J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(3), 228-239(2019)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.3.228
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

다분야 설계 최적화 기법을 이용한 단거리 탄도 미사일의 초기형상 설계

진재현[1], 한두희[2], 진재훈[3]

Conceptual Configuration Design of Short Range Ballistic Missiles by Using Multidisciplinary Design Optimization Approach

Jaehyun Jin[1], Duhee Han[2] and Jaehoon Jin[3]
Dept. Aerospace Eng./Center for Aerospace Eng. Research, Sunchon National University[1]
Surface To Surface Missile Systems, Hanwha Corporation Defense R&D Center[2,3]

ABSTRACT

In order to design the conceptual configuration of the short-range ballistic missile, the authors have established an optimization problem considering various aspects such as volume, aerodynamics, propulsion, structure, stability, and flight trajectory. For this purpose, the existing missile cases were analyzed and the design conditions and performance indices were derived. The performance of the whole system was analyzed by integrating each subsystem's model. Through the design example, we analyzed the relationship between various design variables and final performances.

초 록

단거리 탄도 미사일의 개념 형상을 설계하기 위하여, 부피, 공력, 추진, 구조, 안정성, 비행 궤적 등의 다양한 관점을 고려하는 최적화 문제를 정립하였다. 이를 위하여 기존의 미사일 사례를 분석하여, 설계 조건과 성능지수를 도출하였다. 각 서브 시스템의 모델을 통합하여, 전체 시스템의 성능을 분석하였다. 설계 예시를 통하여, 여러 설계변수가 최종 성능에 미치는 관계성을 분석하였다.

Key Words : Short Range Ballistic Missile(단거리 탄도 미사일), Conceptual Configuration Design (개념 수준 형상 설계), Multidisciplinary Design Optimization(다분야 통합 설계 최적화)

† Received : November 24, 2018 Revised : January 29, 2019 Accepted : February 13, 2019
[1] Professor, [2] Senior Research Engineer, [3] Assistant Research Engineer
[1] Corresponding author, E-mail : donworry@scnu.ac.kr, ORCID 0000-0001-7558-6331
ⓒ 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Nomenclature

D	:	직경	ρ_N, ρ_T, ρ_P	:	(노즈, 테일, 추진제) 밀도
f_M	:	로켓 모터 세장비(L_M/D)	W_L, W_W, W_{BS}	:	(발사, 탄두, 구조물) 무게
f_N	:	노즈 세장비(L_N/D)	W_P, W_{MS}, W_{Tail}	:	(연료 , 로켓 구조, 테일) 무게
f	:	전체 세장비(L/D)	W_{ACT}, W_{ETC}	:	(구동, 기타 장비) 무게
c_R, c_T	:	테일의 루트와 팁 코드	AR_T	:	테일 가로세로비
L_{WS}	:	탄두 섹션 길이	x_{cg}, x_{ac}	:	무게중심과 공력중심 위치
m_W, ρ_W	:	탄두 질량과 밀도	M_a, q	:	Mach 수, 동압($0.5\rho_a V^2$)
m_{ETC}, ρ_{ETC}	:	기타 장비의 질량과 밀도	C_A, C_N	:	축력과 수직력 공력계수
D_P	:	추진제의 직경	$C_{N_\alpha}, C_{m_\delta}, C_{m_q}, C_{m_\alpha}$	:	공력 미계수
Isp	:	추진제의 비추력	$I_y, I_{y,i}$	:	피치 축 관성 모멘트
σ_u, E	:	항복 응력과 Young 계수	VF, RF, SF, BSF	:	설계 여유 계수
g	:	중력가속도			

Ⅰ. 서 론

단거리 탄도 미사일은 상대적으로 짧은 거리(200~300km)를 탄도 궤도 방식으로 비행하여 목표물을 타격하는 유도형 미사일이다.

이러한 미사일은 일회성으로 짧은 시간을 비행하지만, 구조, 공력, 추진, 비행제어, 궤적 설계 등이 포함되는 복잡한 시스템이며, 개발에 많은 시간과 비용이 소요된다. 미국의 ATACMS는 1986년에 개발된 것으로, 개량을 통하여 현재에도 많이 사용하고 있다. 이처럼 개발에 성공하고 성능이 좋으면 오랫동안 재사용하기 때문에, 잘 설계된 원형을 개발하는 것은 매우 중요하다.

미사일 형상 설계와 관련된 사례를 간단하게 정리하였다. Choi 등[1]은 공대공 유도 미사일의 형상 설계와 제어 성능을 결합한 최적화 설계기법을 제시하였다. 공력설계와 제어 설계를 통합하여 기동성능에 유리한 형상을 도출하였다. Yang 등[2]은 카나드 제어 지대지 미사일의 사거리가 최대가 되는 공력 형상을 설계하였다. 상승에서는 항력을 최소화하고 하강에서는 양항비를 최대화하는 개념을 제시하였다. Bae 등[3]은 공력 해석과 레이다 반사 면적 해석을 통합하여, 피탐 가능성을 줄일 수 있는 공대지 미사일을 설계하는 사례를 제시하였다.

설계는 어떤 형태든지 최적화 개념이 적용된다. 대안중에 더 좋은 것을 선택하는 것이 설계의 기본 원리이기 때문이다. 한편, 복잡 시스템의 설계방법론으로 다분야 통합 설계 최적화를 적용하는 사례가 증가하면서[4-6], 미사일에도 적용하였다. Lee 등[7]은 다분야 통합 설계기법을 이용하여 순항 미사일의 형상을 최적화하는 사례를 제시하였는데, 기본적인 미사일 구성(공력, 무게, 성능, 엔진 등)에 더하여 데이터 반사 면적을 고려하여, 발사 무게를 최소화하였으며, Choi 등[8]은 공중발사 액체연료 로켓의 개념 형상을 설계하였다. Ahuja 등[9]은 액체 로켓에 제트 엔진을 결합한 탄도 미사일의 개념설계 최적화 방법을 제시하였는데, 최적화를 위하여 genetic 알고리듬을 사용하였다[10].

미사일과 비슷한 우주발사체 설계에도 MDO 기법이 적용된 사례가 많은데, 설계 과정과 최적화 방법론을 참고할 수 있다. Villanueva 등[11]은 100 kgf의 소형 위성을 600 km 고도에 진입시키는 우주발사체를 설계하는데, 타국의 탄도 미사일용 고체 로켓 모터를 활용하는 문제를 다루면서, 다분야 통합 최적화 기법을 사용하였다. Zakeri 등[12]은 우주발사체 상단을 설계할 때, 기존의 사례를 분석하여 유상하중과 상단무게와의 관계 등을 도출하여 활용하였다. 최종 성능으로 총무게와 양항비를 설정하였으며, 각 서브 시스템의 최적화 문제를 잘 정리하였다.

본 논문에서는, 단거리 탄도 미사일의 개념 형상 설계에 대한 연구결과를 제시한다. 연구 목표는 수요자의 요구조건을 만족할 수 있는 형상을 신속하게 탐색하는 도구를 개발하는 것이다.

