

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(3), 229-236(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.3.229>

유도형 활공 탄약 비행제어시스템 개발 Part II: 유도 및 제어

임승한*, 박장호**, 조창연**, 방효충***

Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition
- Part II: Guidance and Control

Seunghan Lim*, Changho Pak**, Changyeon Cho** and Hyochoong Bang***

Division of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology*,***

Defense R&D Institute, Poongsan**

ABSTRACT

In this paper, the guidance laws and controllers for the gliding guided artillery munition is studied. The gliding guided artillery munition has wings for gliding to increase a range; therefore previous guidance laws and controllers for the guided munition could not be applied. Concepts of vector field guidance and proportional navigation guidance are applied for mid-term and terminal guidance, respectively. The gliding guided artillery munition is operated within wide altitude and speed areas; therefore, the controllers are designed for each area, and gain-scheduling and the linear interpolation technique is applied to compute the appropriate gains.

초 록

본 논문에서는 유도형 활공 탄약의 유도 법칙 및 제어기에 대해서 연구하였다. 기존의 유도형 탄약은 활공 없이 목표물을 타격하기 위한 유도 단계만 있지만, 유도형 활공 탄약은 사거리 증가를 위한 날개를 장착하고 활공하기 때문에 활공 유도 단계가 추가 되어야 한다. 본 논문에서는 벡터필드를 이용하여 탄약의 진입각을 만족시키기 위한 경로점까지 유도하였고, 종말 유도에서는 목표물 타격을 위해 비례항법유도 기법을 적용하였다. 또한 각 활공 영역별로 운동 모델을 선형화하고 각각에 맞는 제어기를 설계한 후, 선형 보간법을 이용하여 제어기의 이득 값을 계산한 뒤 제어에 사용하였다.

Key Words : Guided Artillery Munition(GAM, 유도형 탄약), Precision-Guided Munition(정밀 유도형 탄약), Smart Munition(지능탄), Vector Field(벡터필드), Vector Field Guidance(벡터필드 유도), Gain-Scheduling(게인 스케줄링)

1. 서 론

본 논문의 Part I에서는 유도형 활공 탄약의 운용 개념과 항법 알고리즘에 대해서 소개하였

다. 항법 알고리즘은 저가형 관성센서(Inertial Measurement Unit, IMU)와 위성항법시스템(Global Navigation Satellite System, GNSS) 기반으로 설계가 되었으며, 6자유도 모델을 이용한

† Received: May 16, 2013 Accepted: February 17, 2014

* Corresponding author, E-mail : shlim@ascl.kaist.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

시뮬레이션을 통해서 유도형 활공 탄약에 적용할 수 있음을 보였다.

본 논문에서는 Part I 에 이어서 유도형 활공 탄약의 유도 법칙 및 제어기를 설계하였다. 유도형 탄약을 유도 및 제어하기 위한 알고리즘은 이미 오래전부터 연구되어 왔다[1-6]. 하지만 대부분의 경우 활공을 하지 않고 바로 목표물을 타격하는 유도 법칙에 대한 연구이므로, 유도형 활공 탄약에 기존의 연구를 직접 적용할 수 없다.

본 연구에서 유도 법칙은 초기, 중기, 종말로 나누어 각각 설계하였고, 제어기의 경우 활공 영역이 광범위하기 때문에 제어기의 이득 값을 결정하는데 있어 게인 스케줄링(Gain-Scheduling) 기법을 적용하였다.

II. 유 도

본 절에서는 유도형 활공 탄약의 유도 법칙에 대해서 소개한다. 탄약에 적용되는 유도 법칙은 비행 특성 및 목표를 고려하여 그 과정을 초기, 중기, 종말 3단계로 나누었다.

2.1 초기 유도 법칙

회전을 제거하고 날개를 전개한 후에는 목표물에 접근하기에 앞서 자세를 안정화할 필요가 있다. 고고도에서 날개 전개 후 지속적으로 탄약의 기수는 낮아지므로 활공을 위해 최대한 빨리 비행경로각을 상승시켜야 한다. 이를 위해서 초기 유도 단계에서는 중축 운동을 안정화시킬 수 있는 범위 내에서 상승 기동을 위해 엘리베이터를 최대한 작동시켜야 한다. 그리고 롤 명령은 목표물에 접근하기 위한 경로점을 향하도록 생성되어야 하는데, 이 명령의 생성에 대해서는 중기 유도 법칙에서 설명하도록 하겠다. 또한 탄약의 횡축 안정성을 위해서 측면가속도 명령은 0으로 고정한다.

