



지대지 유도탄 체계 개념설계를 위한 다목적 최적화 프레임워크

이종성¹, 안재명²

A Multi-Objective Optimization Framework for Conceptual Design of a Surface-to-Surface Missile System

Jong-Sung Lee¹ and Jae-myung Ahn²

Korea Advanced Institute of Science and Technology^{1,2}

Hanwha Corporation¹

ABSTRACT

This paper proposes a multi-objective optimization (MOO) framework for conceptual design of a surface-to-surface missile system. It can generate the set of Pareto optimal system design, which can be used for system trade-off study in a very early stage of the research and development process. The proposed framework consists of four functional modules (an environmental setting module, a variable setting module, a multidisciplinary analysis module and an optimization module) to make the model easy to change, and the concept design process using the framework was able to achieve the purpose of reviewing various designs in the early stage of development. A case study demonstrating the effectiveness of the framework has presented applicability to the system design, and the proposed framework has contributed to presenting a design environment that can ensure reliability and reduce computational time in the conceptual design stage.

초 록

본 논문은 지대지 유도탄 체계의 개념 설계를 위한 다목적 최적화(MOO) 프레임워크를 제안한다. 제안된 프레임워크를 통해 연구 개발 과정의 초기 단계에 체계 수준에서 trade-off를 수행하기 위한 파레토 프론트를 도출할 수 있다. 제안된 프레임워크는 모델의 추가 및 변경이 용이하도록 네 가지 기능 모듈(환경 설정 모듈, 변수 설정 모듈, 다분야 분석 모듈 및 최적화 모듈)로 구성되었으며, 이를 활용한 개념 설계 프로세스를 통해 개발 초기 단계에 다양한 설계안에 대한 검토를 수행하는 목적을 달성할 수 있었다. 프레임 워크의 효과를 보여주는 사례 연구를 제시하여 체계 설계에 적용 가능성을 확인하였고, 초기 개념 설계 단계에서 신뢰도와 계산시간 감소를 확보할 수 있는 설계 환경을 제시하는데 기여할 수 있었다.

Key Words : Multi-Objective Optimization(다목적 최적화), Conceptual Design(개념 설계), Pareto Front(파레토 프론트), Surface-to-Surface Missile(지대지 미사일)

† Received : March 7, 2019 Revised : May 25, 2019 Accepted : May 27, 2019

¹ Ph.D Student/Principal Research Engineer, ² Professor

¹ Corresponding author, E-mail : jongsung.lee@kaist.ac.kr, ORCID 0000-0003-0421-6522

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

1. 서론

다양한 구성품들간의 상호작용을 통해 기능을 발휘하는 복잡 시스템의 연구/개발의 초기 단계에서 이루어지는 개념/기본 설계 과정은 매우 중요하다. 시스템의 전 수명주기 비용의 85%가 기본설계 단계 (Preliminary design) 이전 단계에서 결정되고 개발 단계가 진행될수록 설계 변경의 비용이 기하급수적으로 늘어난다는 통계분석 결과가 이러한 사실을 뒷받침한다[1].

유도탄의 개발 초기 단계에서는 성능 요구 조건이나 개발 비용 등 다양한 관점에서 복수의 설계안에 대한 검토가 필요하며, 이를 위해 다양한 연구가 이루어져 왔다. Frits 등은 엑셀 스프레드시트 기반의 유도탄 개념설계 툴을 개발하였다[2]. Nguyen 등은 민감도가 높은 일부 설계 변수 또는 결과에 대한 전산유체역학 해석과 같은 고 신뢰도 분석 기법을 포함하여 시스템 신뢰도를 향상시키는 연구를 수행하였다[3]. Schonning 등은 증감율에 근거한 최적화로 인해 발생할 수 있는 문제를 고-신뢰도 모델을 이용한 실험계획법과 반응면 근사 기법을 적용하여 계산 시간과 신뢰도 문제를 해결하는 연구를 수행하였다[4]. Lee 등은 다수의 목적함수에 대해 Pareto Front를 구하고 신경 회로망 기법을 통해 단순화 모델을 구성하여 별도의 적합성 함수를 통한 최적화를 수행하는 연구를 수행하였다[5]. Pue 등은 탄도탄 방어를 위한 유도탄의 최적화를 3단계(발사체의 최적화, 직격 요격체의 최적화 및 주요 구성품 간의 성능 trade-off 단계)로 나누어 최적화하는 연구를 수행하였다[6].

유도 포탄 분야에서 Fowler 등은 실험 계획법과 신경 회로망 기법을 이용한 단순화 모델을 통한 최적화 설계에 대한 연구를 수행하였으며[7], Bagassi 등은 항공기 개념 설계에 유전 알고리즘을 적용하는 연구를 수행하였다[8].

