

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.001>

## 능동형 대함 유도탄 기만기의 추진 시스템 요구 조건 분석

문용준<sup>a</sup> · 권세진<sup>a,\*</sup>

### Requirement Analysis of Propulsion System for Active Anti-Ship Missile Decoy

Yongjun Moon<sup>a</sup> · Sejin Kwon<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Division of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [trumpet@kaist.ac.kr](mailto:trumpet@kaist.ac.kr)

#### ABSTRACT

An active anti-ship missile decoy system was designed conceptually to analyze propulsion system requirements and feasibility to use a liquid bi-propellant rocket engine. Overall mass, size, and shape were assumed referring to specifications of Nulka which was developed by US and Australia in 1990s. The propulsion system was assumed to be a 1,000 N-class H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/kerosene rocket engine with a pressurized feed system. A three-degree-of-freedom optimal trajectory was calculated based on the assumptions, and mass budget was designed from the calculation results. It was found that the requirements for the propulsion system is that it shall be operated more than 100 sec; it shall be re-ignitable; it shall have a throttle capability of a range from 35% to 100% when the maximum thrust at sea level is 1,000 N.

#### 초 록

능동형 대함 유도탄 기만기의 추진 시스템 요구 조건 및 저장성 액체 이원추진제 로켓 엔진의 적용 가능성을 파악하기 위해 개념 설계를 수행하였다. 이미 미국과 오스트레일리아에서 공동 개발하여 운용 중인 Nulka의 제원을 통해 시스템의 기본적인 무게, 크기 등을 가정하였고, 1,000 N 급 과산화수소/케로신 로켓 엔진과 가압식 추진제 공급 방식으로 추진 시스템을 가정하였다. 이를 바탕으로 최적 궤적을 설계하였고 그 결과를 통해 하부 시스템들의 무게 분포를 예측하고 실현 가능성을 확인하였다. 그 결과, 100초 이상의 운용 시간, 엔진 재점화, 그리고 최대 지상 추력 1,000 N의 경우 최소 35%까지의 추력 제어 성능이 추진 시스템의 요구 조건으로 도출 되었다.

**Key Words:** Active Anti-missile Decoy(능동형 대함 유도탄 기만기), Storable Liquid Propellant Rocket Engine(저장성 액체 추진제 로켓 엔진), Liquid Rocket Engine Throttling(액체 로켓 엔진 추력 제어)

Received 28 November 2012 / Revised 5 March 2013 / Accepted 12 March 2013  
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>  
[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

#### 1. 서 론

1960년대 이후 사용되기 시작한 대함 유도탄

은 함정에 치명적인 위협 중 하나로 평가받고 있다[1,2]. 대함 유도탄의 성능 향상에 맞게 대공 방어 체계 역시 강화되었고 그로 인해 현대식 함정에는 유도탄을 직접 파괴하는 방식(hardkill)과 기만기를 이용해 유도탄을 무력화시키는 방식(softkill)을 함께 운용하는 대공 방어 시스템이 구축되었다. 이 중 softkill 방식은 수동적인 방어 방식으로, 적외선 유도탄의 열 추적을 방해하는 flare, 레이더 유도탄을 교란시키는 chaff나 electronic countermeasure (ECM) 등이 있다. 그러나 flare 식별 기능 혹은 electronic counter-countermeasure (ECCM)의 개발로 인해 기존의 softkill 방식의 효용성이 감소하게 되면서 최신 혹은 미래의 대함 유도탄에 대응하기 위한 능동적인 softkill 방식의 필요성이 대두되었다[3].

1980년대에 미국과 오스트레일리아에서 공동으로 개발한 능동형 대함 유도탄 기만기인 Nulka는 추력 제어가 가능한 로켓에 광대역 RF 증계기를 실은 시스템이다[3,4]. Nulka는 추력 제어가 가능한 로켓 덕분에 특정 고도를 유지하며, Fig. 1에 보이는 것과 같이 노즐 출구에 있는 탭으로 추력 방향을 제어하여 함정의 속도로 움직일 수가 있고, RF 증계기를 이용해 레이더 반사 면적을 매우 높일 수 있다. 결과적으로 chaff나 ECM처럼 수동적인 교란이 아니라 능동적으로 대함 유도탄을 기만시킬 수 있다. 또한 자체 flare 및 flare 투사 장치 역시 탑재가 가능하다[4].

