

고기동 BTT 미사일의 최적 종말 유도 법칙

홍진우¹, *염준형¹, 송성호², 하인중¹

¹서울대학교 전기 컴퓨터 공학부

²한림대학교 정보통신공학부

e-mail : paxy2@snu.ac.kr, bluemis2@snu.ac.kr, ssh@hallym.ac.kr, ijha@snu.ac.kr

A Final-Phase Optimal Guidance Law for Highly-Maneuvering BTT Missiles

Jin-Woo Hong¹, *Joon-Hyung Yeom¹, Seong-Ho Song², In-Joong Ha¹

¹ASRI, School of Electrical Engineering, Seoul National University

²College of Electronic Engineering, Hallym University

Abstract

Due to a recently developed approach to autopilot controller design for highly-maneuvering BTT (bank-to-turn) missiles, we now can derive explicitly the final-phase optimal guidance (OG) law considering the autopilot dynamics through direct use of the well-known linear optimal control theory. The proposed OG law can decrease the miss distance (MD) remarkably with small acceleration and roll rate profile at the time of interception.

I. 서론

BTT (bank-to-turn) 미사일용 유도 법칙은 STT (skid-to-turn) 미사일에서 일반적으로 사용하는 비례항법유도(PNG) 법칙을 극변환하여 사용하였기 때문에 자동조종장치 동역학의 영향으로 요격 시점에서 피치가속도 명령이 급변하고, 롤 각 명령이 불연속하게 변하여 요격 성능이 저하되는 현상이 발생하였다. 그러나 고기동 BTT 미사일용 자동조종 제어기 설계 기술이 발달하여, 자동조종장치 동역학이 비행 환경에 무관하게 선형 시스템으로 근사 가능한 비선형 자동조종 제어기를 설계할 수 있게 되어, 최적 제어 이론을 도입하여 자동조종장치 동역학을 고려한 유도 법칙의 설계가 가능해졌다. 본 논문에서는 최신 자동조종 제어기를 적용하여 자동조종장치 동역학의 입출력 동특성

이 비행 환경에 무관한 선형 시스템 형태로 나타나도록 하고, MD를 최소화하는 안정적인 유도 명령을 계산하는 법칙을 개발하였다.

II. 본론

2.1 Nonlinear Autopilot Controller

자동조종장치는 유도 명령을 추종하도록 미사일 동역학을 제어하는 역학을 한다. 미사일 동역학은 매우 복잡한 형태의 비선형 방정식으로 나타나며 비최소위상 특성을 나타내기 때문에 일반적인 선형 제어기를 사용하기 힘들고, 비행 환경에 따라 시스템 입출력 동특성이 변하는 문제가 발생한다. 그러나 [1]에 제안된 자동조종 제어기를 사용함으로써 비행 환경에 무관하게 자동조종장치 동역학이 선형 시스템으로 근사 가능하며 대역폭 제한조건을 만족하면 입출력 전달함수의 형태를 임의로 설정할 수 있게 되었다. 따라서 [1]의 자동조종 제어기 설계 변수를 조절하여 자동조종장치 동역학을 1차 선형 시스템으로 근사되도록 할 수 있기 때문에 본 논문에서는 자동조종장치 동역학을 1차 선형 시스템으로 가정하도록 한다.

2.2 Final-Phase Optimal Guidance Law

관성 좌표계에서의 미사일의 위치와 속도, 목표물의 위치와 속도에 대한 정보를 이용하면 목표물 요격 성공을 위한 피치 평면을 얻을 수 있다. 피치 평면이 관성 좌표

계의 x-z 평면으로부터 회전한 각을 $\bar{\phi}$ 라고 하고, 회전된 좌표계에서의 z축 상대거리, 상대속도, 피치 가속도, y축 상대거리, 상대속도, 실제 롤 각의 6개 변수를 상태 변수로 하여 관성 좌표계에서의 3차원 요격 상황에 대한 추적 기하학을 피치 평면으로 회전시키면 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, & \dot{x}_2 &= -x_3 \cos x_6, & \dot{x}_3 &= -k_a x_3 + k_a u_1 \\ \dot{x}_4 &= x_5, & \dot{x}_5 &= x_3 \sin x_6, & \dot{x}_6 &= -k_p x_6 + k_p u_2 \end{aligned} \quad (1)$$