이러한 연구들의 궁극적인 목표는 설계 신뢰도를 확보하면서 계산시간을 줄이는 것이다.

본 연구는 지대지 유도탄 개발 초기 단계에 시스템 설계자의 관점으로 체계 성능 요구조건과 설계 변수간의 관계를 빠르게 판단하여 목적함수간의 trade-off 할 수 있는 데이터를 생성하고, 체계 기본 형상 및 구성품의 요구조건을 도출할 수 있도록 공력, 추력 등 각 분야에 대한 분석 모델을 설계하여 프레임워크를 구성하여 제시하였으며, 고정 목표점을 타격하기 위한 지대지 유도탄의 개념 설계에 적용하여 체계 개념 설계에 적용 가능성을 검증한 결과를 제시하였다. 본 연구에서 설계 대상으로 고려하는 지대지 유도탄의 운용 개념을 Fig. 1에 제시하였다.

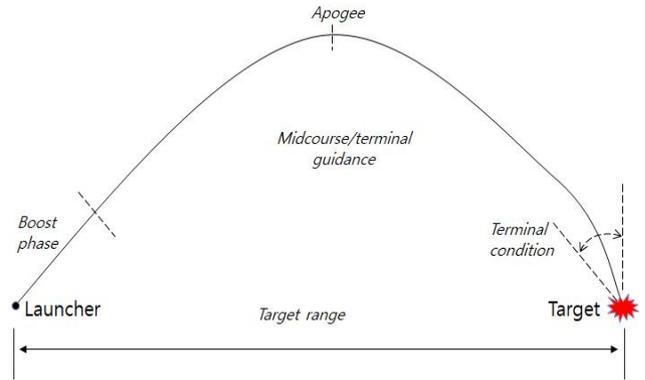


Fig. 1. Surface-to-surface missile operation concept

본 논문의 2장에서 제안된 프레임워크와 이를 구성하는 모듈 및 모델에 대해 기술하였고, 이 프레임워크를 설계 사례에 적용하여 검증한 결과를 3장에 기술하였으며, 4장에 결론을 기술하였다.

II. 개념 설계 프레임워크 구축

유도탄 개념설계를 위한 프레임워크는 Fig. 2와 같이 설계 환경 설정 모듈, 분야별 계산 모델들의 집합인 다분야 분석 모듈, 변수 설정 모듈, 그리고 최적화 모듈 등 4가지 모듈로 구성되고, 필요 시 각 모듈 간 또는 모델 간의 데이터 전달이 이루어진다.

환경 설정 모듈은 설계하고자 하는 유도탄의 임무와 분석을 위한 데이터의 포맷 및 단위 변환 상수와 같은 설계 환경을 설정하는 모듈이다.

다분야 분석 모듈은 공력, 추력 등 각 분야별 모델을 통해 입력되는 변수([X])에 따른 반응 값([Y])을 생성하는 모듈이다.

변수 설정 모듈은 분석 모듈 내 각 모델의 입력

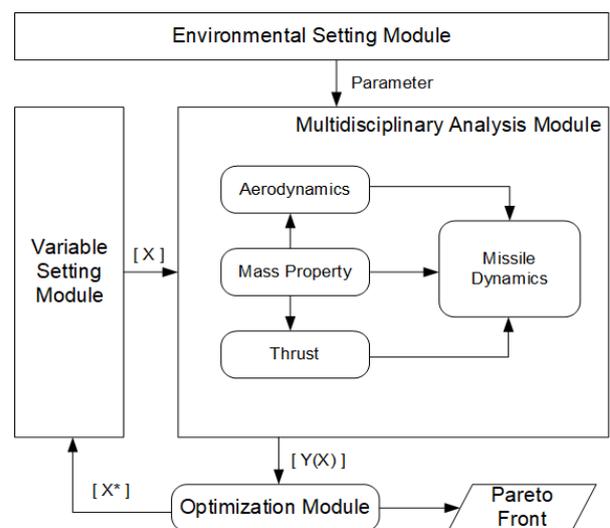


Fig. 2. MOO Framework

변수들의 값을 정의한다. 분석 모듈의 모델이 추가/변경되면 변수 설정 모듈에서 모델에 필요한 변수를 추가/변경해 주며, 변수 설정 모듈에서 정의하는 변수 중 일부 변수는 설계변수로 선정된다.

최적화 모듈은 분석 모듈의 출력 값 중 설계자가 선정한 목적함수와 구속조건에 최적화 알고리즘을 적용하여 설계 변수의 값을 변경하고, 파레토 프론트를 생성한다.

설계 프레임워크는 설계 신뢰도 요구조건 및 구성 조건에 따라 분석 모듈의 추가, 변경이 가능하도록 구성되었다. 예를 들어 유도탄 운동 모델을 3자유도 모델에서 6자유도 모델로 변경하거나, 공력 모델 대신 풍동시험 결과 또는 추력 모델 대신 추진기관 연소시험 결과를 반영할 때 각각의 모델을 데이터로 대체함으로써 프로세스를 유지하면서 신뢰도를 높일 수 있고, 설계 단계별로 결과를 추적할 수 있다.