추력 제어가 가능한 로켓 엔진은 능동형 대함 유도탄 기만기의 핵심 기술 중 하나다. Nulka의 경우 고체 추진제 로켓 모터를 사용하였는데, 추진제 소모율에 맞게 설계된 추진제 그레인 형상 때문에 발사 후 능동적인 추력 제어가 거의 불가능하다. 하지만 시스템이 액체 추진제 로켓 엔진에 비해 간단하여 소형 시스템에 적합하기에 적절한 임무 활용도를 가질 경우 매우 유용하다. 액체 추진제 로켓의 경우 소형 시스템에서 운용하기엔 다소 복잡하지만 능동적인 추력 제어나 재점화가 가능하기 때문에 임무 활용도나 유연성을 높일 수 있다.

본 연구의 목적은 능동형 대함 유도탄 기만기의 추진 시스템 요구 조건 분석 및 저장성 액체 이원추진제 로켓 엔진의 적용 가능성을 파악하는 것이다. 따라서 본 논문에서는 Nulka의 제원 파악, 추진 시스템의 개념 설계, 최적 궤적 계산, 무게 분포 예측의 과정으로 구성된 능동형 대함 유도탄 기만기의 개념 설계 과정 소개 및 결과 분석을 보이고자 한다.

본 연구에서 액체 추진제는 과산화수소와 케로신을 사용하는 것으로 가정하였다. 과산화수소는 독성이 없고, 상온에서 액체로 존재해 취급이 용이하고 친환경이라는 장점 덕분에 추진제로 활용하는 연구가 최근에 활발히 진행되고 있다[9]. 또한 과산화수소를 이용하는 이원 추진제 로켓 엔진의 경우 과산화수소를 촉매 분해 시켜 얻는 고온의 산소 가스를 통해 별도의 점화장치 없이 바로 연소를 시킬 수 있어 재점화가 용이하다는 장점이 있다. 본 연구에 필요한 비추력 성능 분석이나 무게 예측은 실제 실험 데이터를 기반으로 수행되었다[9].

## 2. 시스템 공력 특성 예측 및 추진 시스템 개념 설계

### 2.1 Nulka의 제원 및 공력 특성 예측

Nulka의 제원을 기준으로 개념 설계를 수행하기 위해 자료 조사를 수행했지만 해외 문헌에 제시된 대략적인 제원과 형상만 파악이 가능했다. 특히 추진 시스템 관련 제원은 추력 방향 제어 방식만 알려져 있기 때문에 추진 시스템의 개념 설계는 처음부터 가정을 통해 수행되었다. Table 1에 Nulka의 알려진 제원을 나타내었다. 전체적인 형상은 Fig. 1에 보이는 것과 같이 실린더 형상이다.

Table 1. Specifications of nulka[4,5].

Mass (kg)	Length (mm)	Diameter (mm)	Operation time (s)
50~68	~2,000	~200	55초 이상



Fig. 1 Nulka.

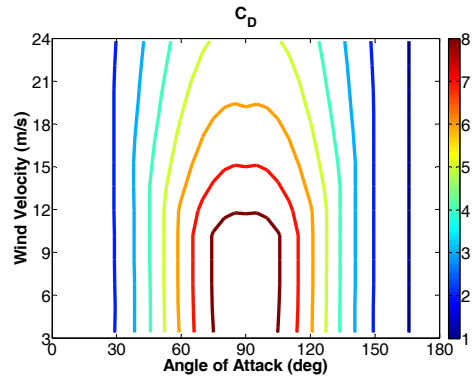


Fig. 3 Drag coefficient of the assumed body shape.

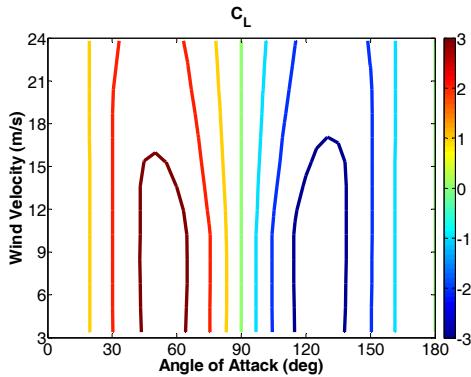


Fig. 2 Lift coefficient of the assumed body shape.

