

임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 성능분석

Performance Analysis of Proportional Navigation Guidance Law against Randomly Maneuvering Targets

河 仁 重* · 高 明 三** · 許 鍾 聲*** · 宋 澤 烈§§ · 安 祚 榮§ · 李 章 揆§§
(In-Joong Ha · Myoung-Sam Ko · Jong-Sung Hur · Taek-Lyul Song · Jo-Young Ahn · Jang-Gyu Lee)

요 약

일정가속도로 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 성능에 관해서는 지금까지 많은 연구가 진행되어 왔다. 본 논문에서는 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 성능을 고찰한다. Lyapunov 방법을 사용하여, 미사일의 초기 heading error가 작고 비례항법의 비행상수가 충분히 크게 설정되면, 비록 목표물이 임의의 방향조정을 한다 하더라도 기존 비례항법으로 유도되는 미사일이 항상 그 목표물을 명중시킬 수 있음을 증명한다. 본 논문의 연구결과는 시변가속도로 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 명중성을 이론적으로 증명하는 첫 연구결과인 것으로 생각된다.

Abstract- The performance of the proportional navigation guidance (PNG) law for a target with constant acceleration has been extensively studied in the prior literature. In this paper, we consider the performance of the PNG law for a randomly maneuvering target. By means of Lyapunov method, we prove that an ideal missile guided by the conventional PNG law can always intercept a randomly maneuvering target if the initial missile heading error is small and the navigation constant is chosen sufficiently large. To the authors' best knowledge, this is the first analytic result on the performance of the PNG law for a target with time-varying acceleration.

*正 會 員 : 서울대 工大 制御計測工學科 助教授 · 工博
**正 會 員 : 서울대 工大 制御計測工學科 教授 · 工博
***正 會 員 : 서울대 工大 制御計測工學科 博士課程
§正 會 員 : 大田 機械廠 先任研究員
§§正 會 員 : 서울대 工大 制御計測工學科 副教授 · 工博
接受日字 : 1989年 8月 10日

1. 서 론

지난 50년간 미사일의 유도항법에 관한 많은 연구가 진행되어 여러가지 유도항법이 개발되었다. 그중 가장 널리 쓰이고 있는 유도항법의 하나가 비례항법(Proportional Navigation Guidance Law, PNGL)이다. 비례항법은 미사일의 회전 각속도

(turning, rate)가 미사일에서 목표물을 바라보는 시선(Line-Of-Sight, LOS)의 회전각속도에 비례하도록 미사일에 수직가속도를 주어 유도하는 방식으로서 미사일에 탑재된 탐색기(seeker)를 이용하여 쉽게 구현할 수 있는데, 그 유효성은 이미 널리 알려져 있다.

방향조정을 하지 않는 목표물이나 일정가속도로 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 성능은 이론적으로 잘 규명되어 있다[1-5]. 그러나 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 성능에 관해서는 아직까지 알려진 바가 거의 없는 상태이다. 실제로, 비례항법을 사용하는 경우에는, 미사일이 목표물에 비해서 속도와 가속능력이 뛰어나야 좋은 성능을 낼 수 있으며, 추적의 마지막 단계에서 미사일이 성취할 수 없는 과도한 지시각속도를 필요로 하는 경우가 많고 이로 인한 명중오차(miss distance)가 유발된다. 특히 방향조정을 하는 목표물에 대해서는 그 명중오차가 크게 나타나는 경향이 있는데, 이러한 목표물의 방향조정으로 인한 명중오차를 보상하기 위하여 유도항법의 지시각속도에 목표물 가속도에 비례하는 항을 부가하는 보완된 비례항법(Augmented PNGL, APNGL)을 사용하기도 한다[6, 7].