2.2 중기 유도 법칙

종말 유도 단계에 돌입하기 전에 원하는 수평 방향에서 타격하기 위한 지점으로 이동을 해야 하며 이를 위해 중기 유도 법칙을 설계한다. Fig. 1과 같이 수평 및 수직 타격 각도와 종말 유도를 시작할 거리를 정하면 원하는 경로점이 결정된다. 앞으로 수평 타격 각도는 진입각(Impact azimuth), 수직 타격 각도는 충돌각(Impact angle)으로 정의한다.

먼저 이 경로점에 원하는 방향에서 접근하기 위해서 수평 평면상의 원을 추종하도록 하였다.

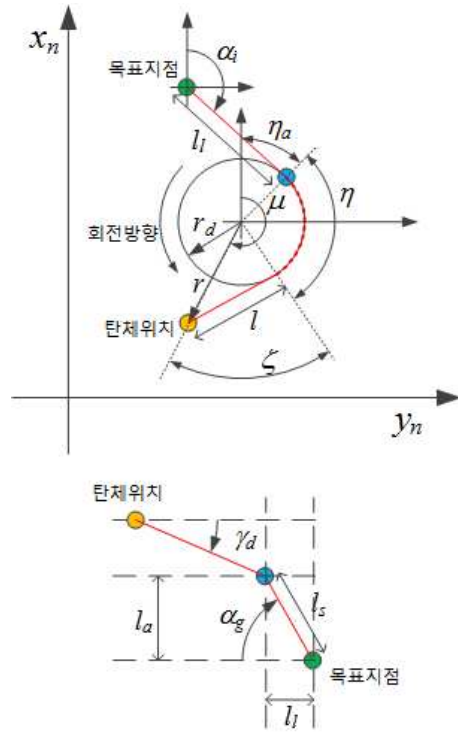


Fig. 1. Definitions of variables

이 원은 경로점을 한 점으로 가지면서 경로점과 목표물을 연결한 직선에 접하는 2차원 평면상의 선회 원으로 결정한다. 이때 선회방향 또한 고려되어야 하는데, 이는 발사지점과 발사방향, 그리고 목표물의 상대적인 위치를 고려하여 결정한다. 그리고 이 선회 원을 추종하기 위한 지상계적 명령을 생성하기 위하여 벡터필드를 설계하고, 결정된 경로점의 고도를 통과하기 위하여 비행경로각 명령을 생성한다.

진입각과 충돌각을 만족시키기 위하여 Fig. 1의 α_i , α_g , l_s 를 지정해주면 경로점이 결정되며, 발사지점과 목표지점의 비교를 통해서 선회방향과 r_d 를 정해주면 선회 원이 결정된다. 선회 원을 추종하는 지상계적 명령은 벡터필드를 통해서 생성되며, 아래와 같이 정의된다[7].

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ r\dot{\mu} \end{bmatrix} = \frac{V_H}{\sqrt{r^4 + (p_d^2 - 2)r_d^2 r^2 + r_d^4}} \begin{bmatrix} -(r^2 - r_d^2) \\ p_d r r_d \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 r 과 μ 는 극좌표계에서의 거리와 각도를 (자세한 정의는 Part I 참고), V_H 는 탄약의 수평 평면 상의 속력을 의미한다. Fig. 2에서 볼 수 있는 바와 같이 p_d 의 부호는 벡터필드의 선회 방향을 결정하며 절대 값의 크기는 원으로 끌어들이는 힘의 크기를 결정한다. 이때 지상계적(ground track)을 추종하기 위한 궤적의 각도 및 각도의 변화율을 구하면 아래와 같다.

$$\chi_d = \mu + \tan^{-1}\left(\frac{r\dot{\mu}}{r}\right) \quad (2)$$

$$\dot{\chi}_d = \frac{V_H p_d^2 r^3 ((p_d^2 - 2)r^2 + 2r_d^2)}{(r^4 + (p_d^2 - 2)r_d^2 r^2 + r_d^4)^{3/2}}$$

이를 추종하기 위하여 롤 명령을 아래와 같이 생성한다.

$$\phi_{cmd} = \tan^{-1}\left(\frac{\dot{\chi}_d V_H}{9.806}\right) + K_P^\chi(\chi_{err}) + \int K_I^\chi \chi_{err} dt \quad (3)$$

여기서 χ_{err} 은 지상궤적 각도의 오차를, K_P^χ 과 K_I^χ 는 각각 오차 비례 이득과 오차 적분 이득을 의미한다.

