wiley & Sons, Inc., pp. 531~533.

9) Blake, W. B., *Missile DATCOM User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision*, USAF, 1998.

10) Vukelich, S. R., Stoy, S. L., Burns, K. A., Castillo, J. A., and Moore, M. E., *Missile DATCOM Volume I-Final Report*, AFWAL-TR-86-3091, 1988.

11) 양영록, 이진희, 김문석, 정재홍, 명노신, 조태환, "반실험적 기법 및 CFD 코드를 이용한 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일에 관한 공력해석" 한국항공우주학회지, 제36권 제3호, 2008. 3, pp. 220-228.

12) Moore, F. G., *Approximate Methods for Weapon Aerodynamics*, AIAA, 2000.

13) Jasbir, S. A., *Introduction to Optimum Design*, McGraw-Hill, 1989.

14) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., *Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments*, John Wiley & Sons, 1995, pp. 1-141, 279-401, 462-480.