본 논문에서는 지대지 유도탄 체계 개념 설계를 위해 사용하는 분석 모듈을 구축하고, 모듈 사이에서 연동하는 데이터를 결정하는 데 중점을 두었다. 각 분야의 분석 모듈은 MATLAB을 이용하여 설계하였고[9], 모듈간/모델간 연동을 시켜주는 운용 소프트웨어로는 PHX Model Center를 사용하였다[10]. 각 모듈에 대한 세부 설명을 다음과 같이 제시한다.

2.1 환경 설정 모듈

설계 환경 설정 모듈에서 정의하는 유도탄의 임무 조건에는 유도탄의 초기 위치/자세/속도, 목표물의 위치/속도 및 목표물을 고려한 유도탄의 종말 조건 등이 있다. 임무 조건은 플랫폼에서 발사되거나 목표물이 이동하는 경우와 같이 유도탄의 임무가 변경될 경우 설계 변수나 모델로 변할 수 있다.

이 외에 환경 설정 모듈에서는 분석을 위한 데이터 포맷을 설정하고 단위 변환 상수를 정의한다. 주요 파라미터를 Table 1에 제시하였다.

Table 1. Condition Setting Parameter

Parameter	description
$[P_{x_0}, P_{y_0}, P_{z_0}]$	initial Position
$[\phi_0, \theta_0, \psi_0]$	initial Roll/Pitch/Yaw
$[U_0, V_0, W_0]$	Missile initial Velocity
$[P_{x_F}, P_{y_F}, P_{z_F}]$	Target Position
$[U_t, V_t, W_t]$	Target Velocity (= [0, 0, 0])
γ_F	Required final flight path angle
Δt	time step for dynamic analysis

2.2 다분야 분석 모듈

유도탄 분석 모듈은 공력모델, 질량 특성 모델, 추력 모델과 유도탄 운동 모델로 이루어져 있다.

각 모델은 많은 연구를 통해 검증되어 타당한 신뢰도를 확보할 수 있으면서도 시스템 설계자가 쉽게 접근할 수 있는 방법들을 적용하여 설계하였다.

2.2.1 공력모델

유도탄의 공력데이터를 산출하는 방법은 풍동시험, CFD, Pannel Method 등 다양한 방법이 있지만 짧은 시간동안 많은 데이터를 산출하는 방법으로는 semi-empirical 공력 데이터베이스인 Missile DATCOM을 많이 사용한다[3,4,6].

본 연구에서는 Missile DATCOM('97)을 사용하였고, 다른 모듈/모델로부터의 출력 데이터를 받아 DATCOM 입력 파일을 만들고 출력파일에서 필요한 데이터(공력 계수)를 추출하여 재처리 및 다른 모듈로 보내줄 수 있도록 인터페이스를 구성하였다. 공력 모델의 입/출력 변수가 Fig. 3에 제시되었다.

2.2.2 질량 특성 모델

유도탄의 질량, 질량 중심, 관성량을 계산하는 모델은 3단계로 구성되어 있다. 첫 번째로는 변수 설정 모듈로부터 입력받은 형상정보를 통한 체적 계산을 수행하고, 두 번째로는 각 부위에 밀도를 적용하여 질량을 계산한다. 유도탄을 구성하는 탄두부, 유도부 등의 내부 밀도는 Fleeman이 제시한 값을 적용하였고[11], 유도탄의 기체는 금속의 밀도를 적용하였다. 마지막 단계로 개발 과정 중에 증가할 수 있는 각 분야의 질량 증가 허용 비율을 적용하였다[6]. 이 때 본 연구에서 구축하고자 하는 프레임워크가 개념설계 단계인 점으로 고려하여 구성품별 무게 증가 비율을 적용하였다[16].

2.2.3 추력 모델

유도탄의 추력모델은 지대지 유도탄에서 가장 많이 사용하는 고체 추진기관을 적용하였다.