초기 개념 탐색 단계이지만 서브 시스템의 모델링과 통합 수준에 따라 시스템의 성능 예측이 더 정확해질 수 있으며, 여러 성능에 대한 균형 잡힌 형상을 개발할 수 있다. 여러 분야의 최근 설계 방법을 참고하여 서브 시스템 간의 상호작용 효과를 고려하였으며, 다음의 주요한 연구결과를 제시하며, 이것이 본 논문의 기여사항이다.

● 사례 분석을 통하여 설계 조건과 성능지수를 도출하였다. 이 성능지수(Figure of Merit)는 탄두 무게, 발사 무게, 사거리를 통합한 것이다.
● 해석을 통하여, 최종 위치 정확도와 관련된 기동성 계수를 제시하였다.
● 서브 시스템을 통합하여, 전체 시스템의 성능 분석 모델을 수립하였다. FM과 기동성 계수를 최적화하는 설계를 수행하였다.
● 여러 설계변수가 최종 성능에 미치는 관계성을 분석하였다.

II. 사례 분석

실전 배치된 미사일의 형상을 분석하면, 중요한 설계 데이터를 얻을 수 있다. 그래서 인터넷을 이용하여 30여 사례를 분석하였다[13,14]. 대상은 고체 연료와 1단으로 한정하였다. 주요 성능으로, 탄두 무게, 발사 무게, 사거리(R)를 사용하는데, Fig. 1에 사거리와 탄두 무게비를 나타내었다. 데이터는 우측으로 내려가는 경향을 보이는데, 탄두가 가벼울수록 사거리가 늘어나는 상식적인 내용과 일치한다.

앞의 세 성능을 조합하여, 탄도 미사일의 성능지수(Figure of Merit)로 다음을 제안한다.

$$FM = \frac{\text{탄두 무게}(kgf) \times \text{사거리}(km)}{\text{발사 무게}(kgf)} \quad (1)$$

조사한 소형 탄도탄(2000 kfg 이하)의 FM은 25~40 정도가 일반적인 값이다.

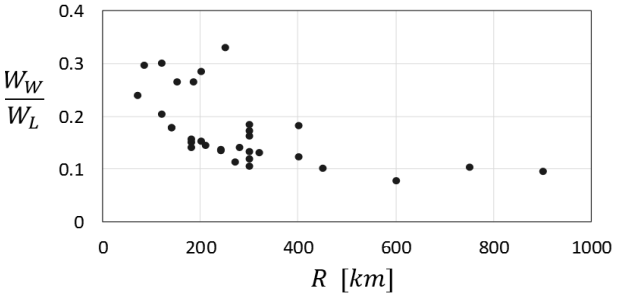

Fig. 1. Warhead ratio versus range

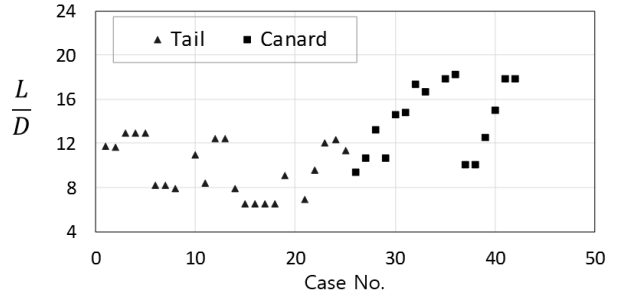

Fig. 2. Fineness comparison

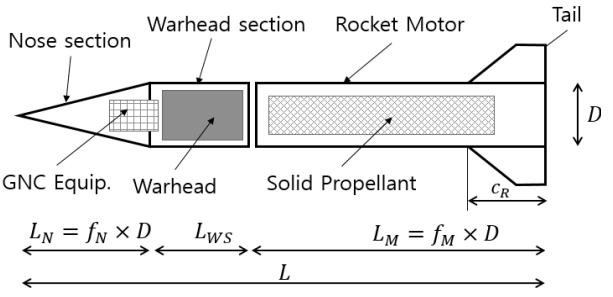

Fig. 3. Inner structure of a missile

세장비(fineness, f)는 공력 특성에 영향을 미치는 주요 요인인데, 테일 형상은 이 값을 $6 < f < 13$으로 설계한다(Fig. 2). 카나드 형상은 이보다 큰 값을 가진다.

III. 서브 시스템 설계

Figure 3은 탄도 미사일의 개념적인 구조이다. 로켓 모터는 독립된 모듈로 뒷부분에 장착되며, 직경은 앞부분과 같다. 날개나 카나드 없이, 테일이 장착된 형상만 고려한다.

2차원 평면 운동을 가정하여 설계를 수행하였고, 자세 운동도 피치만 고려한다.

설계 과정은 Fig. 4에 제시하였는데, 탄두 무게와 사거리가 사용자의 주된 요구사항이며, 최소 발사 무게 혹은 최대 FM 형상을 찾는다. Fig. 4의 설계 과정에 맞추어 다음 절(3.1~3.7)에서 상세한 내용을 제시한다.

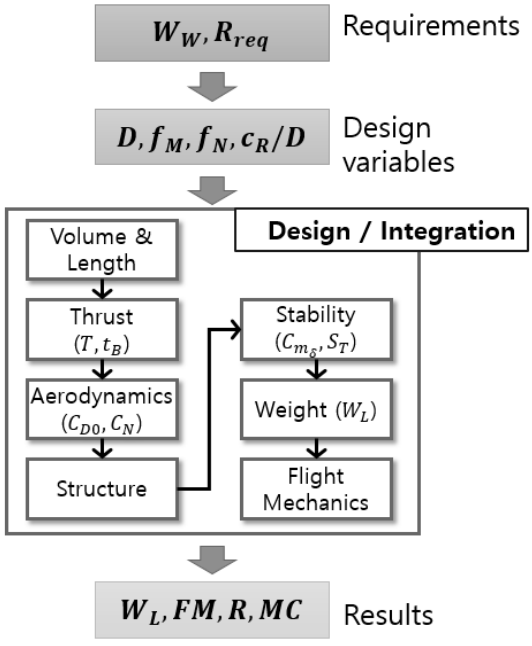

Fig. 4. Design flow

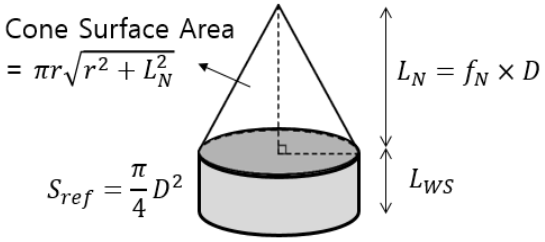

Fig. 5. Nose and warhead section volume

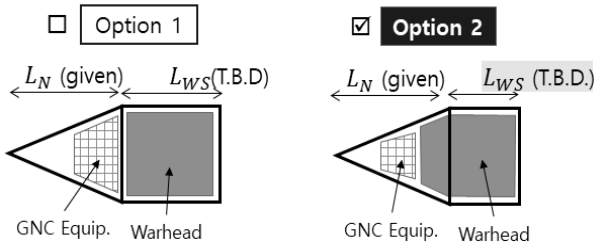

Fig. 6. Two options to design volume

3.1 필요 체적 설계

탄두와 GNC 등의 기타 장비에 필요한 공간을 위하여, 노즈(nose)와 탄두 섹션의 크기를 결정한다(Fig. 5 참고). 이때 두 가지 방법이 가능한데(Fig. 6 참고), 탄두를 위한 전용 공간을 만드는 방법(좌측)과 탄두의 형상을 공간에 맞추는 방법(우측)이 있는데, 여기에서는 우측의 방법을 사용한다.

