

단거리 지대공 유도무기에서의 순비례항법 유도법칙과 진비례항법 유도법칙의 성능비교

Performance Comparison between True Proportional Navigation Guidance Law and Pure Proportional Navigation Guidance Law

이 연 석*, 유 약 환, 전 칠 환
(Yeon-Seok Lee, Yuehuan Liu, and Chil-Hwan Jeon)

Abstract : In this paper, a performance comparison between traditional TPN (true proportional navigation) guidance law and PPN(pure proportional navigation) guidance law is made, based on a short range surface-to-air missile simulation program. This simulation program has a nonlinear aerodynamic missile model, a roll stabilized autopilot, a nonlinear radar model, and a target model. According to the simulation results, the PPN guidance law has better performances than TPN guidance law under the condition of evasive target.

Keywords : TPN guidance, PPN guidance, missile simulation

I. 서론

유도무기의 성능은 유도법칙에 따라 좌우되는데, 유도무기의 사용환경에 따라 적절한 유도법칙을 사용하는 것이 매우 중요하다. 본 논문에서는 여러 가지의 유도무기 중에서 가까운 거리에서 적 항공기를 요격하는 단거리용 지대공 유도무기의 경우에 사용되는 유도법칙 중에서 비례항법 유도법칙에 관한 두가지의 방법에 관하여 고찰하기로 한다. 그림 1은 단거리 지대공 유도무기가 임무를 수행하는 가장 일반적인 형태를 보여주고 있다. 유도무기체계의 구조는 지상의 유도무기운반체와 적기를 향하여 진행되는 유도무기, 그리고 이동하고 있는 적항공기의 세 부분으로 표현될 수 있다. 이러한 구조를 지닌 유도무기체계에서 처음에 많이 사용되던 유도법칙으로는 시선지령식 유도법칙이 있다[1-5]. 그림에서 보면, 유도무기운반체는 레이다를 사용하여 적항공기를 관측하여 유도무기를 발사하고, 계속하여 유도무기와 적항공기를 레이다로 관측하며, 유도무기가 적항공기와 조우할 수 있도록 유도무기에 유도명령을 지시한다.

시선지령식 유도법칙은 이러한 과정에서 레이다에서 보는 적항공기와 시선상에 유도무기가 위치하도록 제어하게 되면, 유도무기와 적항공기가 조우하게 된다는 생각으로 유도무기를 제어하는 방법이다. 시선지령식 유도법칙은 비교적 구조와 계산이 간단하여 많이 사용되고 있다. 그러나 적항공기가 회피기동을 하거나 적항공기가 유도무기운반체에 가까워 시선이 급격하게 변화하는 호밍유도(homing guidance)기간의 경우에는 유도무기의 성능이 현저하게 저하된다. 그러나 이후로 급격한 유도명령이 수행되어야 하는 호밍유도에 연구되었던 비례항법 유도법칙은 이러한 문제점들을 개선하여 성능이 향상되었다[5,6].

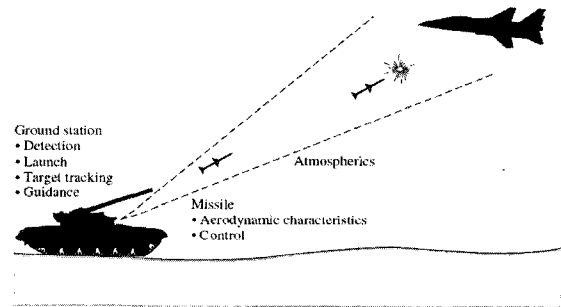


그림 1. 유도무기의 임무수행구조.
Fig. 1. The structure of a missile mission.

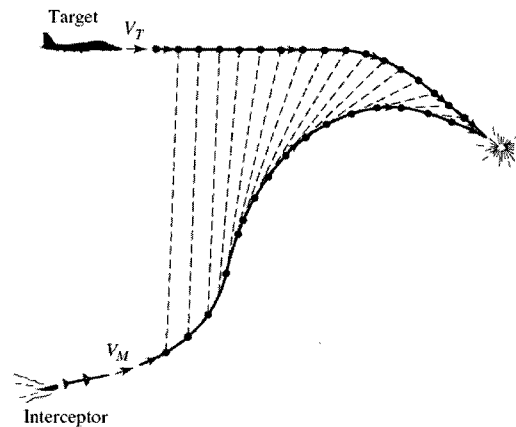


그림 2. 비례항법유도법칙의 개략도.
Fig. 2. The scheme of proportional navigation guidance.