1960년대 이후에는 최적제어이론 및 확률제어이론을 적용한 여러가지 최적항법(Optimal Guidance Law, OGL)이 개발되었다. 전형적인 최적항법 문제로서, 목표물의 방향조정과 측정잡음을 고려한 선형모델에 LQG이론을 적용하여 유도법칙을 구성하면 시변 비행상수를 갖는 보완된 비례항법의 형태가 되며, 미사일의 다이내믹스 모델링 여부에 따라 그 보상항을 포함하기도 한다[7, 8, 9]. 최적항법을 유도함에 있어서 명중오차만을 평가함수로 잡으면 비행상수가 시불변 상수로 고정되어 최적항법이 비례항법의 형태가 된다[10, 11]. 또한, 비례항법은 명중오차를 영(0)으로 만들면서 미사일의 소비 에너지를 최소로 하는 최적항법이라는 것도 널리 알려져 있다[12].

본 논문에서는 임의의 수직가속도로 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 성능을 이론적으로 분석한다. Lyapunov방식을 사용하여, 적절한 초기 조건하에 비례항법으로 유도되는 단거리 호밍(homing)미사일이 비행상수만 충분히 크게 설정되면 유한시간내에 목표물을 명중시킬 수 있음을 증명하고, 이러한 목표물 명중이 유한한 미사일 수직가속도에 의해서 성취될 수 있음을 보인다. 이미 언급한 바와 같이 지금까지의 이론적 성능분석은 목표물이 방향조정을 하지 않거나 일정

가속도로 방향조정을 하는 경우에 한한 것으로서 본 논문의 연구결과는 시변가속도로 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 명중성을 이론적으로 증명하는 첫 연구결과로 생각되며 유도법칙의 성능분석에 Lyapunov방식을 도입하는 것도 처음 시도되는 것으로 생각된다.

기호설명

- A_m :미사일의 수직가속도
- A_{mc} :미사일의 지시각속도
- A_t :목표물의 수직가속도
- N :비행상수
- R :목표물과 미사일 사이의 거리
- R^1 :실수 공간
- t_f :미사일의 비행시간
- V_m :미사일의 속도
- V_t :목표물의 속도
- γ_m :미사일의 비행경로 각
- γ_t :목표물의 비행경로 각
- θ_m :목표물 시선과 미사일의 비행경로가 이루는 각
- θ_t :목표물 시선과 목표물의 비행경로가 이루는 각
- ρ :목표물과 미사일의 속도비(= V_t/V_m)
- σ :LOS각

2. 본 론

일반적으로 3차원 추적상황은 LOS벡터를 두개의 평면벡터로 분해하여 각각의 평면추적 상황을 고려하면 되므로 본 논문에서는 평면추적 상황만을 다룬다.

$$A_{mc} = NV_m \dot{\sigma} \tag{1}$$

여기서 A_{mc} 와 V_m 은 각각 미사일의 지시각속도(commanded normal acceleration)와 속도이고 $\dot{\sigma}$ 는 미사일에서 목표물을 바라보는 시선의 회전각속도, 그리고 N 은 비행상수(navigation constant)이다. 미사일의 자동조종장치(autopilot)는 (1)의 지시각속도를 신속하고 정확하게 성취할 수 있도록 설계되어야 하며 탐색기 또한 목표물을 추적하는 추적성능이 우수해야 한다.

이제, 단거리 호밍 미사일에 대한 비례항법의 성능 분석을 용이하게 하기 위하여 다음과 같이 가정한다.

- (A.1) 지구는 회전하지 않으며 편평하다.
- (A.2) 목표물과 미사일은 평면상에서 운동하는 점질량이다.
- (A.3) 탐색기와 자동조종장치의 다이내믹스는 전체 유도루프(guidance loop)에 비해서 무시할 수 있을 만큼 충분히 빠르다.
- (A.4) 미사일의 공격각(angle-of-attack)은 작다.
- (A.5) 미사일과 목표물의 속도는 일정하다.