필요한 부피는 탄두와 기타 장비의 물질 특성에 의해 결정되며, 설계부피는 설계변수(f_N과 D)와 탄두 섹션 길이 L_{WS}에 의해 결정된다.

$$V_{req} = VF \times \left(\frac{m_W}{\rho_W} + \frac{m_{ETC}}{\rho_{ETC}} \right), \quad VF > 1 \tag{2}$$

$$V_{design} = S_{ref} \left(\frac{1}{3} L_N + L_{WS} \right) \tag{3}$$

노즈 측면이나 상단 등의 활용 불가한 부분 때문에, 필요 부피를 더 크게 조정하는 계수 VF를 고려한다. 그러면 노즈 섹션의 길이 L_{WS}는 다음과 같다.

$$L_{WS} = \frac{V_{req}}{S_{ref}} - \frac{1}{3} L_N = \frac{V_{req}}{S_{ref}} - \frac{1}{3} f_N D \tag{4}$$

이것이 음수이면(노즈의 부피가 요구부피보다 크다는 의미이다.), $L_{WS} = 0$로 한다.

3.2 로켓(추진) 모듈

로켓 모터(R)는 추진제(P)와 구조물(MS)로 구성된다. 추진제 무게는 로켓 모터의 80%로, 추진제 밀도

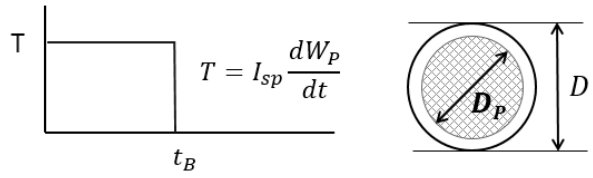

Fig. 7. Thrust profile and rocket section

(ρ_P)와 Isp는 1716 kg/m^3, 250 sec로 가정한다[15, p.211, p.296]. 이때, 추진제와 구조물의 무게는 다음과 같이 추정한다.

$$W_P = g\rho_P \frac{\pi}{4} D_P^2 L_P = g\rho_P \frac{\pi}{4} D^2 L_M \times PF \tag{5}$$

$$W_{MS} = W_P/0.8 - W_P = 0.25\, W_P \tag{6}$$

로켓 모터에 대한 형상 설계변수(D, L_M)를 이용하여 추진제 무게를 추정할 때, 추진제의 단면 형상과 노즐 공간을 고려하여 계수 PF(<1)를 추가하였다.

추진제 단면 형상에 따라 추력 프로파일을 설계할 수 있는데[15, p.204-205], Fig. 7처럼 일정 추력으로 가정한다. 로켓의 단면 형상도 보여주는데, 추진제의 직경은 D_P이다.

연소율(dD_P/dt)은 25.4 mm/s로 일정하다고 가정한다[15, p.202]. 설계변수 D가 주어지면, $D_P = D\sqrt{PF}$로 두고 연소시간 t_B를 계산한다.

$$t_B = \frac{D_P \times 1000}{25.4} \tag{7}$$

다시 $\dot{W}_P = W_P/t_B$를 구하고, 최종적으로 추력 T를 구한다.

3.3 공력 계산

미사일의 기본 형상(길이, 직경, 노즈 세장비, 테일 크기)이 정해지면, DATCOM을 이용하여 공력계수(C_A, C_N)를 계산한다. 이 계수는 특정 받음각과 마하수에 대한 표로 주어지는데, 중간값은 보간법을 이용하여 구한다.

Figures 8, 9는 각각 C_A와 C_N의 사례이다.

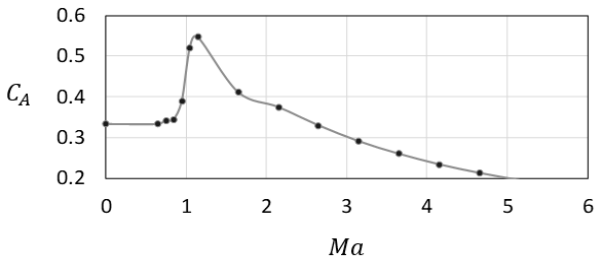

Fig. 8. C_A versus M_a

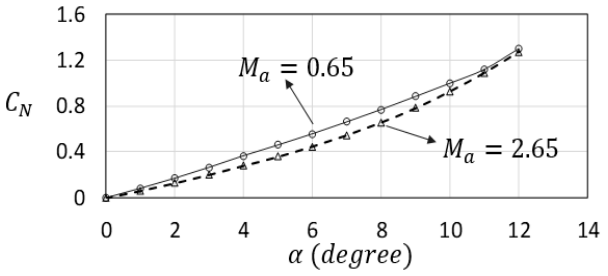

Fig. 9. C_N versus α

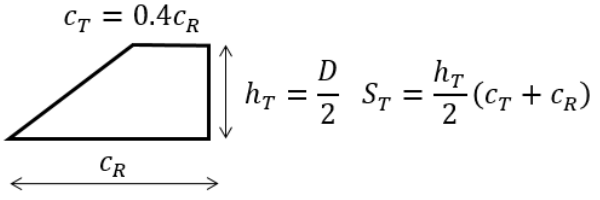

Fig. 10. Basic tail configuration

미사일의 길이는 다음과 같다(Fig. 3 참고).

$$L = f_N \times D + L_{WS} + f_M \times D \tag{8}$$

테일은 Fig. 10의 형태를 기준으로, c_R(테일 루트 코드)값을 조절하여 형상을 결정한다. 팁과 루트 chord 비는 중국의 DF15는 0.48, 러시아의 스커드는 0.42로 추정하는데, 이를 참고하여 0.4로 정했다.

테일이 접힌 상태로 랙(rack)에 보관되는 것을 고려하여, 한쪽 스팬(h_T)은 반경과 같게 두었다. 두께(t_T)는 코드와 스팬을 따라 변하지만, 편의상 일정하게 가정하였다($t_T = 10mm$).