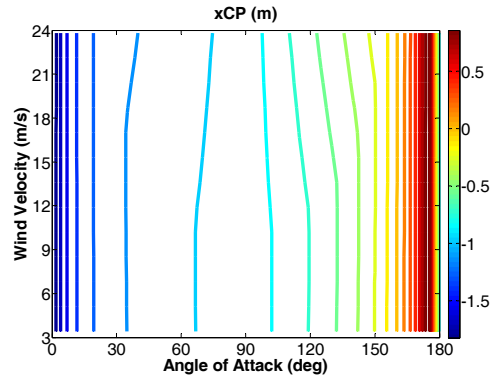


Fig. 4 Center of pressure location of the assumed body shape.

최적 궤적을 계산하기 위해서는 공력 특성이 필요하다. 공력 특성을 계산하기 위해 시스템의 형상을 Nulka 크기의 단순 실린더라 가정하고 Missile DATCOM을 이용해 공력 계수 및 압력 중심의 위치를 계산했다[6]. 계산 결과는 Fig. 2에서 Fig. 4에 보였다. 공력 계수 계산에 필요한 기준 면적은 실린더의 단면적이고, 압력 중심의 위치는 시스템의 최상단에서 측정되었다. Fig. 4의 압력 중심의 위치가 음의 값을 갖는 것은 최상단 아래쪽에 위치하는 것을 의미한다.

### 2.2 추진 시스템 개념 설계

발사 후 운용 고도에 최대한 빨리 도달하기 위해서는 높은 초기 추력 대 무게 비율이 효과적이다. 하지만 운용 고도 도달 이후에는 추력을 지속적으로 감소시켜야하므로, 초기 추력이 높을

수록 요구되는 추력 제어 범위가 넓어진다는 어려움이 있다. 따라서 초기 추력 대 무게 비율을 적절히 선정해야 한다.

먼저 최소 추력 범위를 결정하기 위해 CEA를 이용해 연소실 압력의 변화에 따른 비추력의 변화를 분석했다[7]. 추진제 유량 제어를 통해 추력을 제어한다고 가정하였는데, 이 경우 연소실 압력이 추력에 비례해서 변하고, 연소실 압력이 지속적으로 감소하면 노즐 내부에서 유동 박리가 일어나 비추력이 급격히 떨어진다. 따라서 최소 추력은 유동 박리가 일어나지 않는 과대 팽창 조건이라고 가정하였다. 유동 박리가 발생하는 조건은 Eq. 1과 같다[8].

$$P_t/P_a = \frac{2}{3}(P_c/P_a)^{-0.2} \quad (1)$$

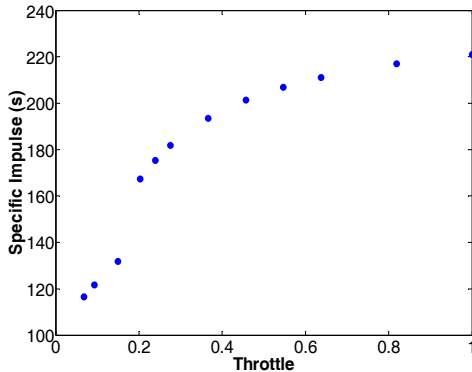


Fig. 5 Throttle vs. specific impulse.

여기서 하첨자  $i$ 는 박리 발생,  $a$ 는 대기, 그리고  $c$ 는 연소실을 의미한다. 즉 노즐 출구 압력이 박리 발생 압력 이하로 떨어지게 되면 노즐 내부에서 유동 박리가 발생하는 것이다. 연소실 압력이 높을수록 지상 비추력 성능이 우수하고 추력 제어 범위도 넓지만, 가압 탱크의 무게를 고려해야하기 때문에 연소실 압력은 30 bar로 가정하였다. Fig. 5에 CEA 분석 결과 및 유동 박리 후 비추력 예측 결과를 보였는데, 노즐의 면적비가 3.5일 때 연소실 압력 약 8 bar (최대 추력의 약 20%)까지는 유동 박리가 일어나지 않을 것으로 예측되었지만, 안전 마진을 고려해 본 연구에서는 최소 추력 범위는 25%까지로 정하였다.