한편 탄약이 현재 위치에서 원까지의 접선을 따라간다고 가정하면, Fig. 1의 왼쪽 그림을 통해서 경로점까지 대략적으로 남은 수평비행거리를 구할 수 있으며, Fig. 1의 오른쪽 그림과 같이 남은 수평비행거리와 경로점과의 고도 차이를 비교해 비행경로각 명령을 생성한다. 이 비행경로각을 추종하기 위한 수직가속도 명령은 아래와 같이 생성한다.

$$a_{cmd}^z = \frac{-9.806 + K_P^\gamma \gamma_{err} + \int K_I^\gamma \gamma_{err} dt}{\cos\phi} \quad (4)$$

여기서 γ_{err} 은 비행경로각 오차를, K_P^γ 과 K_I^γ 는 각각 오차 비례 이득과 오차 적분 이득을, ϕ 는 롤을 의미한다. 위 식에서 분모에 롤 정보가 들어간 이유는 롤 기동으로 인해 발생한 항법좌표계에서의 수직가속도 감소를 보상하기 위함이다. 중기 유도 단계에서도 초기 유도 단계와 마찬가지로 탄약의 안정성을 위해서 측면가속도 명령은 0으로 고정한다. 중기 유도 법칙에 사용된 유도 이득 값은 Table 1과 같다.

Table 1. Gains for Mid-term Guidance

K_P^χ	K_I^χ	K_P^γ	K_I^γ
2.5	1.0	20.0	2.0

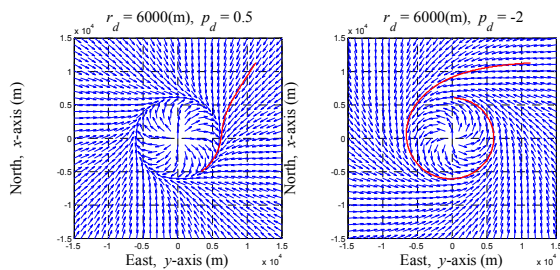


Fig. 2. Examples of vector field

2.3 종말 유도 법칙

경로점으로부터 일정 거리 내로 접근하면 종말 유도 단계로 전환된다. 이때 사용되는 유도 법칙은 비례 항법 유도(Proportional Navigation Guidance, PNG)이다. 이는 시선 벡터(Line Of Sight, LOS)와 시선 벡터의 회전축 벡터와 직교하는 방향으로 힘을 발생시켜 유도하는 알고리즘이다.

Figure 3에서 정의된 벡터를 기준으로 항법좌표계에서 목표물과 탄약의 상대 위치와 속도는 아래와 같다.

$$s_{TB} = s_{TE} - s_{BE} \quad (5)$$

$$v_{TB}^n = v_T^n - v_B^n$$

이를 통해 시선 벡터 방향의 단위 벡터를 구하고, 이를 상대 속도 벡터와 외적하면 시선 벡터의 회전축을 구할 수 있다.

$$u_{TB} = \frac{s_{TB}}{\|s_{TB}\|} \quad (6)$$

$$w^{OE} = \frac{u_{TB} \times v_{TB}^n}{\|s_{TB}\|}$$

한편, 탄약의 속도방향 단위벡터는 아래와 같이 구할 수 있다.

$$u_v = \frac{v_B^n}{\|v_B^n\|} \quad (7)$$

이때 항법좌표계에서 요구되는 가속도 명령은 아래와 같이 정의된다.