표준대기 모델을 이용하여 고도별 온도와 밀도를 계산하며, 바람은 없다고 가정한다. 축 방향과 수직 방향 공기력은 다음과 같다.

$$A = qC_A S_{ref},\ N = qC_N S_{ref},\ q = \frac{1}{2}\rho_a V^2 \tag{9}$$

3.4 구조 설계

탄두 섹션 구조물(하우징)의 두께는, 여러 가지 조건에서 가장 두껍게 계산된 것을 설계값으로 정한다[15, p.289]. 3가지 조건을 고려하였는데, 압축 응력, 굽힘 모멘트(M), 국부 좌굴이다.

$$SF \times T = 2\pi r t_1 \sigma_u \tag{10}$$

$$M = SF \times 10 W_L L = \pi r^2 t_2 \sigma_u \tag{11}$$

$$t_3 = SF \times 2D\sigma_u / E \tag{12}$$

$$t_{WS} = \max(t_1, t_2, t_3) \tag{13}$$

재료는 알루미늄 합금(AL 2219)을 고려하였으며[15, p.251], $\sigma_u = 455\,MPa$, $E = 73.1\,GPa$ 이다.

노즈는 철(steel)로 제작하며, 공력가열을 견디기 위하여 탄두 섹션보다 더 두껍게 설계한다($t_N = NSF \times t_{WS}$, $NSF > 1$). 노즈와 탄두 섹션 구조물의 무게는 다음과 같다.

$$W_{WS} = g\rho_{WS} \times \pi D L_{WS} t_{WS} \tag{14}$$

$$W_N = g\rho_N \times \pi r t_N \sqrt{r^2 + L_N^2},\ r = D/2 \tag{15}$$

$$W_{BS} = BSF \times (W_{WS} + W_N) \tag{16}$$

BSF는 볼트, 넛트, 브라켓 같은 체결을 위한 부품의 무게를 고려하는 계수이다($BSF > 1$).

3.5 발사 무게 추정

GNC 부품(센서, 컴퓨터 장비 등, W_{ETC})은 미사일의 규모와 상관없이 일정하고, 구동 시스템(W_{ACT})은 규모에 비례하는 경향이 있다. 이들을 포함하여 다음과 같이 발사 무게를 추정한다.

$$W_L = W_W + W_{BS} + W_P + W_{MS} + W_{Tail} + W_{ACT} + W_{ETC} \tag{17}$$

$$W_{Tail} = 4 \times (g\rho_T S_T t_T) \tag{18}$$

$$W_{ACT} = k_{ACT} W_L \tag{19}$$

4개의 테일을 고려하였으며, k_{ACT}, W_{ETC}는 경험적인 방법이나 사례 분석을 통하여 선정한다.

3.6 안정성 및 기동성 분석

비행 궤도는 평면(2차원)으로 한정하며, 피치 채널의 안정성만 고려한다. 다음 식은 안정성을 위하여 필요한 테일의 크기를 결정하는데, 앞에서 설정한(Fig. 10 참고) 테일이 적합한지 판정하는 조건이 된다[15, p.114].

$$S_{T,req} = \frac{C_{N_\alpha,B}}{C_{N_\alpha,T}} \cdot \frac{x_{cg} - x_{ac,B}}{x_{ac,T} - x_{cg}} \cdot S_{ref} \tag{20}$$

$$C_{N_\alpha,B} = 2 \tag{21}$$

$$C_{N_\alpha,T} = \begin{cases} 4/\sqrt{M_a^2 - 1}, & M_a > 1.3 \\ \pi AR_T/2, & M_a < 1.3 \end{cases} \tag{22}$$

$$AR_T = b^2/S_T,\ x_{ac,B} \simeq D,\ x_{ac,T} \simeq L - c_R \tag{23}$$

$$x_{cg} = \left(\sum_i W_i x_i\right) / \left(\sum_i W_i\right) \tag{24}$$

고정익 항공기의 경우, 안정 미계수에 대한 테일의 영향은 다음과 같다[16].

$$C_{m_\delta} = -\eta \frac{(x_{cg} - x_{ac,T}) S_T}{DS_{ref}} \times C_{N_\alpha, T} \tag{25}$$

$\eta = 1$로 두고, 미사일의 기동성을 나타내는 계수(MC, Maneuvering Coefficient)로 식 (26)을 제시한다. 테일 변위에 따른 순간 각가속도로 생각할 수 있다(식 (30) 참고).

$$MC = \frac{1}{I_y}\left[- \frac{(x_{cg} - x_{ac,T}) S_T}{DS_{ref}} \times C_{N_\alpha, T} \right] \tag{26}$$

$$I_y = \sum_i \left[I_{y,i} + m_i (x_{cg} - x_{i,cg})^2 \right] \tag{27}$$

한편, 경로각 γ를 제어하기 위해서 내부적으로 자세각 θ를 제어해야 하며, 자세제어기의 구성은 Fig. 11과 같다[17].

구동기가 충분히 빠르면($\tau \ll 1$), 시스템의 전달함수는 다음과 같다.

$$G(s) = \frac{a C_{m_\delta} K_P}{s^2 + a C_{m_\delta} K_D s + a(C_{m_\delta} K_P - C_{m_\alpha})} \tag{28}$$

$$a = qS_{ref} D / I_y \tag{29}$$

C_{m_δ}가 크면 댐핑이 증가하여 작은 오버슈트와 빠른 정착(settling)에 도움이 된다. 이를 위해 테일의 면적이 크거나 무게중심에서 멀리 떨어져 있어야 하지만, 전체 무게가 증가할 수 있다.

순간 기동 능력과 자세제어 관점에서 C_{m_δ}의 의미를 살펴보았는데, 이 값이 크면 그만큼 빠른 명령 추종이 가능해진다. 목표물에 접근하는 최종 단계에서, 기상 상황이나 기준 속도 변화에 따른 파라미터의 변동은 위치 정확도에 영향을 미친다. C_{m_δ}가 클수록 이 영향이 줄어들어, 정확도가 향상될 수 있다. 그래서 식 (26)에서 제시한 MC를 위치 정확도와 연관 짓고 이를 성능으로 제시한다(Fig. 4 참고).

3.7 비행 궤적 시뮬레이션

비행 궤적은 시뮬레이션을 이용하여 계산하고, 최종 사거리를 도출한다. 기준 궤적은 Fig. 12에 나타낸 것처럼, 가속, 탄도 비행, 활강, 그리고 강하로 이어진다. 탄도 비행에서는 항력을 최소화하기 위하여 받음각을 0으로 유지하며, 나머지 구간에서는 일정한 경로각을 추종한다. 각 구간의 경로각에 따라 비행 궤적이 바뀌어 최종 사거리가 변하기 때문에, 경로각 명령은 최대 사거리를 구하는 문제의 설계변수가 된다. 탄도 비행이 끝나고 사거리 연장을 위한 활강 모드로 변경하는 시점은 고도(h_S)를 기준으로, 강하하는 시점은 속도(V_D)를 기준으로 정한다.