최대 추력을 결정하기 위해 주어진 초기 추력 대 무게 비와 연소 종료 시 무게에 대한 초기 무게 및 요구되는 최소 추력 범위를 예측한 결과를 Fig. 6에 보였다. 기만기의 요구 운용 시간을 120 초로 가정할 때, 운용 시간동안 최대 추력에서 최소 추력까지 선형적으로 감소한다고 하고 Fig. 5의 비추력 변화를 적용한 결과이다. Fig. 6에 의하면, 초기 추력 대 무게 비가 1.6 미만이어야 최소 추력 범위 25% 조건에 부합한다. 또한 Nulka의 무게 제원을 고려할 경우, 연소 종료 시 무게는 30 kg 미만이어야 한다. 이를 바탕으로 대함 유도탄 기만기의 초기 무게는 65 kg, 최대 추력은 1,000 N으로 정하였고 Table 2에 추진 시스템의 예상 제원을 정리하였다.

Table 2. Estimated specifications of propulsions system.

Parameter	Value
Propellants	90% $H_2O_2$ /Jet-A-1
O/F ratio	7.5
Thrust (N)	1,000
Chamber pressure (bar)	30
Nozzle expansion ratio	3.5
Minimum throttle	25%
Burn time (s)	120

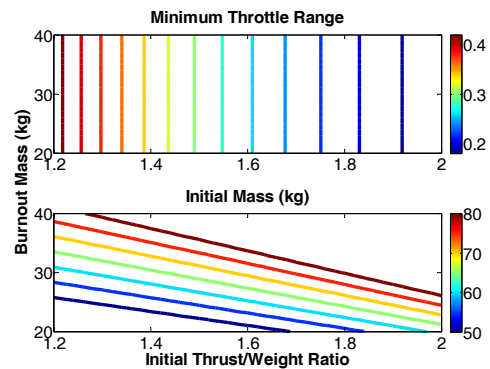


Fig. 6 Mass and throttle range estimation.

### 3. 최적 궤적 계산 및 무게 분포 설계

#### 3.1 2 자유도 최적 궤적 계산

실제 운용 중 추진제 소모량과 항속 시간 혹은 항속 거리를 예측하기 위해 가상 임무를 설계하여 2 자유도 최적 궤적을 계산하였다. 본 논문에서의 가상 임무는 임무 고도까지 상승 후 고도를 유지하면서 등속 수평 비행하는 것으로 설정하였다. 임무 고도는 15 m, 수평 비행 속도는 일반적인 함정의 최대 속도와 비슷한 14 m/s로 가정하였다. 수평 방향으로의 가속은 기만기가 임무 고도에 도달한 이후부터 이뤄지는 것으로 임무를 구성하였다. 추력 방향 제어는 비교적 단순한 구조인 제트 베인이나 제트 탭으로 구현한다고 가정하였고 이때의 추력 손실은 추력 방향각에 선형적으로 비례한다고 가정하였다; 추력 방향각이  $10^\circ$ 인 경우, 추력 손실은 10%이다.

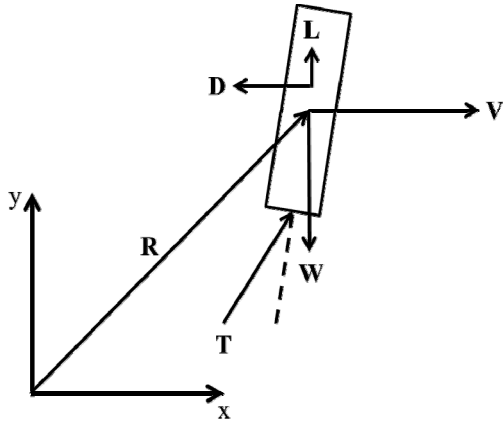


Fig. 7 Free body diagram for optimal trajectory calculation.

Fig. 7에 가상 임무의 자유물체도를 보였다. 본 절의 2 자유도 계산은 질점의 2차원 평면 운동으로 가정하였기에 추력 방향 제어나 공기력에 의한 회전은 고려되지 않았다. x 축은 수면과 평행하고 y 축은 수면에 수직인 방향이다. 수면 부근에서 비교적 낮은 속도로 움직이기 때문에 관성 좌표계로 가정하였다. 2절에 제시된 공력 계수와 추진 특성을 적용하였고 운동 방정식은 Eq. 2와 3으로 표현된다.

$$\vec{F} = \vec{L} + \vec{D} + \vec{T} + \vec{W} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{R}_x &= V_x \\ \dot{V}_x &= F_x / m \\ \dot{R}_y &= V_y \\ \dot{V}_y &= F_y / m \\ \dot{m} &= -|T| / (I_{sp} g_0) \end{aligned} \quad (3)$$