$$a_{PN}^n = NV(w^{OE} \times u_v) - \dot{q}^n \quad (8)$$

여기서 N 은 비례 항법 계수이며, V 는 탄약의 속력, \dot{q}^n 는 중력가속도이다. 본 논문에서는 타격점

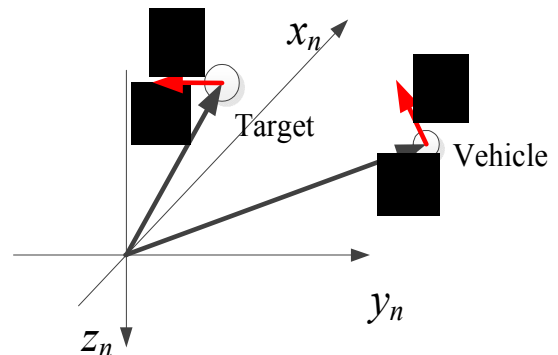


Fig. 3. Definitions of variables

에서 요구되는 기동과 탄약의 기동성을 고려하여 Λ 에 4를 사용하였다. 위 식을 동체고정좌표계로 변환하면 탄약이 추종해야할 가속도 명령이 생성된다.

$$\underline{a}_{PN}^b = C_n^b \underline{a}_{PN}^n \tag{9}$$

여기서 C_n^b 는 방향코사인행렬로써 본 논문의 Part I에 잘 나타나있다.

유도형 활공 탄약의 경우 Bank-To-Turn(BTT) 방식으로 탄약의 방향을 제어하게 된다. 하지만 이 방식으로는 정밀 타격을 위한 기동성이 부족할 수 있으므로, 종말 유도 단계에서는 BTT 방식과 Skid-To-Turn(STT) 방식을 혼용하여 사용하도록 한다. 따라서 (9)의 값을 재형성해야 하며 이는 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} a_{cmd}^y \\ a_{cmd}^z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \underline{a}_{PN}^b \tag{10}$$

$$\phi_{cmd} = \phi + \tan^{-1} \left(\frac{a_{cmd}^y}{a_{cmd}^z} \right)$$

III. 제 어

유도형 활공 탄약은 추력이 없는 상태로 활공하기 때문에 급격한 기동은 피해야 한다. 따라서 운동 모델이 선형적으로 표현되는 영역 안에서 운용되며, 종축 운동과 횡축 운동을 분리하여 제어해도 문제 되지 않는다. 하지만 활공하는 영역이 광범위하기 때문에 한 가지 선형 모델에 대해서만 제어기를 설계하면 전 활공 영역에서 안정한 제어기를 설계할 수 없다. 따라서 탄약을 제어하기 위하여 활공 영역 별로 각각의 선형 제어기를 동일한 구조로 설계한 후에 각 상태에 맞는 이득 값을 사용하는 게인 스케줄링 기법을 이용하였다.

탄약에는 활공을 위한 조종 날개가 장착되며,

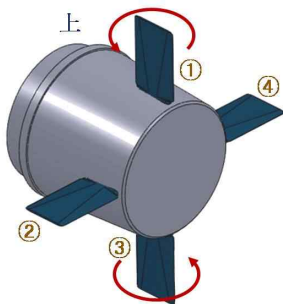


Fig. 4. Configuration of Control Fins

Fig. 4와 같이 제어를 위한 핀이 후방에 4개 장착된다. 본 논문에서는 좌우 핀이 서로 같은 방향으로 회전하는 것을 엘리베이터, 상하 핀이 서로 반대 방향으로 회전하는 것을 에일러론, 상하 핀이 서로 같은 방향으로 회전하는 것을 러더로 정의한다.

3.1 선형 모델 추출

선형 제어기를 설계하기 위해서는 먼저 각 활공 영역 별로 선형 모델을 추출해야 한다. 선형 모델을 추출하기 위해서는 운동 모델의 선형성을 위하여 트림을 계산하고, 그 영역에서 입력에 섭동을 주어 그로 인한 상태 변수의 변화를 통하여 선형 모델을 추출한다. 트림 계산과 선형 모델 추출 시 공력 계수를 기반으로 해석적으로 계산하는 방법이 있으나, 현대에는 컴퓨터 기술의 발전으로 최적화 기법을 통하여 보다 정확한 결과를 얻을 수 있다. 본 논문에서는 MATLAB의 trim 함수와 linmod 함수를 이용하여 수행하였다.

운동 모델의 구성에 대해서 간단히 언급하면 다음과 같다. 획득된 공력 DB를 고도, 마하수, 받음각, 제어 입력 등을 넣었을 때 이에 해당하는 공력 계수 값이 출력되도록 Simulink 블록을 생성한다. 이 때 출력되는 공력 계수 값은 주어진 비행 영역 사이에 선형 보간법을 이용하여 값이 출력하였고, 이를 바탕으로 6자유도 강제 운동방정식을 적용하여 유도형 탄약의 상태 변수를 계산한다[8]. 이때 실제와 유사한 운동 모델 구현을 위해서 공력DB는 풍동실험을 통해 획득된 자료를 이용하였다.