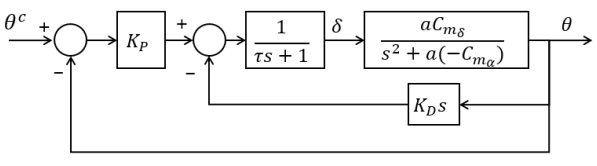

Fig. 11. Pitch attitude control structure

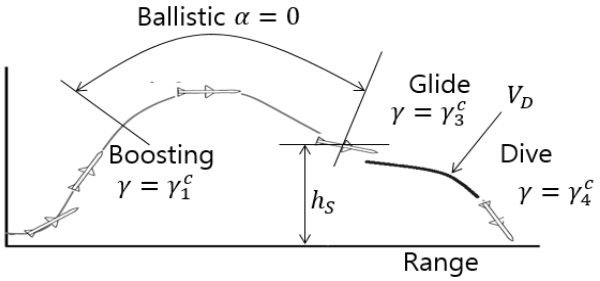

Fig. 12. Reference trajectory and flight mode for simulation

Figure 13은 미사일의 자유 물체도이며, 운동방정식은 식 (30)~(33)과 같다.

$$I_y \ddot{\theta} = qS_{ref} D\left(C_{m_q} \dot{\theta} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\delta} \delta \right) \tag{30}$$

$$\frac{W}{g} \dot{\gamma} V = -A \sin\alpha + N \cos\alpha + qS_{ref} C_{N_\delta} \delta + T \sin\alpha - W \cos\gamma \tag{31}$$

$$\frac{W}{g} \dot{V} = -A \cos\alpha - N \sin\alpha + T \cos\alpha - W \sin\gamma \tag{32}$$

$$\dot{h} = V \sin\gamma, \quad \dot{R} = V \cos\gamma \tag{33}$$

식 (30)을 사용하기 위해서는 제어기 설계가 필요한데, 제어기의 게인 또한 설계변수가 되어야 하며, 이런 경우에 최적 궤적을 구하기 위한 설계변수가 너무 많아지고, 게인 튜닝 등의 노력이 필요하다. 그래서 식 (30)은 사용하지 않고, 식 (31)에서는 $C_{N_\delta}\delta$는

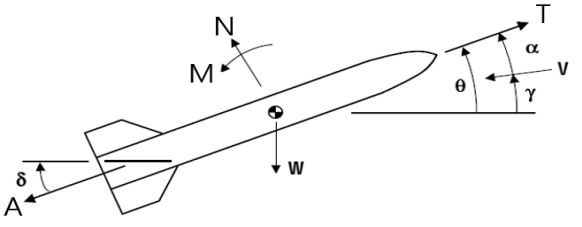

Fig. 13. Freebody diagram for attitude dynamics

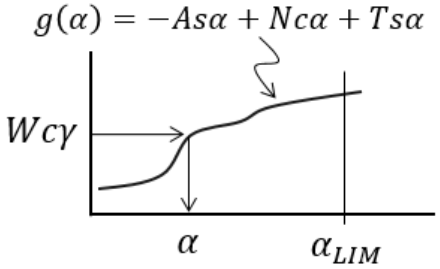

Fig. 14. Finding angle of attack

제외한다. 그 대신, 받음각이나 경로각 명령을 빠르게 추종하는 가상의 제어기가 동작하는 것으로 가정하고, 받음각과 경로각 명령을 설계한다.

탄도 구간에서는 $\alpha = 0$을 유지한다고 가정하며, 이 값을 식 (31)에 대입하여 $\dot{\gamma}$를 계산하고, 이를 적분하여 γ를 갱신한다. 다른 구간에서는 식 (31)에서 좌변을 0으로 두고(준 정상 상태로 가정), 이를 만족하는 받음각을 구한다. 만약 이 값이 한계(α_{LIM})를 넘으면 그 궤적은 비행 불가로 판정하고 제외한다(Fig. 14).

각 구간에서 구한 α, γ를 식 (32)에 대입하여, $\dot{V}$을 구하고 이를 적분하여 V를 갱신한다.

이러한 가정 때문에, 비행 단계의 경로각 연결이 완만하지 않다. 실제 제어기를 사용할 때, 이러한 경로각 명령 추종이 어려워 사거리가 줄어들 수 있다. 그래서 요구 사거리보다 더 큰 값을 구해야 한다.

$$R \geqq RF \times R_{req} \quad (RF > 1) \tag{34}$$

Ⅳ. 설계 예시

4.1 설계 조건 및 파라미터

개발한 프로그램을 테스트하기 위하여 두 가지 미사일과 비교하였다. 두 미사일의 사양을 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Two example missiles

		Case 1	Case 2
Model		MGM-140B (USA)	WS-3A (China)
Type		tail	canard
L	m	4	7.1
D	m	0.61	0.4
L/D	-	6.56	17.75
W_L	kgf	1320	1400
W_W	kgf	160	200
R	km	300	280
FM	km	36.4	40

Table 2. Parameters for design example

parameters	values	parameters	values
VF	1.4	h_S	20 km
SF	1.5	V_D	500 m/s
NSF	1.3	α_{LIM}	12 deg
BSF	1.2	I_{SP}	250
PF	0.7	ρ_N, ρ_T	7869 kg/m^3
RF	1.2	ρ_{WS}	2840 kg/m^3
k_{ACT}	0.03	ρ_W	4000 kg/m^3
W_{ETC}	50 kgf	ρ_{ETC}	ρ_W / 2.34

요구조건은 각 미사일의 W_W와 R이며, 설계에 사용한 파라미터 값을 Table 2에 제시한다.

4.2 경우 1의 요구사항에 대한 설계

4.2.1 설계변수에 따른 설계 해 비교

Figure 15처럼 설계변수($D, f_M, f_N, c_R/D$)를 변화시키면서 각 형상에 대하여 설계 과정을 수행하고 최종 성능(발사 무게, FM 등)을 구했다. 이때, $6 < f < 13$, $R \geqq RF \times R_{req}$, $S_T > S_{T,req}$의 조건을 만족하는 결과만 고려한다.

비행 궤적에 대해서도 같은 방법을 이용하여 최적 궤적 파라미터(경로각)와 사거리를 구했다(Fig. 16). 받음각이 한계를 넘어서면 중단하고 해당 궤적은 제외한다.

```
for D = 0.4, 0.42, ..., 0.56
  for fM = 6.0, 6.2, ..., 10.0
    for fN = 2.5, 2.7, ..., 3.5
      for cR/D = 0.8, 1.0, ..., 1.8

          Design & Integration (Fig. 4)

      end
    end
  end
end
```

Fig. 15. Design variables conditions

```
for γ1 = 40, 50, ..., 70 (deg)
  for γ3 = 0, -1, ..., -5 (deg)
    for γ4 = -10, -13, ..., -28 (deg)

       Flight Simulation (Fig. 12)

    end
  end
end
```

Fig. 16. Flight simulation conditions

이 방법으로 실제(real) 최적해를 구할 수는 없지만, 모든 설계변수에 대해 얻어진 성능을 분석하면 설계변수와의 관련성을 알 수 있다. 개념 탐색 단계이기 때문에, 특정 값 하나를 구하는 것보다 전체적인 경향을 파악하는 것이 더 중요하다.