비례항법 유도법칙은 그림 2와 같이 유도무기에서 표적물을 바라보는 시선의 방향을 항상 같게 유지하면, 유도무기가 표적물의 방향으로 이동하는 성분에 의하여 표적물과 유도무기가 조우하게 된다는 가정으로 구성되게 된다. 비례

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2007. 1. 25., 채택확정 : 2007. 2. 17.
이연석, 유약환, 전칠환 : 군산대학교 전자정보공학부
(yeonslee@kunsan.ac.kr/yhliu@kunsan.ac.kr/chjeon@kunsan.ac.kr)

항법 유도법칙은 지금까지도 많은 연구가 진행되고 있으며, 호밍유도에 많이 사용되고 있다. 비례항법 유도법칙은 크게 비례항법(TPN: True Proportional Navigation) 유도법칙과 순비례항법(PPN: Pure Proportional Navigation) 유도법칙으로 구별될 수 있다. 먼저 초기에 연구되었던 진비례항법 유도법칙은 유도무기가 수행하여야 할 유도명령이 유도무기와 표적물의 시선에 직각이 되는 방향으로 유도명령을 계산하도록 구성되어 있다. 이와는 달리 순비례항법 유도법칙에서는 유도명령을 유도무기가 진행하는 속도방향에 직각이 되도록 구하고 있다[7-18]. 본 논문에서는 이와 같은 비례항법 유도법칙들의 성능을 표적물이 등가속도운동을 하는 경우에 대하여 시뮬레이션을 통하여 비교하여 보았다. 본 논문의 구성은 2장에서는 성능비교를 위한 단거리 지대공 유도무기의 비선형 동역학모델을 포함한 자동조종장치, 그리고 관측장비모델을 살펴보고, 3장에서의 진비례항법 유도법칙과 4장에서의 순비례항법 유도법칙에 관한 시뮬레이션 결과를 5장에서 고찰하고, 이로부터 얻은 결론을 6장에서 서술하고 있다.

II. 유도무기 체계의 구조

비례항법 유도법칙의 성능을 비교하기 위한 시뮬레이션 프로그램의 블록선도는 그림 3과 같이 주어지는 단거리 지대공 유도무기를 대상으로 구성되어 있다. 시뮬레이션을 위한 유도무기체계의 흐름도는 그림 3과 같은 구조를 지니고 있다. 그림 3에서 유도무기는 비선형 공력학 모델을 그대로 구현하였으며, (1)과 같이 주어지게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{v}}_m^M &= \frac{\mathbf{F}_A}{m} + \frac{\mathbf{F}_T}{m} + C_I^M \cdot \mathbf{g}^I - \mathbf{w}^M \times \mathbf{v}_m^M \\ \dot{\mathbf{r}}^I &= C_M^I \cdot \mathbf{v}_m^M \\ \dot{\mathbf{w}}^M &= \Gamma_d^{-1} (\mathbf{M}_A + \mathbf{M}_T + \mathbf{w}^M \cdot \mathbf{I}_d \times \mathbf{w}^M) \\ \dot{\mathbf{j}}^M &= C_w^M \cdot \mathbf{w}^M \end{aligned} \tag{1}$$

(1)에서 \mathbf{v}_m^M 은 동체좌표계에서 표현된 유도무기의 속도 벡터를 의미하며, \mathbf{F}_A 는 유도무기의 이동속도와 제어편각에 의하여 유도무기에 작용하는 공력힘 벡터, \mathbf{F}_T 는 유도무기의 추력에 의한 공력힘 벡터를 표시한다. 또한 C_I^M 는 관성좌표계에서 유도무기의 동체좌표계로 변환하는 행렬을 표시하며, \mathbf{g}^I 는 관성좌표계로 표현된 중력을 나타내고 있다. 첫 번째 식에서 마지막 항은 유도무기의 회전각속도에 의한 속도변화를 나타내고 있다, 이와 같이 구해지는 유도무

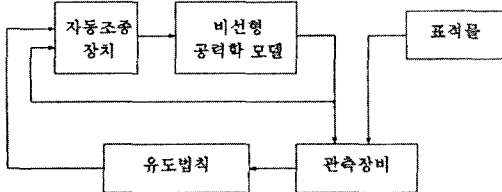


그림 3. 유도무기체계의 블록선도.
Fig. 3. The block diagram of guided weapon system.