식 (1)에서 제어 입력 $u_1 \triangleq A^c M$, $u_2 \triangleq \phi^c - \bar{\phi}$ 는 각각 피치 가속도 명령과 피치 평면의 회전각으로부터 롤 각 명령의 차이를 나타낸다. 미사일과 목표물의 상대거리가 큰 중간 경로 유도 상황의 경우에는 자동조종장치 동역학의 영향이 크게 나타나지 않기 때문에 기존의 PNG 법칙으로부터 얻어지는 축별 가속도 명령을 PCL을 통해 극변환하여 롤 각 명령과 피치 가속도 명령을 얻어내는 고전적인 유도법칙을 사용해도 큰 무리가 없다. 자동조종 제어기에 의해 미사일의 실제 롤 각이 롤 각 명령을 추종하고 있음을 고려하면 종말 유도 상황으로 전환하는 순간의 실제 롤 각과 롤 각 명령의 차이가 작은 것을 이루고 있음을 가정할 수 있다. 따라서 3차원 추적 기하학에 나타나는 삼각함수를 근사하여 얻어지는 방정식은 x_5 에 대한 방정식을 제외하면 모두 선형으로 얻어진다. 위의 과정을 통해 얻어지는 상태 방정식으로부터 다음의 목적함수 J 를 최소화하는 최적 제어 입력을 최적 제어 이론을 통하여 결정할 수 있다.

$$\begin{aligned} J = & \frac{1}{2} [|x_1(t_f)|^2 + |x_3(t_f)|^2 \\ & + \int_{t_0}^{t_f} (w_1(\tau)|u_1(\tau)|^2 + w_2(\tau)|u_2(\tau)|^2)] \end{aligned} \quad (2)$$

개발된 최적유도(OG) 법칙은 매우 복잡한 형태로 표현되지만 미사일과 목표물의 상대거리, 상대 속도, 피치 가속도와 롤 각에 대한 변수에 대하여 요격에 필요한 잔여 시간(time-to-go)에만 의존하는 형태의 계수가 나타나도록 표현이 가능하다. 실제 시스템에서는 time-to-go에 따라 변화하는 계수만을 미리 계산하여 비행 중에 참조하여 유도 명령을 계산하는 형태로 구현이 가능하기 때문에 최적 종말 유도 법칙의 활용이 용이한 장점이 있다.

2.3 Simulation Results

자동조종장치 동역학의 대역폭을 피치 채널은 1Hz, 롤 채널은 3Hz로 각각 설정하고 정속으로 이동하는 목표물을 요격하는 상황을 모의 실험하였다. PNG 법칙과 OG 법칙의 유도 명령을 비교하면 그림 1과 같다. PNG 법칙을 사용하여 PCL로 변환한 유도 명령을 사용한 경우, 롤 각 명령이 불안정하게 변하고 가속도 명령이 요격 직전에 급변하지만 OG 법칙의 유도 명령을 사용한 경우, 롤

각이 안정적이고 가속도 명령도 요격 시점에 0으로 수렴하는 형태를 보인다. PNG 법칙의 MD는 5.31m가 발생하였으나, OG 법칙은 0.13m로 줄어들었다. 따라서 OG 법칙을 사용하여 고기동 BTT 미사일을 유도하면, 유도 명령이 안정적으로 변하고, MD를 줄일 수 있어서 유도 미사일 시스템의 요격 성능을 향상시킬 수 있음을 알 수 있다.

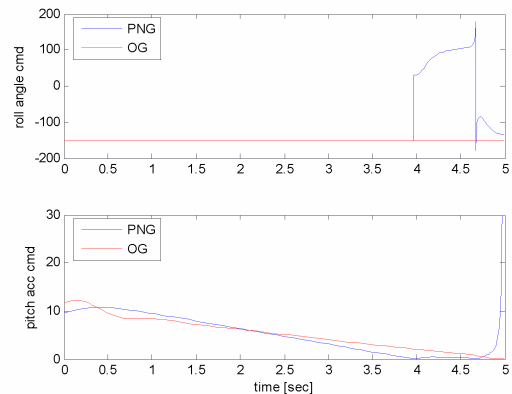


그림 1. PNG 법칙과 OG 법칙의 비교

III. 결론

본 논문에서는 자동조종장치 동역학을 고려한 고기동 BTT 미사일의 최적 종말 유도 법칙을 개발하였다. 개발된 유도 법칙을 사용하여 요격 성능을 향상시킬 수 있으며, 실시간 유도 명령 계산이 가능하도록 변환할 수 있기 때문에 실제 유도 미사일 시스템에서도 응용이 가능하다.

Acknowledgement

본 연구는 한국과학기술원 영상정보특화연구센터(IIRC)를 통한 국방과학연구소의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] S.-Y. Lee, J.-I. Lee, and I.-J. Ha, "Nonlinear Autopilot for High Maneuverability of Bank-to-Turn Missiles", IEEE AES, 2001.
- [2] P. Zarchan, "Tactical and Strategic Missile Guidance", Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 1997.
- [3] 김종서, 홍진우, 박문현, 하인중, 송성호, "STT 미사일의 요격 성능 향상을 위한 자동조종장치 동역학 보상 기법", 한국군사과학기술학회, 2005.