추력은 유도탄의 운동 에너지원으로 추력의 양과 공급 형태에 따라 유도탄의 거동이 달라진다. 이에,

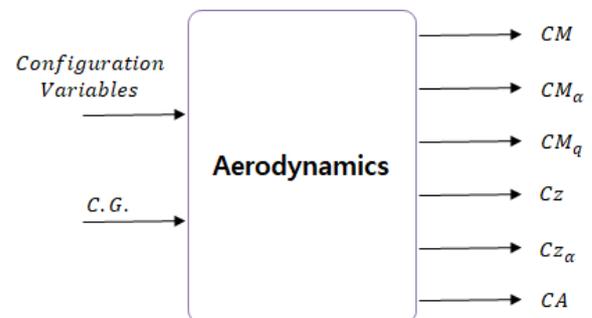


Fig. 3. Aerodynamic Model Input/Output

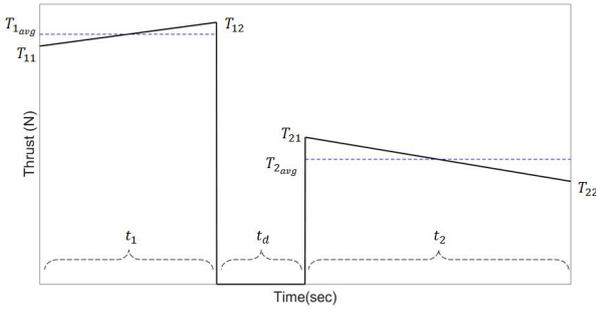


Fig. 4. Thrust-time Profile

본 연구에서는 추력-시간 선도가 출력될 수 있도록 추력모델을 구성하였다. 추력 모델의 출력 형태를 Fig. 4에 제시하였다.

2.2.4 유도탄 운동 모델

유도탄의 비행성을 분석하는 운동 모델은 내부적으로 유도탄 운동방정식을 통해 궤적을 산출하는 함수, 유도탄과 목표물의 상대 위치를 통해 유도명령을 산출하는 함수, 유도명령에 따라 조종날개의 변위각을 산출하는 함수 등으로 구성되어 있으며, 고도에 따른 대기 밀도, 온도 및 중력가속도 산출을 위한 함수 등이 포함되어 있다. 운동방정식은 아래 식과 같이 수직 평면 상에서 유도탄 동체 좌표계 기준의 2축 힘과 1축 모멘트를 사용하는 3자유도 모델로 구성하였으며 이때 좌표축 정의는 Fig. 5에 제시하였다.

$$u = \dot{x}, w = \dot{z}, q = \dot{\theta}$$

$$\dot{u} = \frac{F_x}{mass} - qw - g \sin \theta, \dot{w} = \frac{F_z}{mass} + qu + g \cos \theta$$

$$\dot{q} = \frac{M + M_q q}{I_y}, M_q = \frac{1}{4} \rho V_{tot} S d^2 C M_q$$

유도명령 산출은 비례항법유도(PNG : Proportional navigation guidance) 기법과 Biased PNG [12] 기법을 선택하여 적용할 수 있도록 하였다. 이때 요구되는 가속도 명령을 발생시키기 위한 조종 변위 산출을

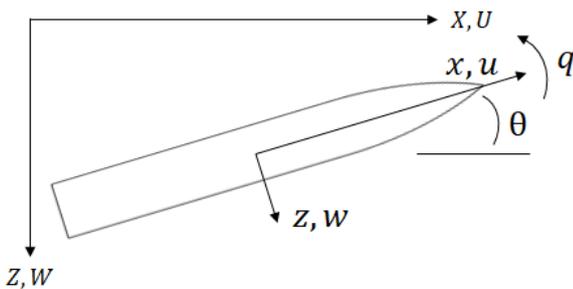


Fig. 5. Axis definition (3DOF)

위해 공력모델의 출력 데이터를 이용하여 해당 운동 시점의 마하수에 해당하는 trim condition(CM = 0)을 형성하는 받음각과 변위 각을 산출하도록 모델을 구성하였다. 요구되는 조종날개 변위각과 구동장치의 피드백과의 관계는 아래 식과 같이 2차 모델을 적용하였다.

$$n_c = V_M \dot{\gamma}, \dot{\gamma} = N \dot{\lambda} + bias$$

$$bias = \frac{\gamma_F(N-1) + N\lambda_{IC} - \gamma_{IC}}{\Delta t}$$

n_c : required acceleration

V_M : missile velocity γ : flight path angle

λ : line of sight angle N : Navigation ratio

γ_{IC} : instantaneous flight path angle

γ_F : desired final flight path angle

$$\frac{\delta_f}{\delta_c} = \frac{\omega_{Act}^2}{\omega_{Act}^2 + 2\zeta_{Act}\omega_{Act}s + s^2}$$

δ_f : deflection feedback

δ_c : deflection command

ω_{Act} : Actuator natural frequency

ζ_{Act} : Actuator damping ratio

2.3 변수 설정 모듈

유도탄의 개념 설계단계에서 입력할 변수는 외부 형상 변수, 내부 형상 변수, 추력 변수, 유도탄 운동 모델 변수로 구성되어 있다. 프레임워크를 구성하는 입력변수는 다양하지만 설계 최적화를 위한 검토 과정에서 민감도 분석을 통해 일부 변수는 설계 변수로 선정되며, 나머지 변수는 고정 값이 적용된다.