목적 함수는 위 운동 방정식의 등식 구속 조건과 Eq. 5와 6의 상태 변수 및 제어 입력의 부등식 구속 조건을 만족시키며 항속 거리를 최대화하도록 설정하였고, Eq. 4와 같이 정식화 하였다.

$$J = -R_x \quad (4)$$

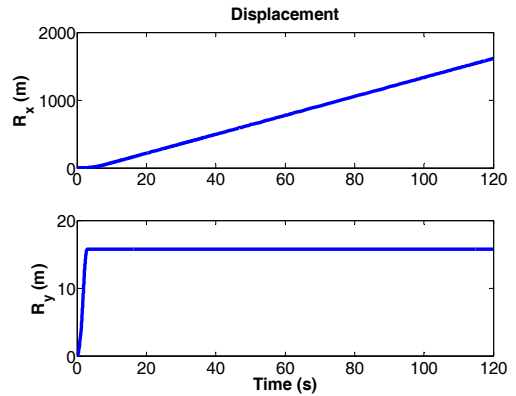


Fig. 8 Time vs. displacement of 2-DOF calculation.

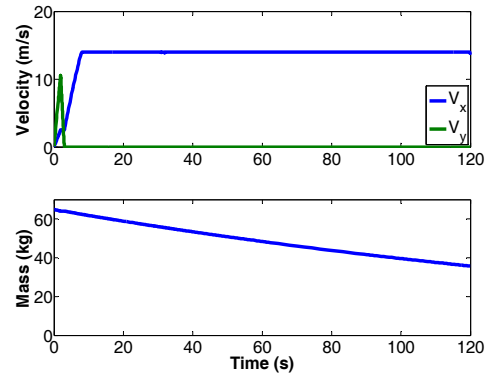


Fig. 9 Time vs. velocity and mass of 2-DOF calculation.

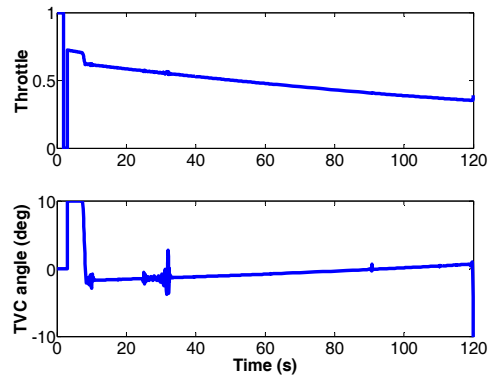


Fig. 10 Time vs. controls of 2-DOF calculation.

$$\begin{aligned} |V_x| &\leq 14 \text{ m/s} \\ R_y &\leq 15 \text{ m} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} r_{throttle} &\geq 0.25 \\ |\theta_{TVC}| &\leq 10^\circ \end{aligned} \quad (6)$$

이와 같이 정식화된 문제의 최적해를 구하기 위해 pseudospectral 기법 알고리즘을 기반으로 하는 최적 제어 코드인 GPOPS를 이용하였다 [10].

Fig. 8부터 10에 계산 결과를 보였다. 기만기 운용 시간이 120 초일 때 최대 항속거리는 약 1,616 m, 추진제 소모는 약 29 kg, 그리고 최소 추력 범위는 약 35%였다. 임무 고도까지 최대한 빠르게 상승하기 위해 초기 약 2 초 동안 최대 추력을 내다가 약 1 초 동안 엔진 작동을 멈춘다. 이는 과산화수소/케로신 로켓 엔진의 재점화 특성 덕분에 가능한 기동으로, 재점화가 요구 조건에 포함되지 않는다면 임무 고도까지 상승하는 시간은 더 길어질 것으로 예상된다.

### 3.2 무게 분포 설계

3.1 절의 최적해 결과를 토대로 기만기의 무게 분포를 설계하였다. 탱크 및 동체 구조의 재료는 탄소 섬유로 강화시킨 알루미늄 합금 라이너를 사용한다고 가정하였고, 추진제 가압에 필요한 헬륨 가스는 초기에 350 bar로 충전되어 있고 레귤레이터를 거쳐 과산화수소는 55 bar, 케로신은 45 bar로 가압한다고 가정하였다. 또한 추력

방향 제어 시스템의 무게는 2 kg으로 가정하였고, 무게 마진을 10% 적용했을 때의 결과를 Table 3에 나타내었다. Table 3에 의하면 본 연구에서 설계한 대함 유도탄 기만기는 총 무게 65 kg에 120 초간 운용할 경우 10 kg의 탑재체를 실을 수 있다.