이상과 같은 가정하에서 방향조정을 하는 목표물에 대한 피치(pitch) 평면의 추적상황을 그림1에 도시하였다. 목표물은 속도 V_t 로 움직이며 수직가속도 A_t 로 방향조정을 하고, 속도 V_m 을 갖는 미사일은(1)에 의해서 계산되는 수직가속도 A_m 으로 방향을 전환하며 목표물을 추적한다. 추적상황은 미사일에 중심을 둔 상대좌표계로 나타내며 기준 축은 초기 LOS방향으로 잡는다. 그러면, (R, σ) 의 극좌표계에서 미사일과 목표물의 운동은 다음과 같은 운동식으로 표시될 수 있다.

$$\dot{R} = (\rho \cos \theta_t - \cos \theta_m) V_m, \tag{2}$$

$$R \dot{\sigma} = (\rho \sin \theta_t - \sin \theta_m) V_m, \tag{3}$$

$$\dot{\gamma}_t = A_t / V_t, \tag{4}$$

$$\dot{\gamma}_m = A_m / V_m = A_{mc} / V_m. \tag{5}$$

여기서 $R, \sigma, \gamma_t, \gamma_m$ 은 각각 그림1에 정의된 바와 같고

$$\theta_t = \gamma_t - \sigma, \tag{6}$$

$$\theta_m = \gamma_m - \sigma, \tag{7}$$

$$\rho = V_t / V_m \tag{8}$$

이다.

일반적으로 미사일은 대상 목표물에 비해서 속도가 빠르게 설계되므로 다음과 같은 가정이 성립한다.

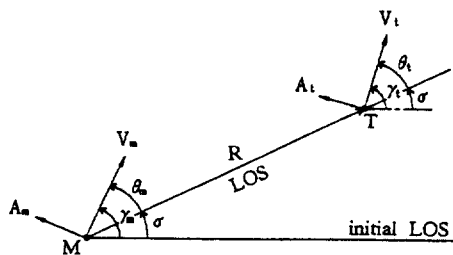


그림 1 추적상황
Fig. 1 Pursuit geometry

$$(A.6) \quad V_m > V_t.$$

이미 언급한 바와 같이 비례항법의 성능을 분석한 지금까지의 문헌들은 방향조정이 없는 목표물이나 일정한 수직가속도로 방향조정을 하는 목표물에 대한 추적상황만을 다루어 왔으나[2, 3, 4, 5] 본 논문에서는 다음 가정과 같이 보다 일반적인 추적상황, 즉, 시변 수직가속도로 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 추적상황을 다룬다.

- (A.7) 목표물은 유한한 시변가속도 $A_t(t)$ 로 방향조정을 한다.

$$|A_t(t)| \leq \alpha, \quad t \geq 0.$$

이상과 같은 가정하에서 정리1은 미사일이 적절한 초기 헤딩(heading) 및 비행상수가 만족되면 (1)의 비례항법으로 유도되는 미사일이 한정된 크기의 시변가속도로 방향조정을 하는 어떠한 목표물도 유한시간 내에 명중시킬 수 있음을 의미한다.

정리1 : (A.1)-(A.9)가 성립한다고 가정하자.

- (A.8) 미사일이 다음의 헤딩조건이 만족되도록 발사된다.

$$|\rho \sin \theta_t(0) - \sin \theta_m(0)| < \beta, \tag{9}$$

$$|\theta_m(0)| < \pi/2. \tag{10}$$

여기서 β 는 $0 < \beta < 1 - \rho$ 를 만족하는 상수이다.

- (A.9) 비행상수 N 이 다음을 만족하도록 설정된다.

$$N > 1 + (\rho + \alpha R(0) / \beta V_m^2) / \sqrt{1 - (\rho + \beta)^2} \tag{11}$$

그러면, (1)의 비례항법은

$$|\theta_m(t)| < \sin^{-1}(\rho + \beta), \quad t \geq 0 \tag{12}$$

를 보장하고(단, $\sin^{-1}(\rho + \beta)$ 는 예각),

$$R(t_f) = 0, \tag{13}$$

$$t_f < R(0) / V_m \sqrt{(1 - \rho)^2 - \beta^2} \tag{14}$$

이 되는 유한시간 t_f 가 존재한다.