2.3.1 외부 형상 변수

유도탄의 외부 형상을 결정하는 변수로는 길이, 직경 및 날개의 모양이 대표적이다. 체계 개념 설계를 위한 유도탄 몸체의 주요 형상 변수를 Fig. 6에 제시하였다. 외부 형상 변수 중 유도탄 전방부의 오자이브 형상은 Von-Karman, Tangent, Conical 형상을 선택할 수 있도록 하였다[13].

유도탄의 날개의 형상을 결정하는 변수로는 날개 길이, 날개 두께, 에어포일 단면 형상 외에도 날개의 후퇴각, 전진각, 상반각, 하반각 등 많은 변수가 있는데 이 중 본 연구에서 선정한 날개 형상을 결정하는 변수를 Fig. 7에 제시하였다. 에어포일 형상은 초음속 비행체에서 가장 많이 사용되는 이중 췌기 형상을 기본으로 하였다.

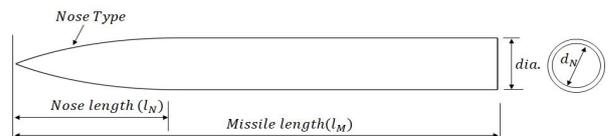


Fig. 6. Missile body design variables

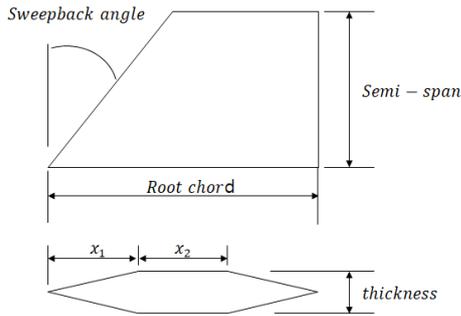


Fig. 7. Fin design variables

2.3.2 내부 형상 변수

유도탄 내부 배치 등의 내부형상을 설계하기 위한 변수로는 유도부, 탄두부, 추진부 등의 각 기능 부분 (Section)들의 유도탄내 배치 순서 및 위치(Station), 날개의 위치, 구성품의 재질 등이 있다. 본 프레임워크에 적용한 내부 형상 변수를 Table 2에 제시하였다.

2.3.3 추력 변수

유도탄의 추력 변수는 추력-시간 선도를 그리기 위해 시간에 따른 추력의 증가, 감소 비율과 연소시간, 다단 연소의 경우 단 간의 연소 지연 시간, 단 간의 추력 비율 등이 있다. 주요 변수를 Table 3에 제시하였다.

Table 2. Inner Configuration Variables

variable	description
$[ID_i]$	Section ID (Sequence of Section)
$[Station_i]$	Position of section
$[material_i]$	Material of skin, fin, components
$Station_{fin}$	Position of Fin

Table 3. Thrust variables

variable	description
t_{burn}	Propellant burn time ($t_1 + t_2$)
r_t	1 st stage burn time ratio (t_1/t_{burn})
t_d	Delay time between 1 st and 2 nd stage
I_{sp}	total specific impulse
r_{p1}, r_{p2}	1 st , 2 nd stage progressive ratio (T_{12}/T_{11} , T_{22}/T_{21})
r_{stage}	Thrust ratio between 1 st and 2 nd stage (T_{2avg}/T_{1avg})

Table 4. Missile Dynamic variables

variable	description
ω_{Act}	Actuator natural frequency
ζ_{Act}	Actuator damping ratio
$\dot{\delta}_{max}$	Actuator max. angular speed
$option_{zero-g}$	Zero-g command options
$option_{guidance}$	PNG, Biased-PNG, Unguidance
N	Navigation constant (3~5)
$ \delta _{max}$	Deflection limit

2.3.4 유도탄 유도 제어 시스템 변수

유도탄의 성능을 분석하기 위한 운동 모델 변수는 구동장치 변수, 알고리즘 선택 또는 유도 시점과 관련된 변수들을 위주로 구성되었다. 주요 변수를 Table 4에 제시하였다.

2.4 최적화 모듈

최적화 모듈은 아래와 같은 다목적 최적화 문제를 풀기 위한 모듈이다.

$$\begin{aligned} \max. (\min.) \quad & \mathbf{J}(\mathbf{x}) \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{g}(\mathbf{x}) \leq 0 \\ & \mathbf{h}(\mathbf{x}) = 0 \end{aligned}$$

분석 모듈의 각 모듈의 출력 값을 이용하여 목적 함수와 구속조건을 만족하는 해를 구하고, Pareto Front를 생성하며, 설계 변수를 변경시키는 기능을 수행한다. 본 연구에서는 PHX Model Center에서 제공하는 Darwin 알고리즘을 사용하였다. 사용한 알고리즘은 각 세대별 파레토 최적 개념을 기반으로 한 순위 체계를 통해 설계안을 선정하고 유전자 조작을 수행하여 다음 세대를 생성한다[14].