일반적인 평형 상태는 모든 상태의 변화율이 0인 상태를 의미한다. 유도형 탄약의 경우 추력이 없어 활공 단계에서 속력이 감소될 수밖에 없기 때문에 평형 상태 유지가 불가능하다. 따라서 본 연구에서는 평형 상태를 받음각, 옆미끄럼각, 자세의 변화율이 0으로 유지된 상태로 정의한다.

Table 2. Reference states for linearization

Altitude (m)	1.0	6400.0	12800.0
Speed (m/s)	160.0	240.0	320.0

Table 3. Trim values for elevator (deg)

	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
Alt.	1.0m	-13.061	-8.7380	-8.3482
	6400.0m	-16.587	-12.340	-12.393
	12800.0m	X	-22.850	-20.308

또한 활공 시 비행경로각이 약 $-30\sim 5^\circ$ 정도가 될 것으로 예상되기 때문에 피치가 -15° 인 상태를 기준으로 트림을 계산하였다. 비행 영역은 Table 2에서 볼 수 있는 바와 같이 3개의 고도와 3개의 속력을 기준으로 총 9개의 영역으로 구분하였으며, 각 영역별 트림은 Table 3과 같다. 에일러론과 러더의 트림 값은 탄약의 형상이 좌우 대칭이기 때문에 0° 이다. 트림 결과에 X표시가 있는데, 이는 그 영역에서는 트림이 불가능함을 의미하며, 그 영역에서 비행하지 않도록 비행경로 계획 등이 이루어져야 함을 의미한다.

트림 결과를 바탕으로 선형 모델을 추출해보자. 종축 제어기의 경우 엘리베이터에 의한 피치 각속도와 수직가속도에 대한 운동 모델이 필요하며, 횡축의 경우 에일러론에 의한 롤 각속도 운동 모델과 러더에 의한 요 각속도와 측면가속도에 대한 운동 모델이 필요하다. 3-루프 자동조종장치 구조를 가진 제어기를 설계할 예정이므로, 장주기 운동이 무시된 2차 운동 모델을 추출하였다.

수직가속도 모델에는 양수인 영점(zero)이 존재하므로 비최소위상(non-minimum phase) 시스템이라는 것을 알 수 있다. 이는 물리적으로 입력 초기에 원하는 결과와 반대로 움직이는 경향이 나타남을 의미한다. 수직가속도를 증가시키기 위해서 피치를 상승시키려면 엘리베이터를 통해서 하향 힘을 발생시켜 양의 모멘트를 발생시켜야 하고, 이로 인해서 반대 방향의 수직가속도가 순간 발생하는 것이다. 이는 엘리베이터가 후방에 위치한 비행체의 특성이며, 영점의 절대 값이 매우 크므로 실제 운용상에 문제는 없을 것으로 판단되었다. 또한 측면가속도 운동 모델의 160m/s 영역에서는 극점(pole)이 양수 영역에 존재함을 알 수 있었는데, 이를 통해 요 각속도 운동이 불안정함을 알 수 있었다. 따라서 러더를

통해 자세를 능동적으로 안정화시켜야 하며, 나머지 안정한 영역에서도 요 안정성의 감쇠계수가 작으므로 러더에 의한 안정화는 필수적임을 알 수 있었다.

3.2 제어기 설계

탄약의 제어기는 크게 세 부분에 대해서 설계되어야 한다. 하나는 수직가속도 명령, 다른 하나는 롤 명령, 또 다른 하나는 측면가속도 명령을 추종하기 위한 제어기이다. 이 중에서 가속도 추종을 위한 제어기의 경우 미사일 제어에 널리 사용되는 3-루프 자동조종장치 구조가 적용되었고, 롤 제어기의 경우 PD 제어기 구조가 적용되었으며, 구조는 Fig. 5에 나타나있다.

3-루프 자동조종장치는 주어진 2차 시스템에서 요구되는 고유진동수와 감쇠계수가 주어졌을 때 적합한 이득 값을 계산해주는 기법이며, PD 제어기는 고전제어에서 널리 사용되는 기법이다 [9-10]. 이 두 기법 모두 널리 사용되어지고 있고 인용된 자료에 상세히 수록되어 있으므로 본 논문에서 유도 과정은 생략하겠다. 제어기 설계 결과는 Table 4~13와 같다.