기의 속도벡터는 동체좌표계에서의 값들이므로, 유도무기의 유도지령을 계산하기 위한 관성좌표계에서의 유도무기의 위치정보는 이를 관성좌표계로 변환한 뒤 적분하여 얻을 수 있다.

마찬가지로 유도무기의 각속도도 공력과 추력에 의하여 결정되고, (1)의 세 번째 식이 이를 나타내고 있다. 식에서 \mathbf{w}^M 은 동체좌표계에서 표현된 유도무기의 각속도를 의미하고 있으며, 이 각속도의 변화는 유도무기의 이동자세와 제어편각들에 의하여 결정되는 공력모멘트 벡터 \mathbf{M}_A 와 추력에 의한 공력모멘트 \mathbf{M}_T 의 합으로 표현된다. 매 순간의 유도무기의 각속도는 각속도를 표현하는 좌표계에서의 값들이므로, 이로부터 관성좌표계에서의 유도무기의 자세를 구하기 위하여서는 이들을 각속도를 나타내는 좌표계에서 자세각을 나타내는 관성좌표계로의 변환을 수행한 뒤에 적분하여 자세각 \mathbf{j}^M 을 얻을 수 있다.

유도무기의 운동모델은 추력과 유도법칙에서 결정되는 유도명령으로 제어편각을 변화시켜 원하는 운동형태를 얻게 된다. 제어편각으로부터 유도무기의 제어량 달성은 유도무기의 자동조종장치에서 수행하게 되는데, 그림 4는 이러한 자동조종장치의 형측에 관한 블록선도를 보여주고 있다. 자동조종장치는 유도명령을 성취하도록 하며, 유도무기의 기체를 안정화시키고, 유도무기의 비행도중에 동체에 인가되는 입력잡음에 대하여 강인성을 지니도록 구성되어야 하는데, 시뮬레이션에 사용된 유도무기의 자동조종장치는 (2)와 같이 구성되어 이러한 조건들을 만족하고 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= K_a (K_o A_c - A_p) - r \\ \dot{\delta}_c &= K_r (W_i x - r) \end{aligned} \tag{2}$$

식에서 x 는 자동조종장치의 상태변수이고, K_a 는 가속도의 보상이득, K_r 은 자세각의 보상이득, 그리고 K_o 는 정상상태에서의 오차를 제거하기 위한 항으로 유도무기의 속력에 의하여 결정되는 값이다. 그림 4에서 살펴보면, 먼저 유도무기에 입력되는 가속도에 관한 유도명령 A_c 는 정상상태의 오차를 보상하기 위한 이득 K_o 가 곱해져, 실제로 유도무기가 성취한 가속도 A_p 와 비교되게 된다. 유도무기가 실제로 성취한 가속도는 가속계로부터 측정되게 된다. 유도무기가 성취한 실제의 가속도가 미흡할 경우에는 가속도이득 K_o 만큼 계산되어 유도무기의 성취가속도와 비교되고, 상태변수를 통하여 필요한 제어편각의 제어량을 결정하게 된다.

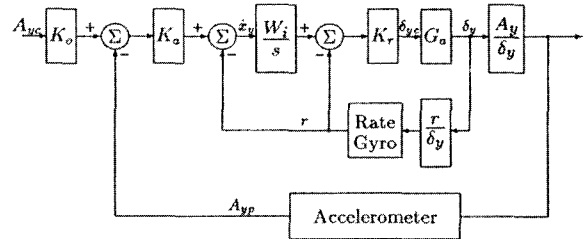


그림 4. 자동조종장치의 블록선도.
Fig. 4. The block diagram of autopilot control system.

유도무기의 성취각속도는 유도무기에 탑재된 레이저자이로를 이용하여 측정되게 된다. 이와 같은 과정을 거쳐 결정된 제어편각의 제어량은 (1)의 유도무기에 적용되는데, (1)에서의 공력힘과 공력모멘트에 작용하게 된다. 자동조종장치에 사용되는 각 제어이득들은 유도무기의 속력에 따라 결정되어지며, 본 시뮬레이션에 사용된 각각의 이득들도 단거리 유도무기의 성능에 알맞게 결정된 값들을 사용하고 있다.