미사일의 초기헤딩조건 (9), (10)과 비행상수조건(11)에 관하여 살펴본다. (9), (10)에서 $\theta_m(0)$

은 미사일의 초기 heading을 나타내는데 N 이 클수록 $\theta_m(0)$ 의 허용범위가 커져서 미사일의 발사 범위 (launching envelope)가 넓어지고, N 이 작아질수록 $\theta_m(0)$ 의 범위가 작아져서 미사일의 초기 heading이 정확해야 함을 의미한다. (10)은 단순히 미사일이 목표물과 가까워지는 방향, 즉 목표물 쪽을 향하여 발사되어야 함을 의미한다. 한편, (11)은 비행상수 N 의 하한치를 정하고 있는데, 여기서 주목할 사항은 N 의 하한치가 목표물의 방향전환 형태에는 관계없이 그 최대치에 의존한다는 것이다. 목표물의 속도 및 가속도, 진행방향, 그리고 초기의 상대거리에 관한 대략적인 정보를 이용하면 미사일의 heading을 정할 수 있고 과도하게 크지 않은 적절한 N 값을 취할 수 있다. 만일 이러한 정보가 없다면 N 을 충분히 크게 잡아야 한다.

정리1을 증명하기 위하여 먼저 보조정리1과 보조정리2를 기술한다.

보조정리1 : (A.1)-(A.6)과 (A.8)이 성립한다고 가정하자. 만일 어떤 시간 $t_1 \in (0, \infty)$ 에 대하여

$$|\rho \sin \theta_t(t) - \sin \theta_m(t)| < \beta, \quad 0 \leq t \leq t_1 \quad (15)$$

가 만족되면, θ_m 이 다음 범위 내에 유지되고

$$|\theta_m(t)| < \sin^{-1}(\rho + \beta), \quad 0 \leq t \leq t_1, \quad (16)$$

목표물과 미사일 사이의 거리는 다음을 만족하는 비율로 감소한다.

$$\dot{R}(t) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}, \quad 0 \leq t \leq t_1. \quad (17)$$

(증명) 먼저 (16)을 증명한다. (15)로부터

$$|\sin \theta_m(t)| < \rho + \beta < 1, \quad 0 \leq t \leq t_1. \quad (18)$$

$Q1$ 과 $Q2$ 를 다음과 같은 집합이라 하자:

$$Q1 = \{\theta \in R^1 : |\theta| < \sin^{-1}(\rho + \beta)\},$$

$$Q2 = \{\theta \in R^1 : |\theta - \pi| < \sin^{-1}(\rho + \beta)\}.$$

그러면 (18)의 해는 다음과 같이 표시된다.

$$\theta_m(t) \in Q1 \cup Q2, \quad 0 \leq t \leq t_1. \quad (19)$$

$Q1 \cup Q2$ 는 불연속 (path-disconnected) 상태의 집합

인 반면 θ_m 은 시간에 대해 연속이므로, $Q1$ 의 한 점에서 출발한 θ_m 의 궤적은 $Q2$ 로 들어갈 수 없으며 그 반대의 경우도 성립한다. 따라서 (9), (10)은 (16)을 보장한다. 이제, (17)을 증명한다. (15)로부터

$$|\sin \theta_m(t)| < \beta + \rho |\sin \theta_t(t)|, \quad 0 \leq t \leq t_1. \quad (20)$$

한편, (16)에 의해서

$$\cos \theta_m(t) > 0, \quad 0 \leq t \leq t_1. \quad (21)$$

(20)과 (21)로부터

$$\cos \theta_m(t) > \sqrt{1 - (\beta + \rho |\sin \theta_t(t)|)^2}, \quad 0 \leq t \leq t_1 \quad (22)$$

이 되고, (2)와 (22)로부터 (23)이 성립한다.

$$\dot{R}(t) < V_m f(\theta_t), \quad (23)$$

여기서

$$f(\theta_t) = \rho \cos \theta_t(t) - \sqrt{1 - (\beta + \rho |\sin \theta_t(t)|)^2} \quad (24)$$

f 의 최대값을 계산하면

$$\max_{-\pi \leq \theta_t \leq \pi} f(\theta_t) = -\sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2} \quad (25)$$

(23)과 (25)에 의해서 (17)이 증명된다. (증명끝)