III. Case study

3.1 문제 정의

유도탄 전방부터 유도부, 탄두부, 추진기관부, 그리고 후방부에 구동부 및 후방 조종날개를 가지는 지대지 유도탄의 개념설계를 위해 제안하는 프레임워크를 적용하였다. 이때 유도탄의 길이와 직경은 ATACMS [15]를 참고하여 선정하였다.

최적화 프로세스를 위한 문제 정의는 아래와 같다.

- Maximize $J(X)$

$$J = \begin{bmatrix} J_1 \\ J_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{Terminal Velocity} / \text{Reference Terminal Velocity} \\ \text{Warhead Mass} / \text{Reference Warhead Mass} \end{bmatrix}$$

Table 5. Design variables

variable	description
x_1	l_N , Nose length (mm)
x_2	Warhead section start station (mm)
x_3	Root chord length of tail fin (mm)
x_4	Semi-span length of tail fin (mm)
x_5	Sweepback angle (deg)
x_6	t_{burn} (sec)
x_7	r_{p1} (-)
x_8	r_t (-)
x_9	r_{stage} (-)

- 구속조건(Constraints) :

- g_1 : Static margin ≥ 0.2 caliber
- g_2 : Terminal flightpath ≤ -70 deg
- g_3 : Terminal flightpath ≥ -90 deg
- g_4 : Range $\geq Targetrange - error$
- g_5 : Range $\leq Targetrange + error$
error = 20 m

구속조건 설정 시 목표점에서 일정한 범위(error) 안에 탄착할 수 있는 형상 설계안은 후보군에 포함시키도록 하였으며, 그 범위를 20m로 설정하였다.

설계변수는 탄두부와 추진기관부의 길이를 결정하는 변수 2개, 날개 형상변수 3개, 추력 선도를 결정하는 변수 4개 등 총 9개의 설계 변수를 선정하였고, Table 5에 제시하였다.

최적화 알고리즘은 유전 알고리즘을 적용하였고, 주요 파라미터는 아래와 같다.

- Population Size/Preserved design : 63 / 19
- Crossover/mutation ratio : 1.0 / 0.05
- Convergence criteria : Fixed generation number

3.2 설계 결과

최적화 과정을 통해 두 개의 목적함수의 실현 가능한 해와 그 중 35개의 Pareto Front를 도출하였고, 비교 분석을 위한 4개의 대안 해(alternative solutions)를 선정하였다. Fig. 8과 Table 6에 최적 설계 결과를 제시하였다.

대안 해 1은 종말속도가 가장 큰 결과이며, 대안해 4는 탄두부 무게가 두 번째로 큰 해를 선택하였다.

각 대안 해의 후방 날개의 형상을 도식화하여 비교한 결과를 Fig. 9에 제시하였다. 4개의 대안 해를 비교할 때 후방 날개의 후퇴각과 목적함수 간에 상관관계가 있다고 판단할 수 있다.

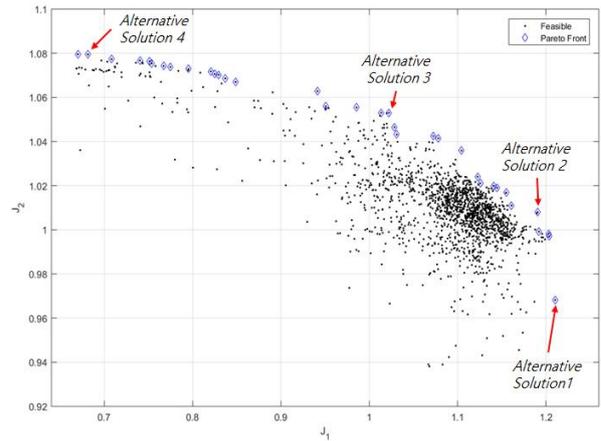


Fig. 8. Result of optimization

Table 6. Alternative solutions

Alternative Solution No.	J_1	J_2
1	1.21	0.97
2	1.19	1.01
3	1.02	1.05
4	0.68	1.08

4개의 대안 해의 유도탄 전방부의 형상을 도식화한 결과를 Fig. 10에 제시하였다. 종말 속도가 큰 결과일수록 유도탄 전방부의 길이가 짧아짐을 볼 수 있으며, 이는 전방부가 짧을수록 추진기관부의 길이가 증가하여 총 추력이 증가하였기 때문이다.