IV. 시뮬레이션

본 논문의 Part I 에서 소개된 항법 알고리즘과 앞서 설명된 유도 법칙 및 제어기를 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 발사 시나리오는 Part I 에 소개되었으며, 풍동실험을 통해 획득된 공력 DB를 바탕으로 6자유도 모델을 구성하였고, 센서에 추가된 백색잡음 특성은 Part I 의 Table 1 에 나타나있다. 실험에는 고도별 바람의 영향도 고려하였으며, 그 프로파일은 Fig. 6과 같다. 여기에 나타난 풍향에 무작위 고정 값을 더해 매

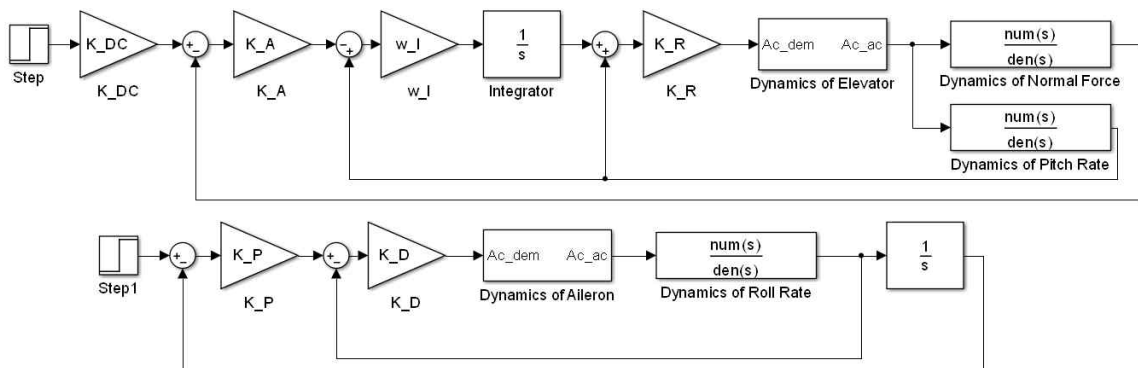


Fig. 5. Structures of acceleration and roll controllers, respectively

Table 4. K_{DC} for normal acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		0.999	0.997	0.998
6400.0m		1.10	1.03	1.00
12800.0m		X	1.055	1.04

Table 6. w_f for normal acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		0.49	0.46	0.25
6400.0m		2.5	0.5	0.4
12800.0m		X	3.8	1.2

Table 8. K_{DC} for side acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		1.10	1.09	1.02
6400.0m		1.04	1.05	1.02
12800.0m		X	1.02	1.02

Table 10. w_f for side acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		7.83	7.31	1.07
6400.0m		7.41	6.93	3.28
12800.0m		X	6.29	5.01

Table 12. K_P for roll controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		1.8	1.8	2.1
6400.0m		1.8	1.8	2.1
12800.0m		X	1.6	1.9

Table 14. Information of Targets

Target #1		Target #2	
Latitude	37.380 deg	Latitude	37.480 deg
Longitude	127.00 deg	Longitude	127.00 deg
Altitude	0.0 m	Altitude	0.0 m
Impact Azimuth	180.0 deg	Impact Angle	180.0 deg
Target #21		Target #22	
Latitude	37.45 deg	Latitude	37.458 deg
Longitude	127.10 deg	Longitude	126.90 deg
Altitude	0.0 m	Altitude	0.0 m
Impact Angle	270.0 deg	Impact Angle	90.00 deg
Target #41		Target #42	
Latitude	37.310 deg	Latitude	37.310 deg
Longitude	127.15 deg	Longitude	126.85 deg
Altitude	0.0 m	Altitude	0.0 m
Impact Angle	0.000 deg	Impact Angle	0.000 deg

시뮬레이션마다 다른 바람 조건에서 시뮬레이션이 수행되도록 하였다. 또한 다양한 목표물에 대해서 시뮬레이션을 수행하였으며, 그 목표물 정보 및 타격요구 조건은 Table 14에 있다. 발사 지점은

Table 5. K_A for normal acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		-0.18	-0.40	-0.90
6400.0m		-0.12	-0.20	-0.45
12800.0m		X	-0.060	-0.11