보조정리2 : 정리1의 모든 가정이 만족되고 미사일이 비례항법(1)로 유도될 때 어떤 시간 $t_2 \in (0, \infty)$ 에 대해서 θ_m 이 다음 범위 내에 유지되면

$$|\theta_m(t)| \leq \sin^{-1}(\rho + \beta), \quad 0 \leq t \leq t_2, \quad (26)$$

목표물과 미사일 사이의 거리가 다음을 만족하는 비율로 감소한다.

$$\dot{R}(t) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}, \quad 0 \leq t \leq t_2. \quad (27)$$

(증명) (A.8)에 의해서 $t=0$ 에서 보조정리1이 성립한다. 즉,

$$\dot{R}(0) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}.$$

(27)이 성립하지 않는다고 가정하면 다음을 만족하는 $t_3 \in (0, t_2)$ 가 존재하여야 한다.

$$\dot{R}(t) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}, \quad 0 \leq t < t_3, \quad (28)$$

$$\dot{R}(t_3) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}. \quad (28)'$$

따라서

$$R(t)/R(0) \leq 1, \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (29)$$

한편, (26)으로 부터

$$\cos \theta_m(t) / \sqrt{1 - (\rho^2 + \beta^2)} \geq 1, \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (30)$$

이제 Lyapunov-like 함수 V 를 다음과 같이 정의한다.

$$V(t) = \frac{1}{2} |R(t) \dot{\sigma}(t)|^2. \quad (31)$$

이것을 미분하면

$$\dot{V} = R \dot{\sigma} (\dot{R} \dot{\sigma} + R \ddot{\sigma}). \quad (32)$$

한편, (3)을 t 에 대해서 미분한 후 (2), (4)-(8)을 이용하면

$$R \ddot{\sigma} = -2 \dot{R} \dot{\sigma} + A_t \cos \theta_t - A_m \cos \theta_m. \quad (33)$$

(33)을 (32)에 대입하여 정리한 후, (5)와 (1)을 이용하면

$$\dot{V} = R \dot{\sigma}^2 (-\dot{R} - N V_m \cos \theta_m) + R \dot{\sigma} A_t \cos \theta_t. \quad (34)$$

(A.7), (A.9), 그리고

$$-\dot{R}(t) \leq V_t + V_m, \quad R(t) \geq 0, \quad t \geq 0 \quad (35)$$

을 이용하면

$$\dot{V} < R V_m \dot{\sigma}^2 \{ \rho - \cos \theta_m (\rho + \alpha R(0) / \beta V_m^2) / \sqrt{1 - (\rho + \beta)^2} \} + \alpha |R \dot{\sigma}|, \quad t \geq 0. \quad (36)$$

(29), (30), 그리고 (36)에 의해서

$$\dot{V} < -2\alpha V / \beta V_m + \alpha \sqrt{2V}, \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (37)$$

이 부등식을 풀면

$$|R \dot{\sigma}| < \beta V_m - (\beta V_m - |R(0) \dot{\sigma}(0)|) \exp(-\alpha t / \beta V_m), \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (38)$$

(3)을 대입한 후 (9)를 적용시키면,

$$|\rho \sin \theta_t - \sin \theta_m| < \beta, \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (39)$$

(39)와 보조정리1에 의해서

$$\dot{R}(t) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}, \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (40)$$

$t = t_3$ 에서 (40)이 (28)'에 모순되므로 (27)이 성립한다. (증명끝)

이제, 보조정리 (12)를 이용하여 정리 1을 증명한다.

(정리 1의 증명) 먼저 (12)를 증명한다. 보조정리 1의 증명에서 (A.8)이 $|\theta_m(0)| < \sin^{-1}(\rho + \beta)$ 을 의미한다는 것을 보였다. 따라서 (12)가 성립하지 않는다고 가정하면, (10)에 의해서 다음을 만족하는 $t_3 \in (0, \infty)$ 가 존재하여야만 한다.

$$|\theta_m(t)| < \sin^{-1}(\rho + \beta), \quad 0 \leq t < t_3, \quad (41)$$

$$|\theta_m(t_3)| = \sin^{-1}(\rho + \beta). \quad (41)'$$

(41), (41)'와 보조정리2에 의해서

$$\dot{R}(t) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}, \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (42)$$