유도무기에 인가되는 유도명령을 산출하기 위하여서는 유도무기와 표적물의 상태를 측정하여야 하는데, 여기에서 사용된 측정장치는 일반적인 유도무기에서 사용되는 레이더로 그 측정식은 (3)과 (4)와 같이 주어진다. 레이더의 측정치들은 유도무기와 표적물의 위치에 관한 정보로서 (3)과 같은 비선형식으로 주어지며, 위치정보의 변화율들은 (4)와 같이 구할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \dot{r} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sqrt{(x^2 + y^2 + z^2)} \\ \tan^{-1}\left(\frac{y}{x}\right) \\ \tan^{-1}\left(\frac{-z}{\sqrt{(x^2 + y^2)}}\right) \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{r} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{xu + yv + zw}{r} \\ \frac{-w - r \sin\theta}{\sqrt{(x^2 + y^2)}} \\ \frac{v}{x} - \frac{xu + yv}{\sqrt{x^2 + y^2}} \sin\psi \end{pmatrix} \quad (4)$$

측정식에서 r 과 θ , 그리고 ψ 와 그 변화율들은 레이더의 측정치들로서, 각각 거리(range)와 고각(elevation angle), 그리고 횡각(azimuth angle) 및 그 변화율들을 의미한다. 또한 x 와 y , 그리고 z 는 각각 피추정물의 직각좌표계에서의 위치를, u 와 v , 그리고 w 는 이들의 속도를 나타내는 변수들이다. 레이더의 각 측정치들은 레이더의 전파축(bore-sight axis)을 기준으로 하는 좌표계에서의 값들을 의미하며, 유도무기나 표적물의 위치들과와 속도들을 의미하는 변수들은 레이더의 전파축을 기준으로 하는 직각좌표계에서의 값들을 의미한다. 실제의 유도무기체계에서는 레이더의 전파축이 정확하게 피추정물의 위치를 지시하도록 적절한 구동장치에 의하여 제어되며, 각 구동장치들은 그 동특성에 따라 구동되므로 그에 따르는 오차를 지니게 된다.

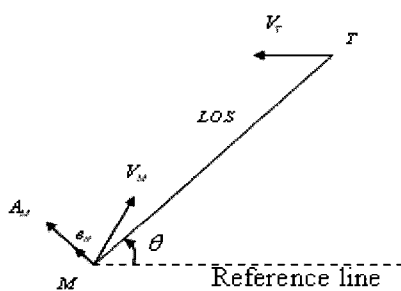


그림 5. 진비례항법 유도법칙의 개념도.
Fig. 5. Geometry of true proportional navigation.

시뮬레이션프로그램에서는 이러한 오차를 측정치에 부가되는 잡음으로 처리하도록 구성하였다.

유도무기체계의 시뮬레이션프로그램에서는 이 외에도 표적물에 관한 운동모델을 포함하고 있어, 모든 상황을 설정하여 그림 3과 같이 시뮬레이션이 가능하도록 구성하였다.

III. 진비례항법 유도법칙

중단유도를 위하여 많이 연구되고, 실전에 투입되고 있는 비례항법 유도법칙은 앞에서의 그림 2와 같은 개념에서 출발하고 있다. 유도무기에서 표적물을 바라보는 시선은 표적물이 움직이면서 변화하게 된다. 이러한 변화에 대하여 유도무기는 표적물과의 일정한 시선각을 유지하여야 표적물과 조우할 수 있다. 일정한 시선각을 유지하기 위한 유도법칙에서는 하여 유도무기는 시선각에 직각방향으로의 유도명령을 구하게 된다.

이와 같이 유도명령의 방향이 시선과 직각이 되도록 구하는 방법을 진비례항법 유도법칙이라 하며, 그림 5에서는 이러한 유도명령의 방향을 보여주고 있다. 그림에서 M 으로 표현된 유도무기의 위치에서 r 로 표현되는 표적물까지의 시선이 주어져 있으며, 편의상 한 평면만을 표현하고 있다. 표적물이 V_T 의 속도로, 유도무기가 V_M 의 속도로 각각 움직이게 되면, 이 두 물체의 운동이 서로 평행하지 않으므로 시선이 변화하게 되어 시선각 θ 가 변화하게 된다. 이러한 변화를 줄이기 위하여서는 유도무기가 시선방향과 직각방향으로 A_M 의 가속도를 성취하여야 한다. 실제로 이러한 경우에 유도무기가 성취하여야 할 가속도 A_M 의 크기는 (5)와 같이 주어진다.

