

비선형 미사일 제어에서의 핀 구동기 동역학 영향을 보상하는 새로운 유사특이섭동기법

A Singular Perturbation-like Method to Compensate the Effect of Fin Actuator Dynamics in Nonlinear Missile Control

홍진우, 염준형, 송성호, 하인중

Jin-Woo Hong, Joon-Hyung Yeom, Seong-Ho Song, In-Joong Ha

Abstract - The recently developed autopilot controller can make the input-output (I/O) dynamic characteristics of the nonlinear missile dynamics linear and independent of flight conditions. However, significant fin actuator dynamics can degenerate the I/O dynamic performance of the overall system. In this paper, we propose a singular perturbation-like method to compensate the effect of significant fin actuator dynamics in nonlinear missile control. The proposed compensation method does not require the time derivatives of fin angles but can maintain the linear I/O dynamic characteristics provided by the recently developed autopilot controller.

Key Words : Nonlinear Missile Control, Fin Actuator Dynamics, Singular Perturbation-like Method

1. 서론

유도 미사일 시스템은 목표물로부터 미사일 유도에 필요한 정보를 얻어내는 탐색기와, 목표물 요격에 필요한 유도 명령을 계산하는 유도장치, 유도 명령에 따라 미사일 동역학을 제어하는 자동조종장치로 구분된다. 미사일 동역학은 매우 복잡한 형태의 비선형 방정식으로 나타나기 때문에 기존의 선형 제어기는 미사일 시스템의 입출력 동특성이 비행 환경에 따라 변하며 비선형으로 나타났으나 최근 개발된 비선형 제어기를 사용하여 입출력 동특성이 비행 환경에 무관하게 선형으로 동작하도록 할 수 있게 되어 자동조종장치 동역학을 고려한 유도 법칙 개발이 가능하게 되었다[1,2]. 그러나 [1,2]에 제안된 자동조종 제어기를 사용하는 경우 핀 구동기 동역학의 대역폭의 물리적인 제한으로 고기동 미사일 시스템에 적용하는 경우 성능이 저하되는 현상이 발생한다. 이와 같은 문제점을 보상하기 위하여 [3]에서는 backstepping method를 적용하여 핀 구동기 동역학의 영향을 효과적으로 보상하였으나, 핀 각의 미분 정보를 필요로 하기 때문에 band-limited differentiator를 구현하기 위한 고사양의 프로세서가 필요하고 제어 입력의 잡음에 민감한 문제점이 발생한다.

본 논문에서는 핀 각의 미분 정보를 사용하지 않으면서도 미사일 시스템의 입출력 동특성이 비행 환경에 무관하게 선형으로 동작하게 하는 핀 구동기 동역학 보상 기법을 제안하고, 모의실험을 통해 그 효과를 검증한다.

2. 비선형 자동조종 제어기 설계 기법

최근 개발된 비선형 미사일 자동조종 제어기법은 유사특이섭동기법(singular perturbation-like technique)을 적용하여 복잡한 형태의 비선형 방정식으로 나타나는 미사일 시스템의 입출력 동특성이 선형으로 동작하게 한다[1,2]. 롤링과 피치 가속도에 의해 기동하는 BTT (bank-to-turn) 미사일의 롤, 피치 및 요 채널의 핀 각 명령 $\delta_p^c, \delta_q^c, \delta_r^c$ 는 [2]의 식 (3), (11)과 같이 주어진다. 요와 피치 가속도에 의해 기동하는 STT (skid-to-turn) 미사일의 경우에도 유사한 형태의 자동조종 제어기 설계가 가능하다[1].

[2]에서 제안된 롤 자동조종 제어기는 유사특이섭동기법을 사용하지 않고 직접 계환선형화기법(feedback-linearization technique)을 사용하여 롤 동역학이 선형 시스템으로 동작하도록 하지만, 요 및 피치 자동조종 제어기는 특이섭동기법에 의하여 fast dynamics와 slow dynamics로 구분된다. 요 및 피치 채널의 slow dynamics는 [2]의 식 (17)과 같이 주어지고, fast dynamics는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \dot{q}_f &= -h_{v2} U q_f \\ r_f &= -h_{v1} U r_f \end{aligned} \quad (1)$$

위 식에서 h_{v1}, h_{v2} 는 미사일 구조에 의해 결정되는 상수이며, U 는 미사일의 x축 방향 속도이다. 상태변수 q_f, r_f 는 $q_f \triangleq q - \bar{q}$, $r_f \triangleq r - \bar{r}$ 과 같이 정의되고, \bar{q}, \bar{r} 는 slow dynamics의 상태변수를 나타낸다. 자동조종 제어기 설계와 관련된 자세한 사항은 [1,2]를 참고하도록 한다.