보조정리2의 증명에 사용된 것과 같은 논법을 사용하면 (41), (41)', (42)로부터 (39)를 얻을 수 있다. 보조정리1에 의해서 (39)는 (43)을 의미한다.

$$|\theta_m(t)| < \sin^{-1}(\rho + \beta), \quad 0 \leq t \leq t_3. \quad (43)$$

$t = t_3$ 에서 이것은 (41)'에 모순되므로 (12)가 증명되고, 다시 보조정리2에 의해서

$$\dot{R}(t) < -V_m \sqrt{(1-\rho)^2 - \beta^2}, \quad t \geq 0. \quad (44)$$

(44)에 의해서 (13), (14)는 자명하다. (증명끝)

정리1을 통하여 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 명증성을 입증하였다. 그러

나, 이러한 성능은 (1)에 의해서 요구되는 가속도가 유한하여 미사일이 실제로 성취할 수 있는 크기여야 더욱 의미가 있다. 이제, 정리2를 통하여 정리1의 성능이 유한한 가속도에 의하여 성취될 수 있음을 보인다.

정리2 : 정리1의 가정, (A.1)-(A.9)에 부가하여

$$N > 4/\sqrt{1-(\rho+\beta)^2} \quad (45)$$

이 되도록 비행상수 N 을 택하면, LOS 각속도가

$$|\dot{\sigma}(t)| \leq \delta, \quad t \geq 0 \quad (46)$$

가 되는 상한치 δ 가 존재하고, 이때 미사일 지시 가속도의 크기는(47)과 같이 유한한 값을 갖는다.

$$|A_{mc}(t)| \leq NV_m \delta, \quad t \geq 0. \quad (47)$$

(증명) 상수 δ 를 (48)과 같이 정의한다.

$$\delta = \max\{\alpha/2(1-\rho) V_m, |\dot{\sigma}(0)|\}. \quad (48)$$

(46)이 성립하지 않는다고 가정하면 (49)를 만족하는 $t_4 \in (0, \infty)$ 가 존재하여야 한다.

$$|\dot{\sigma}(t_4)| > \delta. \quad (49)$$

한편, 초기값은 $|\dot{\sigma}(0)| \leq \delta$ 이므로 다음을 만족하는 $t_5 \in [0, \infty]$ 가 존재하여야 한다.

$$|\dot{\sigma}(t_5)| = \delta, \quad (50)$$

$$|\dot{\sigma}(t)| > \delta, \quad t_5 < t \leq t_4. \quad (50)'$$

이제 Lyapunov-like 함수 V 를 정의한다.

$$V(t) = \frac{1}{2} |\dot{\sigma}(t)|^2, \quad t \geq 0. \quad (51)$$

V 를 t 에 대해서 미분한 후, (33), (5), (1)을 이용하여 정리하면,

$$\dot{V} = -\{(2\dot{R} + NV_m \cos \theta_m) \dot{\sigma}^2 - \dot{\sigma} A_t \cos \theta t\} / R, \quad t \geq 0. \quad (52)$$

(35)를 대입하고 (A.7)과

$$\cos \theta_m \geq \sqrt{1-(\rho+\beta)^2} \quad (53)$$

를 이용하면,

$$\dot{V} \leq -[\{NV_m \sqrt{1-(\rho+\beta)^2} - 1(1+\rho) V_m\} \dot{\sigma}^2 - \alpha |\dot{\sigma}|] / R, \quad t \geq 0. \quad (54)$$

(45)에 의해서

$$\dot{V} < -2(1-\rho) V_m |\dot{\sigma}| \{|\dot{\sigma}| - \alpha/2(1-\rho) V_m\} / R, \quad t \geq 0. \quad (55)$$

(48), (50)'에 의해서

$$\dot{V} < 0, \quad t_5 < t \leq t_4. \quad (56)$$

따라서,

$$|\dot{\sigma}(t)| < |\dot{\sigma}(t_5)| = \delta, \quad t_5 < t \leq t_4. \quad (57)$$