Fig. 11은 Table 3의 무게 분포 설계 결과를 토대로 구성한 대함 유도탄 기만기의 개략적인 단면도이다. 밸브 및 배관 등은 표시되어있지 않다. 이 구성을 토대로 다음 절에서 필요한 관성 모멘트 및 무게 중심 위치를 Fig. 12와 13과 같이 구하였다. Fig. 12에서 무게 중심 위치의 기준점은 최상단이다.

### 3.3.3 자유도 최적 궤적 계산

2 자유도 계산으로는 공력이나 추력 방향에 의한 자세 변화를 고려하지 못한다. 따라서 앞 절의 무게 분포 설계는 자세 변화에 대한 추력 방향 제어를 추가로 고려할 경우의 추진제 소모량을 확인함으로써 검증은 해야 한다. 본 연구에서는 2 자유도 계산에 기울기 (pitch)를 운동을 추가한 3 자유도 궤적 계산을 통해 검증을 수행하였다. 가상 임무의 자유물체도와 시나리오는 3.1절과 같고, 운동 방정식은 Eq. 7과 8로 표현된다.

Table 3. Mass budget design result.

Subsystem	Mass (kg)	
He tank	2.9	
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> tank	2.7	
Jet-A-1 tank	0.7	
Propulsion system	He	0.3
	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	27.8
	Jet-A-1	3.7
	Thruster	1.8
	Valves and fittings	2.0
TVC	2.0	
Structure	4.6	
Margin	6.5	
Payload	10.0	
<b>Total</b>	<b>65.0</b>	

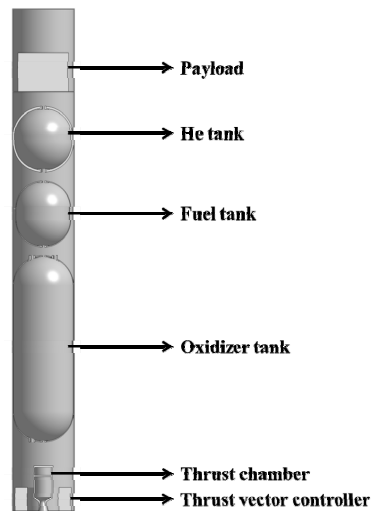


Fig. 11 Schematic of the decoy system.

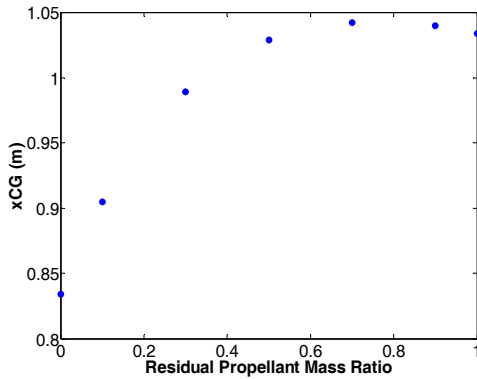


Fig. 12 Center of gravity location of the assumed body shape and mass budget.

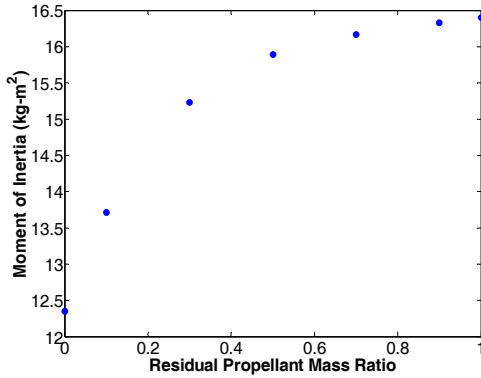


Fig. 13 Moment of inertia of the assumed body shape and mass budget.

$$\begin{aligned} \vec{F} &= \vec{L} + \vec{D} + \vec{T} + \vec{W} \\ \vec{M} &= \vec{l}_{cp} \times \vec{L} + \vec{l}_{cp} \times \vec{D} + \vec{l}_T \times \vec{T} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \dot{R}_x &= V_x \\ \dot{V}_x &= F_x / m \\ \dot{R}_y &= V_y \\ \dot{V}_y &= F_y / m \\ \dot{\Theta} &= -p \\ \dot{p} &= M_z / I_{zz} \\ \dot{m} &= -|T| / (I_{sp} g_0) \end{aligned} \quad (8)$$

여기서  $\vec{l}_{cp}$  와  $\vec{l}_T$  는 각각 무게 중심에서 압력 중심 사이의 변위, 무게 중심에서 노즐 출구 사이

의 변위 벡터이며 추진제 소모에 따라 변하게 된다. 또한  $\Theta$  는 Fig. 7에서 y 축을 기준으로 반시계 방향으로 증가하는 각이며,  $I_{zz}$  는 무게 중심을 원점으로 하는 기체 고정 좌표계의 z 축이 지면에서 나오는 방향이라 할 때 z 방향 관성 모멘트이다.