$$A_M = N V_c \left(\frac{d\theta}{dt} \right) \quad (5)$$

식에서 N 은 단위없이 사용하는 비례항법상수(navigation constant)이며, V_c 는 접근속도로서 그림 5에서 표적물의 속도 V_T 와 유도무기의 속도 V_M 이 지나는 시선방향성분의 합으로 주어지게 된다. 또한 마지막의 시선의 변화량은 실제로 발생하는 유도무기와 표적물과의 시선각 변화량을 의미한다.

IV. 순비례항법 유도법칙

앞에서의 진비례항법과는 달리 순비례항법에서는 유도명령의 방향이 유도무기가 움직이고 있는 방향에 직각이 되도록 설정하고 있다. 그림 6에서는 이러한 순비례항법의 구조를 한 평면에서 보여주고 있는데, 그림 5에서와는 달리 유도무기가 성취하여야 할 가속도 A_M 의 방향이 유도무기가 진행하고 있는 속도벡터 V_M 방향과 직각으로 나타나 있다. 유도무기의 진행속도 V_M 과 기준축이 이루는 각을 ϕ 라 하고 시선과의 사잇각을 θ 라 하면, 그 차이는 ψ 만큼 차이가 발생한다. 이 차이만큼이 진비례항법 유도법칙과 순비례항법 유도법칙의 차이가 된다. 특히 중단유도의 경우에는 유도무기의 진행방향이 시선축과 큰 변화를 보일 수 있는데, 이러한 경우에는 유도무기가 제어할 수 있는 영역의 밖

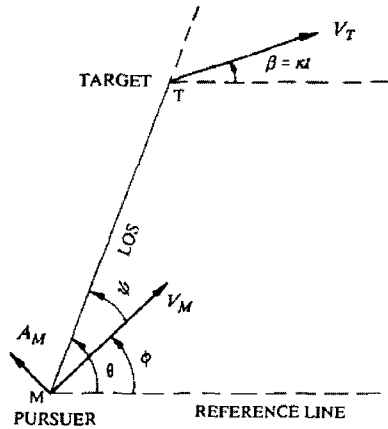


그림 6. 순비례항법 유도법칙의 개념도.
Fig. 6. Geometry of pure proportional navigation.

으로 벗어나는 경우가 발생하여 유도무기의 성능에 제한을 받게 된다. 그러나 순비례항법 유도법칙에서는 유도무기의 진행방향을 기준으로 유도명령을 산출하므로 이러한 심각한 상황을 줄일수 있게 된다. 실제로 다음의 V장에서 확인한 시뮬레이션의 결과에서 이러한 경우를 확인할 수 있었다.

V. 시뮬레이션 결과

시뮬레이션 프로그램은 앞의 2장에서 설명한 단거리 유도무기체계의 시뮬레이션 프로그램을 사용하였다. 프로그램은 FORTRAN을 이용하여 구현하였으며, 적분알고리즘은 Runge-Kutta 4차 적분알고리즘을 사용하였다. 적분구간은 1 msec 간격으로 사용하였으며, 유도명령은 20msec마다 계산하는 것으로 설정하였다.

유도무기가 발사되는 초기순간에서의 표적물의 초기조건으로는 지상관측소의 전방 2000m로 하였으며, 고도는 300m의 고도에서 초속 396m/sec의 속도로 저공비행하여 접근하는 것으로 하였다. 또한 표적물은 유도무기가 발사되는 순간부터 회피를 위하여 고도방향으로 가속운동을 하는 것으로 설정하였다. 이러한 가정에서 나타난 시뮬레이션 결과는 표 1에 정리되어 있다. 표에서 살펴보면, 표적물이 회피를 위하여 매초 10m/sec²의 상승가속도 운동을 하였을 경우에 순비례항법 유도법칙을 사용한 유도무기의 경우에는 표적물과의 최소 오차거리가 1.5m로 나타나고, 진비례항법 유도법칙에서 적용한 유도무기의 경우에는 최소 오차거리가 2.9m로 나타났다. 따라서 순비례항법 유도법칙이 진비례항법 유도법칙보다는 접근거리에서는 우수한 성능을 보여주고 있음을 알 수 있다. 그러나 최소거리에 도달하는 시간은 순비례항법 유도무기의 경우에 발사된 후 2.987sec가 경과 되었으나, 진비례항법 유도법칙의 경우에는 2.857sec가 경과 되었다. 만일 시간차이가 크다면, 유도무기가 임무를 수행하기 전에 그 추력을 다 사용하고 임무수행이 어려운 경우가 발생할 수 있으나, 시뮬레이션에 확인된 시간차이는 매우 적어 그러한 경우와는 다른 것으로 파악된다.