Table 7. K_R for normal acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		0.28409	0.12786	0.059842
6400.0m		0.49885	0.21828	0.10287
12800.0m		X	0.34000	0.22000

Table 9. K_A for side acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		0.06	0.04	0.2
6400.0m		0.15	0.09	0.13
12800.0m		X	0.21	0.18

Table 11. K_R for side acceleration controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		0.315	0.0900	0.0400
6400.0m		0.560	0.170	0.0700
12800.0m		X	0.430	0.160

Table 13. K_D for roll controller

Alt.	Spd.	160.0m/s	240.0m/s	320.0m/s
1.0m		0.025	0.021	0.015
6400.0m		0.028	0.024	0.018
12800.0m		X	0.040	0.025

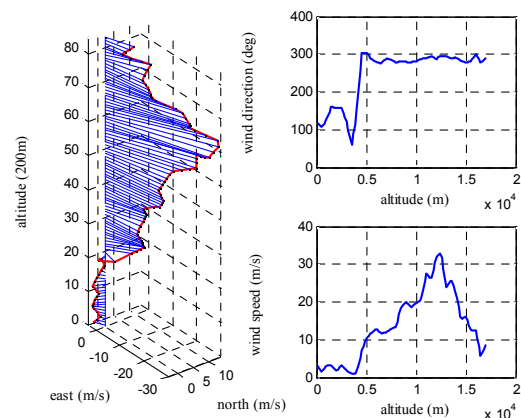


Fig. 6. Wind Profile

(37.0deg, 127.0deg, 70m)이며, 1100mil의 고각으로 북쪽을 향해 발사하였다. Fig. 7~12에는 시뮬레이션을 통한 탄착점과 활공궤적 결과가 나타나있다. 각 목표물 당 110번의 시뮬레이션을 수행하였으며, 50%의 탄약은 6m 이내에, 95%의 탄약은 모두 10m 이내에 탄착점이 형성되었음을 볼 수 있다.