상태 변수의 부등식 구속 조건으로는 Eq. 5에 Eq. 9를 추가하였고, Eq. 6의 제어 입력 구속 조건을 그대로 적용하여 Eq. 4의 최적해를 구하였다.

$$\begin{aligned} |\Theta| &\leq 15^\circ \\ |p| &\leq 20 \text{ deg/s} \end{aligned} \quad (9)$$

Fig. 14부터 17에 상태 변수 및 제어 입력의 계산 결과를 보였다. 변위, 속도, 그리고 무게의 계산 결과는 2 자유도 계산 결과와 거의 일치함을 알 수 있었고, 따라서 앞 절의 무게 분포 설계에 대한 타당성을 확인하였다. Fig. 16과 17에 의하면 본 연구의 가상 임무에서 키놀이 모멘트 상쇄가 쉽게 가능하다는 것을 볼 수 있다. 하지만 바람이나 구체적인 형상에 대한 영향이 배제되어 있기 때문에 추후에 다양한 임무 구성을 통해 면밀히 분석해야 한다.

지금까지의 추진 시스템 예상 제원 파악, 궤적 계산, 무게 분포 설계 및 검증의 과정을 통해 저장성 액체 이원추진제 로켓 엔진의 능동형 대함 유도탄 기만기에 대한 적용이 가능함을 알 수 있고 그에 따른 요구 조건들을 도출할 수 있었다. 하지만 적용 타당성에는 다양한 측면에 대한 분석이 필요하다.

#### 4. 결 론

능동형 대함 유도탄 기만기의 추진 시스템의 요구 조건 분석 및 저장성 액체 이원추진제 로켓 엔진의 적용 가능성을 검토하기 위해 시스템 개념 설계를 수행하였다. 90년대부터 이미 운용 중인 Nulka의 제원을 토대로 형상과 무게를 가정하였고, 가장한 형상에 대한 공력 특성을 분석

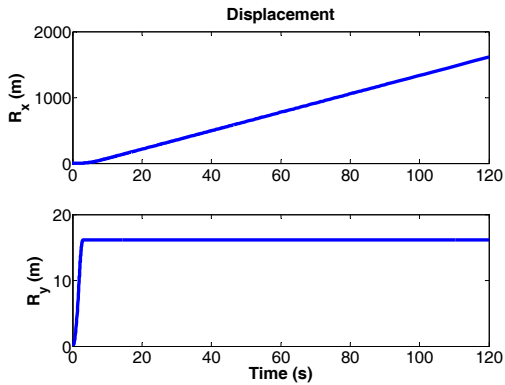


Fig. 14 Time vs. displacement of 3-DOF calculation.

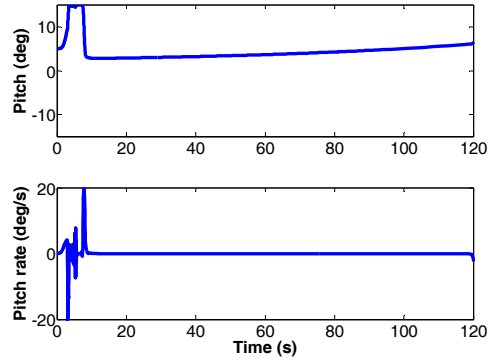


Fig. 16 Time vs. pitch and pitch rate of 3-DOF calculation.

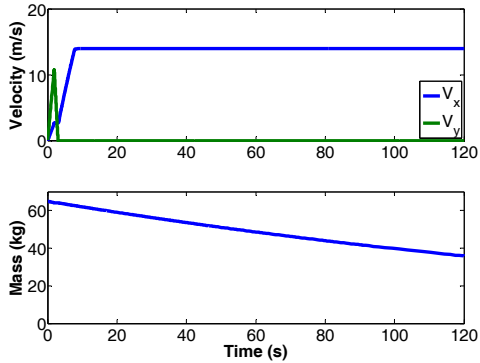


Fig. 15 Time vs. velocity and mass of 3-DOF calculation.