4.2.2 최대 FM 형상

여러 설계 조건을 만족하면서, 사거리가 360 km 이상($RF \times R_{req}$)인 모든 형상에 대하여, 발사 무게와 FM 값을 Fig. 17에 보였다. 각각의 작은 점은 조건을 만족하는 하나의 형상을 의미한다.

D=0.4부터 요구사항을 만족하는 설계 형상이 존재하는데, 최소 발사 무게와 최대 FM 형상은 D=0.4에서 나타난다. 그 이상에서는, 공기 저항 때문에 FM이 줄어든다. D=0.48부터 설계부피가 요구부피보다 커지는($V_{design} > V_{req}$) 형상이 나타나며(Fig. 17에서 붉은 점으로 표시함), D=0.54 이상부터는 모든 형상의 설계부피가 과도해진다.

이 중에서 FM이 최대인 형상 설계 결과를 Table 3에 정리하였다.

전체 세장비 f가 클수록 항력 계수(C_A)가 줄어들어 FM이 증가하는 경향 때문에, 최적 설계는 대부분 f가 최댓값 13에 가깝다.

노즈의 세장비 f_N이 클수록 항력 계수(C_A)가 줄어들기 때문에, 직경과 f_M이 같은 조건에서는 f_N에 따라서 FM이 증가한다. 상대적으로 f_M에 따른 FM 증분은 크지 않은데, 추력은 커지나 무게의 증가도 무시할 수 없기 때문이다.

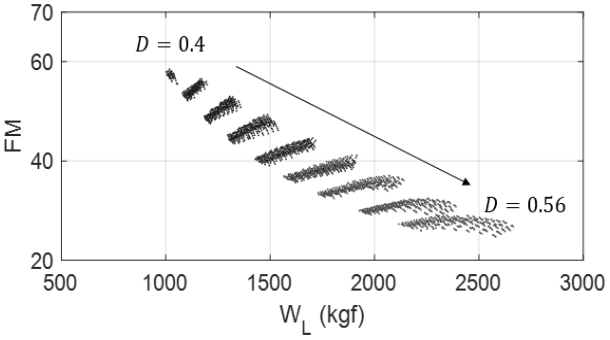

Fig. 17. FM versus W_L

Table 3. Search result for max FM

Best Results	W_L = 1017 kgf R = 372 km, FM=58.5 L = 5.2 m, f = 13.0
Design variables	D = 0.4 m, f_M = 9.0 c_R/D = 0.8, f_N = 3.1
Flight trajectory	(γ_1,γ_3,γ_4)=[50, −3, −19] deg

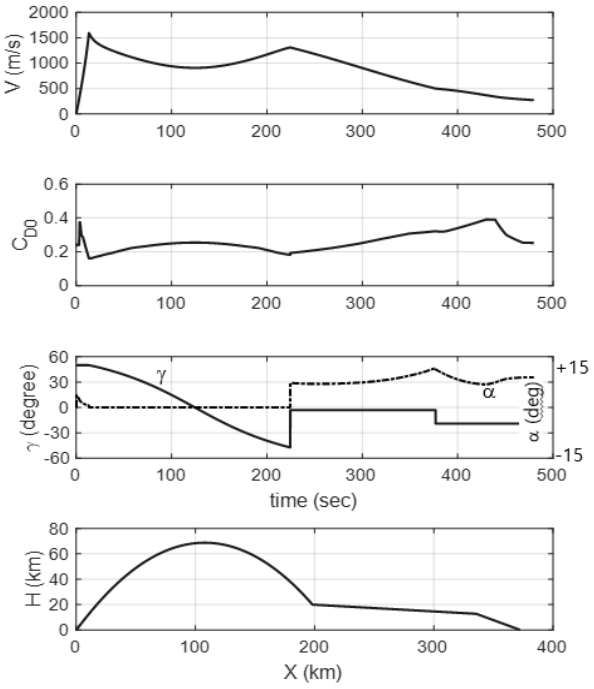

Fig. 18. Flight simulation results

이 설계에 대한 비행 시뮬레이션 결과는 Fig. 18과 같다. 마지막 그림에서, 비행 경로각의 연결이 완만하지 않은 것은, 3.7절에서 언급한 것처럼 제어기를 설계하지 않은 결과이다. 그래서 실제 발생할 수 있는 손실을 고려하여, 사거리가 요구 값보다 20% 이상인 것을 선택하였다(RF=1.2).

서브 시스템 무게의 백분율은 Fig. 19와 같다. 구조물(MS+BS)이 21.6%이다. 참고로 Fig. 17의 D=0.54에서 FM이 최대인 형상(FM=32.5, R=458 km, W_L=2257 kgf)에 대한 서브 시스템 무게 분포는 Fig. 20과 같은데, 구조물(MS+BS)이 23.1%로 큰 차이는 없다. 탄두 무게비의 차이로 FM이 줄어든다. 미사일의 크기에 비례하여 FM이 증가하는 것은 아닌데, 추력과 임펄스가 증가하지만 증가한 항력에 의해 손실이 발생한다.

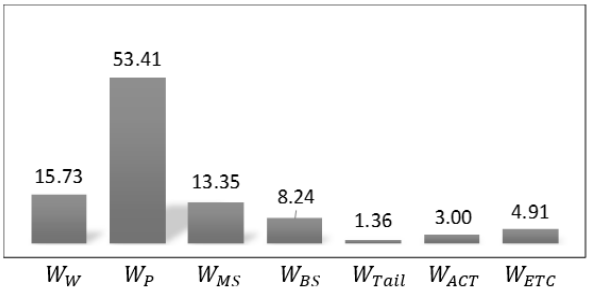

Fig. 19. Weight distribution for max FM

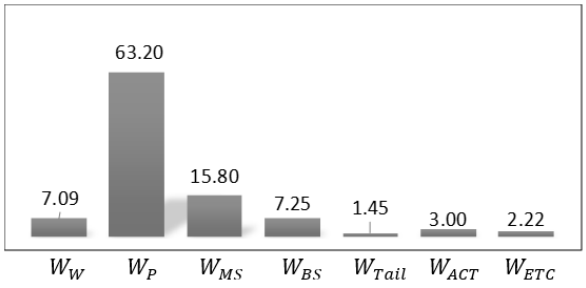

Fig. 20. Weight distribution (D=0.55)

4.2.3 최소 발사 무게

Figure 17에서 발사 무게를 최소로 하는 형상 설계 결과를 Table 4에 정리하였다. Table 3의 최대 FM 설계와 비교해서, 목표에 적합한 형상을 원형으로 선택한다.

4.2.4 다수의 성능지수

4.3절의 Table 3의 형상(최대 FM)에 대하여 좀 더 세밀하게(D=0.4로 두고, 다른 설계변수의 증분을 줄여서) 탐색해보면 더 많은 해가 나타난다. 이에 대하여 식 (26)의 MC와 -FM을 Fig. 21에 도시하였는데, MC는 값이 작아서 10,000을 곱하였다. 결과는 전형적인 Pareto front의 모습인데[18,19], FM과 MC가 상충한다. 즉, 하나가 좋아지면, 다른 하나는 나빠진다. 설계자가 판단하여 이 중에서 기본 형상을 선택한다.