표적물이 상승회피 기동하는 가속도가 점점 커지면서 각 유도법칙에 따르는 최소거리는 점차로 늘어나게 되어, 표적

표 1. (2000, 0, 300)에서 상승회피기동의 결과.
Table 1. The results for (2000, 0, 300) with z-axis acceleration.

Acceleration of target	PPNG		TPNG	
	MD(m)	HT(sec)	MD(m)	HT(sec)
10 m/sec ²	1.5	2.987	2.9	2.857
20 m/sec ²	2.7	2.924	3.1	2.852
30 m/sec ²	4.1	2.864	6.1	2.841
40 m/sec ²	5.8	2.856	8.1	2.820
50 m/sec ²	8.7	2.855	9.9	2.836
60 m/sec ²	13.7	2.970	22.2	2.756

표 2. (2000, 0, 300)에서 횡측회피기동의 결과.
Table 2. The results for (2000, 0, 300) with y-axis acceleration.

Acceleration of target	PPNG		TPNG	
	MD	HT	MD	HT
10 m/sec ²	1.8	2.881	2.8	2.844
20 m/sec ²	2.9	2.826	3.3	2.853
30 m/sec ²	3.0	2.867	3.6	2.846
40 m/sec ²	4.3	2.859	4.4	2.824
50 m/sec ²	5.5	2.855	6.0	2.836
60 m/sec ²	8.3	2.872	8.8	2.855

물의 상승회피 가속도가 30m/sec²를 넘어서게 되면, 유도무기는 임무수행에 커다란 차질을 나타내는 3m의 최소거리를 벗어나게 된다. 그러나 순비례항법 유도법칙의 경우에는 표적물의 회피기동이 커지면서 나타나는 오차거리의 크기가 진비례항법 유도무기의 경우보다 적게 나타나게 된다. 이와 같은 차이는 상승회피 가속도가 60m/sec²가 되는 경우에 더욱 커지면서 거의 두 배에 가까운 성능차이를 보이고 있다. 또한 임무수행 시간의 경우에서도 크게 차이를 보이고 있는데, 이러한 임무수행 시간차이는 유도무기가 표적물에 더 접근하면서 소요되는 시간으로 보인다.

표 2의 시뮬레이션 결과는 표적물이 y축 방향으로 횡측 회피기동을 하는 경우의 결과이다. 이는 상승 회피기동의 경우보다는 시선축의 변화가 심한 경우가 된다. 따라서 비례항법 유도법칙을 사용하는 경우에는 표 1의 시뮬레이션 결과보다 좋은 결과를 얻기 힘들다는 것을 알 수 있다. 실제로 표적물이 y축 방향으로 회피기동을 하는 경우에 상승 회피기동을 하는 경우보다 조금씩 그 최소거리가 적게 나타난다. y축 방향의 회피기동이 10m/sec²의 가속도를 가지는 경우에 진비례항법 유도법칙의 경우에는 최소거리가 2.8m, 순비례항법 유도법칙의 경우에는 최소거리가 1.8m로 나타났다. 진비례항법의 경우에는 오히려 상승회피기동을 하는 경우보다 성능이 좋아졌지만, 그 차이는 미미하다. 이는 시선축의 변화는 심하지만, 중력보상의 경우 자세각이 고도방향의 변화보다는 횡측방향의 변화가 적어서 나타나는 결과로 보인다. 특히 임무수행 중에 유도무기에 작용하는 중력의 문제는 표 2에서의 임무수행시간에서 잘 나타나 있다. 만일 표적물이 상승회피기동을 하는 경우에는 유도무

표 3. (3000, 0, 300)에서 횡측회피기동의 결과.

Table 3. The results for (2000, 0, 300) with y-axis acceleration.