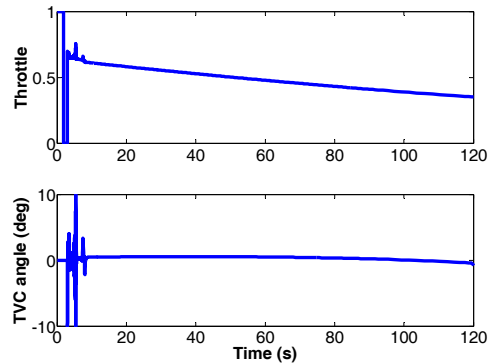


Fig. 17 Time vs. controls of 3-DOF calculation.

하여 최적 궤적 계산에 적용하였다. 추진 시스템으로는 추력 제어가 가능한 1,000 N 급 과산화수소/케로신 이원추진제 로켓 엔진과 가압식 추진제 공급 방식을 적용하였고, 연소실 압력 변화에 대한 비추력 성능을 분석하여 최적 궤적 계산에 적용하였다. 최적 궤적 계산을 통해 추진제 소모량 및 최소 추력 제어 범위를 예측하였고 이를 토대로 대함 유도탄 기만기의 무게 분포를 설계하였다. 무게 분포 설계를 검증하기 위해 3 자유도 최적 궤적 계산을 수행하였고, 2 자유도 최적 궤적 계산과 제어 입력만 다를 뿐 상태 변수는 거의 일치하는 결과를 얻어, 무게 분포 설계의 타당성을 확인하였다. 본 연구에서 도출된 추진 시스템의 요구 조건을 정리하면 다음과 같다.

- 1,000 N 급 지상 추력
- 30 bar의 연소 압력
- 재점화 1회
- 120 초 동안의 안정적인 연소
- 최소 35%의 추력 제어 범위

또한 10 kg의 탑재체로 충분히 운용이 가능하다면, 추진 시스템으로 저장성 액체 이원추진제 로켓 엔진의 적용이 가능함을 확인하였다. 저장성 액체 이원추진제 로켓 엔진을 적용할 경우 시스템이 다소 복잡하지만, 재점화나 능동적인 추력 제어를 통해 임무 활용도나 유연성을 높일 수 있다는 장점이 있다. 하지만 다양한 임무 시나리오 구성, 시스템의 신뢰도 혹은 비용 등의 측면에 대한 분석도 추가하여 저장성 액체 추진



제 로켓 엔진의 적용을 면밀히 고려할 필요가 있다.

## 후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2012R1A2A1A05026398).

## References

1. Kim, D., Yun J., Ryoo C.K., "Defense Strategy against Multiple Anti-Ship Missiles using Anti-Air Missiles," *Journal of the KSAS*, Vol. 39, No. 4, pp. 354-361, 2011.
2. Young, N. and Stacey, B.A., "Naval Air Defence: Softkill, Hardkill, and Platform Signature Coordination," *Journal of Battlefield Technology*, Vol. 10, No. 1, pp. 9-12, March 2007.
3. "MK-53 Nulka Decoy Launching System," retrieved October 21 2012 from <http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ship/weaps/mk-53.htm>.
4. Friedman, N., "The Naval Institute Guide to World Naval Weapon Systems," 5th ed., *Naval Institute Press*, p. 337, 2006.
5. "MK 234 Winnin Nulka Chaff," retrieved October 21 2012 from <http://www.harpoondatabases.com/weapon.aspx?DB=5&ID=997>.
6. Blake, W.B., "Missile DATCOM User's Manual - 1997 FORTRAN 90 Revision," Air Force Research Laboratory, AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, February 1998.
7. Chemical Equilibrium with Applications, CEAgui, NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, USA, 7 May, 2004.
8. Kalt, S. and Badal, D.L., "Conical Rocket Nozzle Performance Under Flow-Separation Conditions," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 2, No. 3, pp. 447-449, May-June 1965.
9. Jo, S., "Design and Validation of Bipropellant Rocket Engine with Storable Propellants," Ph.D. Dissertation, Division of Aerospace Engineering, School of Mechanical Aerospace & Systems Engineering, KAIST, 2012.
10. General Pseudospectral Optimal Control Software, GPOPS 5.1, Gainesville, FL, USA, October 2012.