Table 4. Search result for min W_L

Best Results	W_L = 1002 kgf R = 362 km, FM = 57.9 L = 5.12 m, f = 12.8
Design variables	D = 0.4 m, f_M = 8.8 c_R/D = 0.8, f_N = 3.1
Flight trajectory	$(\gamma_1, \gamma_3, \gamma_4)$ = [50, −3, −19] deg

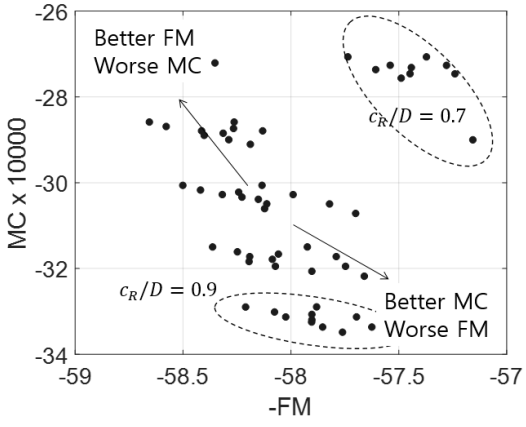

Fig. 21. FM versus MC (D=0.4 m)

4.3 경우 2의 요구사항에 대한 설계

이 절에서는 최적화 알고리듬을 이용하여 최적해 하나만 찾는 사례이다. 궤적을 구하는 방법은 Fig. 16과 같지만, 설계변수를 탐색하는 최적화 알고리듬은 유전자 알고리듬을 사용하였다. 이것을 최적화 문제로 정리하면 다음과 같다.

실제 프로그램에서는 계산시간 때문에 성능과 구속조건을 합하여 하나의 목적함수로 만들었다(식 (35)~(38) 참고).

$$J=(100-FM)+c_{Range}+c_f+c_T \tag{35}$$

$$c_{Range}=\begin{cases}0, & R>R_{req}\times RF\\ 100, & else\end{cases} \tag{36}$$

$$c_f=\begin{cases}0, & 6<f<13\\ 100, & else\end{cases} \tag{37}$$

$$c_T=\begin{cases}0, & 2S_T>S_{T,req}\\ 100, & else\end{cases} \tag{38}$$

최적화를 수행하는 과정을 Fig. 22에 보였으며(50세대 중지조건), 최종적인 결과는 Table 6에 제시하

Table 5. Formulation of optimization problem

minimize	$J(\boldsymbol{x})$
such that	$6<f<13$
	$R>RF\times R_{req}$
	$2S_T>S_{T,req}$
	$\boldsymbol{x}_L<\boldsymbol{x}<\boldsymbol{x}_U$
where	$J=-FM$ or $J=W_L$,
	$\boldsymbol{x}=[\ D, f_M, f_N, c_R/D\ ]$

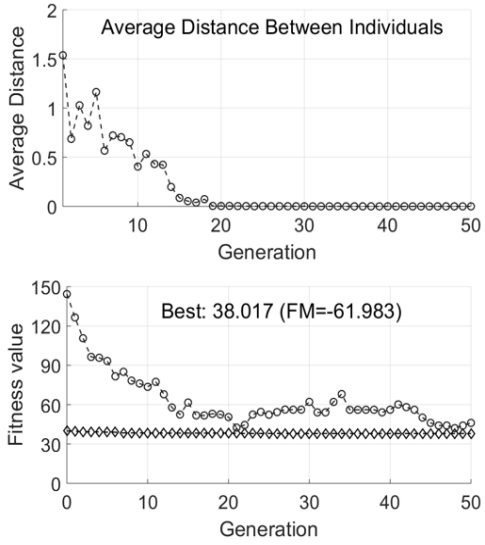

Fig. 22. History of convergence

Table 6. Optimization result for max FM

Best Results	W_L = 1139 kgf R = 353 km, FM = 61.98 L = 5.34 m, f = 13.0
Design variables	D = 0.4108m, f_M = 9.2244 c_R/D = 0.9886, f_N = 2.607
Flight trajectory	$(\gamma_1,\gamma_3,\gamma_4)$ = [50,-3,-19] deg

였다. 설계변수(D,f_M,f_N,c_R/D)의 하한과 상한을 각각 [0.35, 6, 2.5, 0.9], [0.5, 10, 3.5, 1.8]로 설정하였다. Best fitness와 평균 거리를 기준으로 할 때, 30세대를 지나면서 거의 수렴하였다.

다음은 최소 발사 무게를 찾기 위한 목적함수인데, FM과 비슷한 크기가 되도록 W_L을 20으로 나누었다. 구속조건은 식 (36)~(38)과 같다.

$$J = W_L/20 + c_{Range} + c_f + c_T \tag{39}$$

최적화 결과는 Table 7에 제시하였다. 사거리가 요구값을 살짝 넘어선다. Table 6의 결과와 비교하여 FM은 거의 비슷한데, 사거리는 17 km, 발사무게는 50 kgf 줄어든다. 목표에 따라 적합한 설계안을 선택하면 된다.

최적화 알고리듬을 이용하여 식 (40)의 다수 성능지수(multi objective function)에 대하여 최적화한 결과(50세대 중지조건)를 Fig. 23에 도시하였는데, 모두 18개의 Pareto front 설계 형상을 구했다(Table 8 참고).

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} J_1 \\ J_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -FM + c_{Range} + c_f + c_T \\ MC*10000 + c_{Range} + c_f + c_T \end{bmatrix} \tag{40}$$

직경은 FM 최대 형상과 가까우며, c_R은 훨씬 크다. c_R이 크면 MC가 좋아지기 때문이다. f_M은 최소 무게 형상의 값과 비슷하다. FM과 MC 성능지수를 동시에 최적화하는 경우에는 설계자는 하나를 선택해서 설계 방향을 정한다.