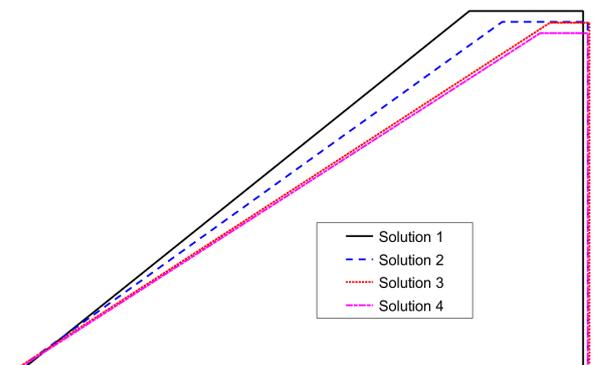


Fig. 9. Tail Configuration of alternative solutions

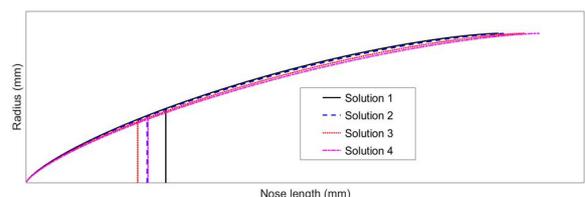


Fig. 10. Nose Configuration of alternative solutions

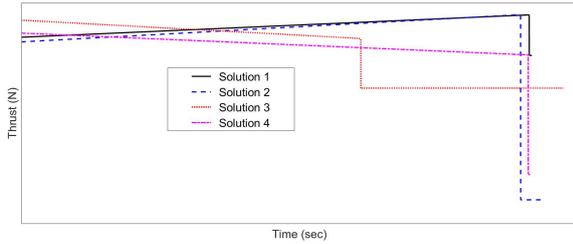


Fig. 11. Thrust-time profiles of alternative solutions

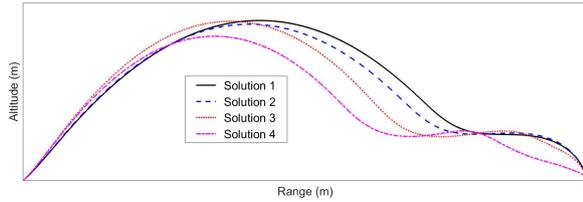


Fig. 12. Trajectory of alternative solutions

Figure 11에 각 대안 해의 추력 선도를 비교하였으며 궤적을 비교하여 Fig. 12에 제시하였다.

각 대안 해에 대한 9개의 설계 변수 값을 Table 7에 제시하였다. 4개의 설계안을 비교할 때 앞서 도식화 결과를 통해 기술한 바와 같이, 일부 설계변수(x_1 (Nose length), x_5 (Sweepback angle))는 두 개의 목적함수의 결과 값에 직접적인 경향성을 가지는 것을 볼 수 있다.

대안해 4가지의 목적함수 이외의 반응 값(response value)을 Table 8에 기술하였다. 이 값들은 설계 목적에 따라 목적함수로 선정될 수도 있으며, 구성품의 설계 요구조건의 주요 인자로 사용될 수 있다. 예를 들어 힌지 모멘트는 체계 설계의 목적함수로 설정되거나, 체계 설계 결과로 도출된 반응 값을 통해 구동 장치의 설계 요구조건으로 할당될 수 있다.

Table 7. Design variable values of alternative solutions

	solution 1	solution 2	solution 3	solution 4
x_1	1,693	1,727	1,788	1,840
x_2	501	434	400	437
x_3	538	547	550	547
x_4	359	348	347	337
x_5	50.0	53.1	55.9	56.1
x_6	27.6	28.2	29.2	27.5
x_7	1.10	1.12	0.92	0.90
x_8	0.99	0.96	0.63	1.00
x_9	0.87	0.26	0.75	0.40

Table 8. Response values of alternative solutions

	solution 1	solution 2	solution 3	solution 4
Flight Time (sec)	269	286	343.8	387.9
Hinge Moment (Nm)	110.4	114.3	137.3	112.5
Initial Mass (kg)	1,535	1,531	1,519	1,510
Initial CG (mm)	2,235	2,233	2,238	2,248
Final CG (mm)	1,907	1,898	1,899	1,91
Max. Mach (-)	3.91	3.77	3.56	3.51

비행시간은 설계 목적 및 운용 개념의 제한에 따라 목적함수 또는 구속조건이 될 수도 있고, 유도탄 내부 전원 설계의 주요 조건으로 할당될 수도 있다. 운용 개념상 목표 식별 후 임무 완료까지의 제한 시간이 설정된다면 주요 구속조건이 될 것이다.

연소 후 무게 중심은 대안 해에 대해 일정한 범위를 유지하며, 이는 구속조건으로 설정한 정적 마진(static margin)을 만족하는 체계 조건으로 이후 설계 단계에서 관리 대상 인자로 설정할 수 있다.