Acceleration of target	PPNG		TPNG	
	MD	HT	MD	HT
10 m/sec ²	2.7	3.872	2.8	3.762
20 m/sec ²	2.8	3.828	7.1	3.753
30 m/sec ²	3.0	3.865	7.3	3.742
40 m/sec ²	8.4	3.856	8.4	3.725
50 m/sec ²	9.0	3.855	10.1	3.737
60 m/sec ²	13.6	3.972	17.5	3.663

기는 중력에 의한 가속도 만큼을 더 추진하여야 한다. 그러나 유도무기는 고정된 추력을 지니고 있으므로, 추가된 중력보상 만큼의 힘이 더 필요하며, 이에 따라 횡방향 운동을 하는 경우보다는 임무수행시간이 더 길어지게 된다. 즉, 표적물이 횡방향으로 회피운동을 하게 되면, 이는 상승방향보다는 시선의 변화량이 커져서 유도무기의 성능에 악영향을 주지만, 상승에 필요한 중력이 적어지게 되어 임무수행시간이 줄어들게 되는 것이다. 표 1의 결과와 표 1의 결과들은 이러한 상황을 잘 설명하여 주고 있다.

표 3에서의 결과는 표 2와 같이 횡방향으로 회피기동하는 가속도를 지닌 표적물에 대하여 발사시간을 다르게 가진 것이다. 다만, 표 2와 다른 상황은 유도무기의 발사시간이 표적물이 전방 3000m로 접근하였을 때에 실행되었다. 이 경우에는 표적물이 관측장비에서 상당히 떨어진 장소에서 유도무기의 임무수행이 완료되기 때문에 시선의 급격한 변화는 적어지게 된다. 그러나 유도무기가 표적물과 조우하는 시간이 커지게 되어, 유도무기의 속도가 줄어들기 시작하는 시점이 되게 된다. 시뮬레이션에 사용된 유도무기는 대략 3.2sec 동안 추력을 발생시키고, 이후로는 자유운동을 하게 된다. 따라서 연료가 다 소진된 후에는 유도무기의 속도가 줄어들게 되고, 이에 따라 유도무기가 성취할 수 있는 횡방향의 가속도 크기가 줄어들게 된다. 그러므로 유도무기의 성능은 저하될 수 밖에 없다. 실제로 표 3의 결과들은 이를 나타내고 있다. 먼저, 표적물의 운동이 표 2의 결과와 동일하게 y축 방향으로 10m/sec²의 가속도로 회피하는 경우에는 진비례항법 유도법칙을 사용한 유도무기의 최소거리가 2.7m, 순비례항법 유도법칙을 사용한 유도무기의 최소거리가 2.8m로 나타나 있다. 이는 자세각의 큰 변화가 없는 경우에는 진비례항법 유도법칙과 순비례항법 유도법칙의 차이가 거의 없음을 말해주고 있다. 그리고 임무수행시간에서도 추력이 다 소진된 3.2sec 이후에 표적물과의 조우시간이 나타나 있다. 즉, 유도무기가 충분한 추력없이 유도명령을 충실히 수행할 수 없음을 보여주고 있다. 그러나 점차로 표적물의 회피기동 가속도가 커짐에 따라 두 가지의 유도법칙이 차이가 발생하게 된다. 물론 앞에서의 표 2의 상황에서의와 같이 큰 차이로 성능변화가 나타나지는 않지만, 어느 정도 순비례항법 유도법칙의 우수성이 나타나고 있다. 이로부터 전반적으로 진비례항법 유도법칙보다는 순비례항법이 그 성능이 좋음을 알 수 있었다.

VI. 결론

본 논문에서는 단거리 지대공 유도무기에 대하여 순비례항법 유도법칙과 진비례항법 유도법칙을 적용하여 각각 그 성능을 비교하여 보았다. 시선에 직각방향으로 유도명령을 산출하는 진비례항법 유도법칙보다는 유도무기의 진행방향에 직각방향으로 유도명령을 산출하는 순비례항법 유도법칙이 보다 나은 성능을 보여주고 있음을 확인하였다. 또한 상황에 따라 성능차이가 다르게 나타남을 확인하였다. 이와 같은 시뮬레이션의 결과로부터 유도무기체계는 그 유도법칙을 설정할 경우에 유도무기가 사용되는 환경에 따라 적절한 유도법칙을 사용하는 것이 유리하다는 것을 알 수 있었다. 그리고, 유도무기를 사용할 경우에는 유도법칙에 따르는 성능변화도 중요하지만, 실제의 상황에서 어느 순간에 유도무기를 발사하는가에 따라서도 많은 성능변화가 있었다. 따라서 향후 각종 회피기동을 하는 경우에 대하여 여러 가지의 유도법칙에 따르는 성능분석과, 각각의 유도법칙에 대하여 유도무기를 사용할 상황을 분석하는 것도 필요할 것이다.