Table 7. Optimization result for min W_L

Best Results	W_L = 1089 kgf R = 336 km, FM = 61.7 L = 5.17 m, f = 12.964
Design variables	D = 0.4051m, f_M = 9.036 c_R/D = 0.918, f_N = 2.69
Flight trajectory	$(\gamma_1,\gamma_3,\gamma_4)$ = [60,-3,-19] deg

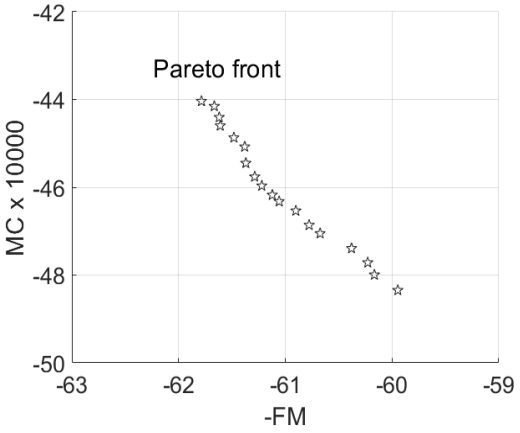

Fig. 23. Pareto front for FM and MC

Table 8. Pareto front

	-FM	MC	D	f_M	f_N	c_R/D
1	-61.610	-44.598	0.413	9.041	2.881	1.719
2	-59.946	-48.346	0.413	8.639	2.880	1.791
3	-61.786	-44.039	0.413	9.058	2.896	1.695
4	-61.122	-46.176	0.413	8.931	2.896	1.777
5	-61.665	-44.154	0.413	9.027	2.896	1.691
6	-61.287	-45.761	0.413	8.977	2.884	1.766
7	-61.619	-44.406	0.413	9.040	2.888	1.709
8	-60.228	-47.716	0.413	8.701	2.882	1.778
9	-60.379	-47.392	0.414	8.764	2.881	1.786
10	-61.380	-45.077	0.413	9.030	2.903	1.749
11	-60.901	-46.535	0.413	8.905	2.878	1.786
12	-61.370	-45.450	0.413	9.019	2.885	1.764
13	-61.058	-46.324	0.413	8.921	2.892	1.781
14	-60.674	-47.053	0.413	8.833	2.884	1.790
15	-61.221	-45.966	0.413	8.975	2.888	1.779
16	-60.165	-47.995	0.413	8.681	2.892	1.789
17	-60.777	-46.862	0.413	8.854	2.891	1.789
18	-61.482	-44.870	0.413	9.034	2.882	1.733

4.4 결과 검토

Case 1의 실제 세장비는 6.56으로, 설계 결과인 13에 비하여 짧고 통통하다. 세장비가 클수록 항력 계수가 줄어, 최적 형상은 세장비의 최댓값인 13에 이른다. 그러나 미사일의 길이가 짧으면 수송 차량, 실전 취급 등에서 유리할 수 있는데, 이러한 관점은 고려하지 않았다.

두 사례(Case 1, 2)를 참고해서 설계한 결과는 실제 FM 값을 능가하지만, 이것은 큰 의미가 없다.

Table 2의 설계 파라미터나 로켓 모터 등이 사례의 실제 값과 다르기 때문이다. 이 설계 파라미터는 개발자의 경험과 노하우 그리고 기술력의 수준에 따라 결정된다.

성능에 가장 큰 영향을 미치는 것은 구조물의 무게와 공력계수이다. 구조물에서는 로켓 모터 구조물의 비중이 가장 크다(Figs. 19, 20). 그래서 적절한 외형을 설계하는 것과 함께 로켓 모터의 무게를 줄이는 것이 핵심 기술이다.

Ⅴ. 결 론

본 논문에서는, 단거리 탄도 미사일의 초기 개념 탐색 수준의 형상을 설계하는 방법을 제시하였다. 이는, 수요자의 요구조건 충족 가능성을 판단하는데 필요한 도구를 제공한다.

주된 내용으로, 탄도 미사일의 서브 시스템을 모델링하였으며, 통합 시스템의 성능을 제시하였다. 특히, 탄두 무게, 사거리, 발사 무게를 조합하여 FM(Figure of Merit)이라는 성능지수를 개발하였으며, 이와 함께 최종 위치 정확도에 대한 영향을 분석하여 기동성과 관련된 계수를 제안하였다. 설계 예시를 통하여, 최소 발사 무게 형상과 최대 FM 형상에 관한 결과를 제시하였다. 그리고 FM과 기동성 계수는 Pareto front 특성을 보임을 확인하였다.

향후 연구로, 기동성 계수와 위치 정확도 지수인 CEP(Circular Error Probability)와의 관계성을 정량적으로 분석하는 것과 함께 FM 성능의 정량적인 분석을 계획한다.

후 기

본 논문은 한화종합연구소의 지원으로 수행한 연구과제의 결과입니다. 지원에 감사드립니다.

References

1) Choi, K., Jin, J., Tahk, M., Yoon, S., and Byun, W., “An Optimization Technique for the Aero- dynamic Configuration Design of Guided Missile Systems,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 21, No. 3, 1993, pp.98~107.

2) Yang, Y., et al., “An External Shape Optimization Study to Maximize the Range of a Guided Missile in Atmospheric Flight,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 6, 2009, pp.519~526.

3) Bae, H., et al., “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.

4) Kim, H., and Chang, Y., “Multidisciplinary Design Optimization of Earth Observation Satellite Conceptual Design Using Collaborative Optimization,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 43, No. 6, 2015, pp.568~583.

5) Park, K., et al., “Multidisciplinary Design Optimization of a Medium-Sized Solar Powered HALE UAV Considering Energy Balancing,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 40, No. 2, 2012, pp.129~138.

6) Lee, H., et al., “Analysis of Development Methods for a Multidisciplinary Design Optimization Framework,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 36, No. 10, 2008, pp.947~953.

7) Lee, S., et al., “Multidisciplinary Design and Optimization of Cruise Missile with Considering Survivability,” *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2007, pp.407~411.

8) Choi, Y., Lee, J., and Byun, Y., “Optimal Supersonic Air-Launching Rocket Design Using Multidisciplinary System Optimization Approach,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 33, No. 12, 2005, pp.26~32.

9) Ahuja, V., and Hartfield, R., “Optimization of Combined Rocket and Ramjet/Scramjet Ballistic Missile Designs,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 6, 2015, pp.1544~1550.

10) Riddle, D., Hartfield, R., Burkhalter, J., and Jenkins, R., “Genetic Algorithm Optimization of Liquid Propellant Missile Systems,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 1, 2009, pp.151~159.

11) Villanueva, F., Linshu, H., and Dajun, X., “Small Solid Propellant Launch Vehicle Mixed Design Optimization Approach,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 6, No. 3, 2014, pp.291~300.

12) Zakeri, M., Nosratollahi, M., and Novinzade, A., “Multi-Disciplinary System Design Optimization of a Launch Vehicle Upper-Stage,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 9, No. 1, 2017, pp.49~62.

13) http://missile.index.ne.jp/en

14) http://missilethreat.csis.org/

15) Fleeman, E., *Missile Design and Systems Engineering*, AIAA Education, 2013.

16) Nelson, R., *Flight Stability and Automatic Control (2nd Ed.)*, McGraw Hill, 1998, p.48.

17) Blakelock, J., *Automatic Control of Aircraft and Missiles (2nd Ed.)*, John Wiley & Sons, 1991, p.66, p.92.

18) Sobieszczanski-Sobieski, J., Morris, A., and Tooren, M. V., *Multidisciplinary Design Optimization Supported by Knowledge Based Engineering*, John Wiley & Sons, 2015, pp.98-115.

19) Jung, J., et al., "Conceptual Design of a Reusable Unmanned Space Vehicle Using Multi-disciplinary Optimization," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences* Vol. 19, No. 3, 2018, pp.743~750.