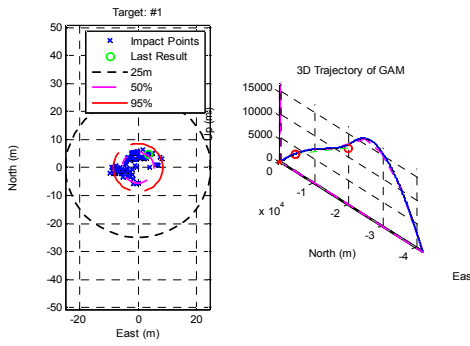


Fig. 7. Simulation result for target#1

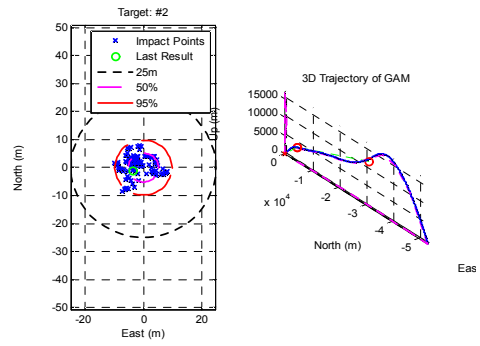


Fig. 8 Simulation result for target#2

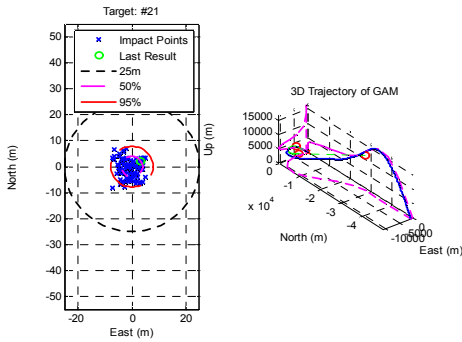


Fig. 9. Simulation result for target#21

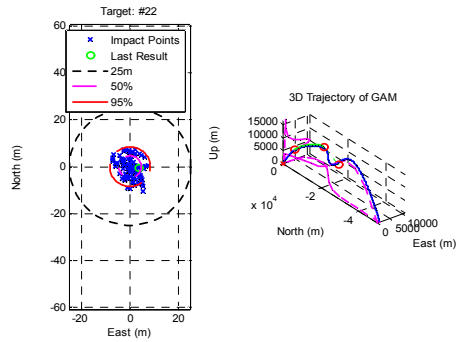


Fig. 10 Simulation result for target#22

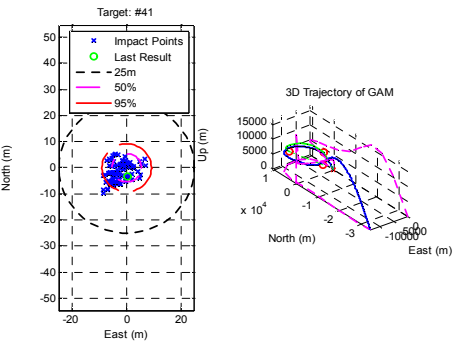


Fig. 11. Simulation result for target#41

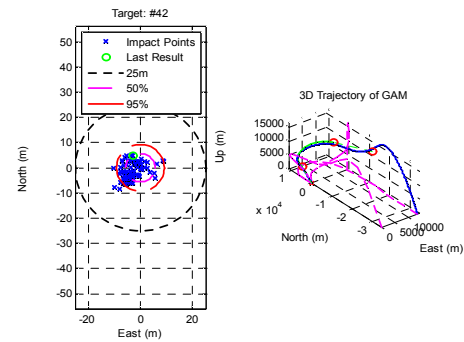


Fig. 12. Simulation result for target#42

V. 결 론

본 논문에서는 Part I 에서 설명된 항법 알고리즘에 이어서 유도 법칙 및 제어를 설계하였다. 중기 유도 법칙은 벡터필드 기법을 적용하였으며, 이로 인하여 부드러운 활공 궤적을 얻을 수 있고 충돌각을 만족시키기 위한 경로점까지 잘 유도할 수 있음을 시뮬레이션을 통해서 검증하였다. 종말 유도 법칙은 비례항법유도를 적용하였고, 기동성이 떨어지는 탄약임에도 목표물을 잘 타격함을 볼 수 있었다. 또한 설계된 유도 법칙을 잘 추종하기 위한 제어를 설계하였는데, 유도형 활공 탄약의 경우 활공 영역이 매우 넓어

계인 스케줄링 기법을 제어기 설계에 적용하였다. 대표적인 활공 영역을 설정하여 각 영역 별 제어를 설계하였으며, 활공 중에는 선형 보간법을 이용하여 이득 값을 계산해 사용하였다. 시뮬레이션을 통해서 바람 등의 외란에도 불구하고 50%의 탄약이 6m 이내에, 95%의 탄약이 목표물 10m 이내에 충돌함을 보였다.

후 기

본 연구는 ㈜풍산 기술연구원의 “유도형 탄약 공력해석 및 비행제어시스템 개발 연구” 과제의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Morrison, Phillip H., and David S. Amberntson. "Guidance and control of a cannon-launched guided projectile," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.14 No.6, 1977, pp.328-334.
- 2) Rouger, Philippe. "Guidance and control of artillery projectiles with magnetic sensors," 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2007.
- 3) Mark Dean Ilg, "Guidance, Navigation, and Control for Munitions," A Thesis Submitted to the Faculty of Doctoral dissertation, Drexel University, 2008.
- 4) Craig Phillips, "Guidance Algorithm for Range Maximization and Time-of-Flight Control of a Guided Projectile," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* Vol.31 No.5, 2008, pp.1447-1455.
- 5) Yongho Kim, Jongju Kim, Minsu Park, "Guidance and Control System Design for Impact Angle Control of Guided Bombs," *International Conference on Control Automation and Systems*, 2010.
- 6) Frank Fresconi, "Guidance and Control of a Projectile with Reduced Sensor and Actuator Requirements," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* Vol.34, No.6, 2011, pp.1757-1766.
- 7) S. Lim, Y. Kim, D. Lee, H. Bang, "Standoff Target Tracking using a Vector Field for Multiple Unmanned Aircrafts," *Journal of Intelligent & Robotic Systems* Vol.69 No.1, 2013, pp.347-360.
- 8) Choonbae Park, "Flight Dynamics Principles(in Korean)," ISBN:978-89-7282-709-2, Kyungmoon Publisher, 2004.
- 9) Paul Zarchan, "Tactical and strategic missile guidance," Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1994.
- 10) Katsuhiko Ogata, Yanjuan Yang. "Modern control engineering," 1970.