참고문헌

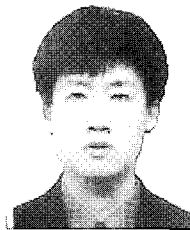
- [1] G. M. Siouris, "Comparison between proportional and augmented proportional navigation," *Nachrichtentechnische Zeitschrift*, vol. 11, no. 7, pp. 278-280, July 1974.
- [2] C. D. Yang, F. B. Yeh, and J. H. Chen, "Generalized guidance law of homing missiles," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 25, no. 3, pp. 197-211, Mar., 1989.
- [3] G. M. Siouris, *Missile Guidance and Control System*, Springer-Verlag New York, Inc. 2004.
- [4] J. H. Blakelock, *Automatic control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons, Inc., New York, NY, second edition. 1991.
- [5] P. Garnell, *Guided Weapon Control Systems Pergamon Press*, Oxford, New York, second edition, 1980.
- [6] G. T. Lee and J. G. Lee, "Improved command to line-of-sight for homing guidance," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 31, no. 1, pp. 506-510, Jan., 1995.
- [7] V. Garber, "Optimum intercept laws for accelerating targets," *AIAA Journal*, vol. 6, no. 11, Nov., 1968.
- [8] K. Becker, "Close-form solution of pure proportional navigation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 26, no. 3, pp. 526-533, May 1990.
- [9] R. R. Kumar, H. Seywald, E. M. Cliff, and H. T. Kelley, "Three-dimensional air-to-air missile trajectory shaping," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 3, pp. 449-464, May-June 1995.
- [10] B. S. Kim, J. G. Lee, and H. S. Han, "Biased PNG law impact with angular constraint," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no. 1, pp.

- 277-288, Jan., 1998.
- [11] T. Feng, "An unified approach to missile guidance laws: A 3D extension," *IEEE Proceedings of American Control Conference Anchorage, AK*, May 2002.
- [12] J. W. Wang and X. S. Xie, "A derivation of pure proportional navigation," *IEEE Proceedings of the American Control Conference San Diego, California*, June 1999.
- [13] E. Duflos, P. Penel, and P. Vanheeghe, "3D guidance law modeling," *IEEE Log No. T-AES/35/1/01490*, 1999.
- [14] S. K. Rao, "Comments on 'Optimal guidance of proportional navigation'," *IEEE Log no. T-AES/34/3/06033*, 1997.
- [15] E. Duflos, P. Penel, and P. Vanheeghe, "Considerations about Pure Proportional Navigation," *IEEE 0-7803-2129-4/94*, 1994.
- [16] E. Duflos, P. Penel, and P. Vanheeghe, "General 3D guidance law modeling," *IEEE 0-7803-2559-1/95* 1995.
- [17] G. M. Siouris, *An Engineering Approach to Optimal Control and Estimation Theory*, John Wiley & sons, Inc., New York, 1996.
- [18] S. A. Murtaugh and H. E. Criel, "Fundamentals of proportional navigation," *IEEE Spectrum*, vol. 3, no. 12, pp. 75-85, Dec., 1966.



이 연 석

1984년 서울대학교제어계측공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1993년 동 대학원 박사. 2006년 현재 군산대학교 전자정보공학부 교수. 관심분야는 항법 및 유도제어, 확률시스템분석.



유 악 환

2007년 2월 군산대학교 전자정보공학부 대학원 석사졸업.



전 칠 환

1955년 6월 2일생. 1980년 서울대 전기공학과 졸업. 1986년 미국 밴더빌트 대학교 대학원 전기공학과 졸업(석사). 1990년 동 대학원 전기공학과 졸업(공학박사). 1991년~현재 군산대 전자정보공학부 교수. 관심분야는 전동기제어, 항법

및 유도제어.