$t = t_4$ 에서 (57)은 (50)'에 모순되므로 (46)이 성립한다. 그리고 (46)과 (1)에 의해서 (47)도 성립한다. (증명끝)

만일, 방향조정을 하지 않는 목표물에 대한 추적만을 생각한다면, (55)에서 $\alpha=0$ 이므로 (56)이 모든 t 에 대해서 성립한다. 따라서, 시간이 흐름에 따라 $\dot{\sigma}$ 가 계속 감소하여 영(0)으로 접근함을 알 수 있는데 이는 기존의 연구결과와 일치한다 [13].

3. 결론

본 논문에서는 Lyapunov방법을 이용하여 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 비례항법의 성능을 분석하고 그 가속도 특성을 알아보았다. 비록 목표물이 시변 가속도로 임의의 방향조정을 한다 하더라도 비행상수가 적절히 큰 비례항법으로 유도되는 미사일이 초기헤딩오차가 작게되도록 발사된다면 목표물의 방향조정 형태에 관계없이 반드시 그 목표물을 명중시킨다는 것을 보였고, 그러한 명중은 유한한 수직가속도에 의해서 성취된다는 것을 밝혔다. 임의의 방향조정을 하는 목표물에 대한 이러한 성능분석은 처음 발표되는 것이나, 본 논문에서 주어진 명중조건들은 충분조건으로 이들 조건들을 만족하지 않더라도 목표물을 명중시킬 수 있다는 것을 시뮬레이션으로 보일 수

있다. 본 논문에서 제시한 초기해딩오차에 관한 조건은 상당히 제약적인 것으로 앞으로 이를 보다 완화시킬 수 있는 분석방법이 개발되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

- [1] S.A. Murtaugh, and H.E. Criel, "Fundamentals of Proportional Navigation," IEEE Spect., pp. 75-85, Dec. 1966
- [2] M. Guelman, "A Qualitative Study of Proportional Navigation," IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, AES-Vol. 7, pp. 637-643, Jul. 1971
- [3] M. Guelman, "Proportional Navigation with Maneuvering Target," IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, AES-Vol. 8, pp. 364-371, May 1972
- [4] U.S. Shukla, and R.P. Mahapatra, "Generalized Linear Solution of Proportional Navigation," IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, AES-Vol. 24, pp. 231-238, May 1988
- [5] R.P. Mahapatra, U.S. Shukla, "Accurate Solution of Proportional Navigation for Maneuvering Targets," IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, AES-Vol. 25, pp. 81-89, Jan. 1989
- [6] G.M.Siouris, "Comparison Between Proportional and Augmented Proportional Navigation," Nachrichtentechnische Zeitschrift, pp. 278-280, Jul. 1974
- [7] F.W. Nesline, and P. Zarchan "A New Look At Classical versus Modern Homing Missile Guidance," Journal of Guidance and Control, Vol. 4, pp. 78-85, Jan. Feb. 1981
- [8] R.G. Cottrell, "Optimal Intercept Guidance for Short-Range Tactical Missiles," AIAA Journal, Vol. 9, pp. 1414-1415, Jul. 1971
- [9] R.B. Asher, and J.P. Matuszewski, "Optimal Guidance with Maneuvering Targets," Journal of Spacecraft, Vol. 11, pp. 204-206, Mar. 1974
- [10] E.I. Axelband, and F.W. Hardy, "Quasi-Optimum Proportional Navigation," IEEE Trans. Automatic Control, AC-Vol. 15, pp. 620-626, Dec. 1970
- [11] A.E. Bryson and Y.C. Ho, Applied Optimal Control, John Wiley & Sons, 1975, pp. 154-155
- [12] Y.C. Ho, A.E. Bryson, and S. Baron, "Differential Games and Optimal Pursuit-Evasion Strategies," IEEE Trans. Automatic Control, AC-Vol. 10, pp. 385-389, Oct. 1965
- [13] M. Guelman, "Missile Acceleration in Proportional Navigation, IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, AES-Vol. 9, pp. 462-463, May 1973