IV. 결 론

유도무기 개발 초기단계에 짧은 시간에 다양한 설계안을 검토하고, 설계 변수들과 목적함수간의 관계를 직관적으로 판단하기 위한 설계 프레임워크를 구축하였다. 프레임워크는 설계 단계에 따라 분석모델의 추가 및 변경이 용이하도록 4개의 기능 모듈로 구성되었고, 그 중 분석 모듈은 공력, 추력, 질량 특성, 유도탄 운동 모델로 구성되어 있으며, 각 모듈은 계산에 많은 시간이 필요하지 않으면서도 다양한 연구를 통해 검증된 방법들이 반영되었다. 이러한 모델에 입력되는 변수를 외부 형상을 결정하는 변수, 유도탄 내부 배치를 설계하는 변수, 추력 선도를 결정하는 변수, 유도탄 제어 시스템 변수 등으로 분류하여 정의하였고, 정의된 변수를 통해 공력, 추력 등 각 분야별 분석을 수행하도록 분야별 모델을 설계하였다. 제안된 프레임워크와 이를 적용한 설계 프로세스를 이용하여 고정 목표점을 대상으로 하는 지대지 유도탄의 체계 개념설계를 수행하였다. 설계 결과로 다수의 Pareto Front를 도출하고, 그 중 4가지 대

안 해를 선정하여 각 해의 결과와 그 때의 설계 변수의 값을 비교 분석하였고, 목적함수 이외의 반응 값을 통해 구성품의 설계 요구조건을 도출하여 개발 초기 체계 개념 설계를 위한 프레임워크의 활용 효과를 검증하였다.

향후 본 프레임워크를 기반으로 몸체-귀날개-후방 안정화 날개로 이루어진 유도탄 형상 등 다양한 조합의 유도탄 및 임무 중 형상이 변경되는 유도탄 등에 확대 적용하여 프레임워크의 일반화를 확대하고, 이동 표적 모델, 추적 모델 등을 추가하여 다양한 임무를 위한 유도탄 설계에 확대 적용할 예정이다. 또한, 적절한 설계 변수의 선정 절차, Pareto Front 중에서 대안 분석을 위한 최적해 선정 기법 및 다중의 최적화 알고리즘 적용 등의 추가 연구가 필요할 것으로 판단하며, 후속 연구를 통해 본 연구에서 제시한 프레임워크의 설계 결과와 기존 개발품과의 결과를 비교하고, 분석 모델의 변경 등을 통해 프레임워크의 적합성과 활용성, 결과의 타당성을 입증할 예정이다.

References

- 1) Haskins, C., Forsberg, K., and Krueger, M., *INCOSE SYSTEMS ENGINEERING HANDBOOK*, INCOSE-TP-2003-002-03, June 2006.
- 2) Frits, A. P., Fleeman, E. L., and Mavris, D. N., "Use of a Conceptual Sizing Tool for Conceptual Design of Tactical Missile(U)," *Proceeding of the Missile Sciences Conference*, 2002.
- 3) Nguyen, N. V., Tyan, M., Jin, S. H., and Lee, J. W., "Adaptive Multifidelity Constraints Method for Efficient Multidisciplinary Missile Design Framework," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 1, January - February 2016, pp. 184~194.
- 4) Schonning, M. A., Nayfeh, J. F., and Zarda, P. R., "Using Response Surface Approximations to Cover Holes in the Design Space : Conceptual Design of a Missile," *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, Vol. 2, September 2002, pp. 224~231.
- 5) Lee, K. K., Lee, K. H., Woo, E. T., and Han, S. H., "Optimization Process for Concept Design of Tactical Missiles by Using Pareto Front and TOPSIS," *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, Vol. 15, No. 7, pp. 1371~1376.
- 6) Pue, A. J., Hildebrand, R. J., Clemens, D. E., Gottlieb, J. R., Bielefeld, J. M., and Miller, T. C., "Missile Concept Optimization for Ballistic Missile Defense," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, Vol. 32, No. 5, 2014, pp. 774~786.
- 7) Fowler, L., and Rogers, J., "Airframe Performance Optimization of Guided Projectiles Using Design of Experiments," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 52, No. 6, November - December 2015, pp. 1603~1613.
- 8) Bagassi, S., Lucchi, F., and Persiani, F., "Aircraft Preliminary Design: Genetic Algorithm Based Optimization Method," *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, September 7-12, 2014.
- 9) <http://mathworks.com>
- 10) PHX ModelCenter Basic Training, Phoenix Integration, Inc. 2011.
- 11) Fleeman, E. L., *Tactical Missile Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics Education Series, Reston, VA, pp. 91.
- 12) Zarchan, P., *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 6th Edition, 2012.
- 13) CHIN, S. S., *Missile Configuration Design*, McGRAW-HILL Book Company, INC. 1961.
- 14) Design Exploration and Optimization Using Model Center, Phoenix Integration, Inc. 2010.
- 15) <https://www.lockheedmartin.com>
- 16) American National Standard, *Mass Properties Control for Space Systems*, ANSI/AIAA S-120A-2015.