유사특이섭동기법을 통해 fast dynamics가 빠르게 수렴하게 되면 slow dynamics에는 미사일 동역학의 비최소위상(non-minimum phase) 특성이 나타나지 않으며, 선형 시스템으로 동작하도록 설계되었다.

저자 소개

- * 홍진우: 서울대학 전기 컴퓨터 공학부 박사과정
- ** 염준형: ASRI/IIRC, 서울대학 전기 컴퓨터 공학부 박사과정
- *** 송성호: IIRC, 한림대학 정보통신 공학부 교수
- **** 하인중: ASRI/IIRC, 서울대학 전기 컴퓨터 공학부 교수

[2]에서 제안된 자동조종 제어기를 사용한 경우의 롤 및 피치 동역학은 다음과 같이 나타나게 된다.

$$\frac{\phi}{\phi^c} = \frac{(\lambda\omega_n)^3}{s^3 + a_p\lambda\omega_n s^2 + b_p(\lambda\omega_n)s + (\lambda\omega_n)^3} \quad (2)$$

$$\frac{A_z}{A_z^c} \approx \frac{\omega_n^3}{s^3 + a_z\omega_n s^2 + b_z\omega_n^2 s + \omega_n^3}$$

위 식에서 ϕ, ϕ^c, A_z, A_z^c 는 각각 실제 롤 각, 롤 각 명령, 실제 피치 가속도, 피치 가속도 명령을 나타내고, $a_p, b_p, a_z, b_z, \lambda, \omega_n$ 은 설계변수이다. 특히 ω_n 은 자동조종장치 동역학의 대역폭을 결정하는 변수이며 유사특이섭동기법을 통해 제어기가 설계되었으므로 ω_n 의 값은 [2]의 식 (4)과 같이 제한된다.

3. 핀 구동기 동역학의 영향과 보상 기법

핀 구동기 동역학이 이상적으로 빠르게 동작하는 경우에는 실제 핀 각이 명령을 완벽하게 추종한다고 할 수 있다. 그러나 실제 미사일 시스템에서 사용되는 핀 구동기는 대역폭이 제한되는 것이 일반적이고, 핀 구동기 동역학의 영향으로 미사일 시스템의 입출력 동특성이 저하되는 현상이 발생한다. [3]에서는 backstepping method를 적용하여 핀 구동기 동역학의 입출력 동특성이 다음과 같이 2차 선형 시스템의 형태로 주어지는 경우에 대하여 [3]의 (4.18)식과 같은 형태의 보상을 제안하였다.

$$\frac{\delta_i}{\delta_i^c} = \frac{\omega_a^2}{s^2 + 2\zeta_a\omega_a s + \omega_a^2} \quad \text{where } i = q, r \quad (3)$$

위 식에서 δ_i^c, δ_i 는 각각 i 축 핀 각 명령과 실제 핀 각을 나타내고, ζ_a, ω_a 은 핀 구동기의 damping ratio와 대역폭을 나타낸다. [3]의 식 (4.18)의 보상은 핀 각의 1차 미분과 2차 미분에 대한 정보와, 핀 구동기 파라미터를 사용하기 때문에 상위 제어 입력의 잠음에 민감하며 부가적으로 고사양의 프로세서가 요구되는 문제점이 있다. 또한, [3]의 보상을 적용하는 경우 보상을 포함한 핀 구동기 동역학은 자동조종장치 동역학의 fast dynamics보다 빠르게 반응하여야 하므로 미사일 속도가 증가할수록 매우 높은 대역폭의 미분기가 필요하게 되고, 잠음에 더욱 민감해지는 문제가 발생한다.

[2]의 설계 과정에서 fast dynamics는 slow dynamics보다 빠르게 수렴하기만 하면 전체 시스템의 입출력 특성에 영향을 주지 않기 때문에 slow dynamics의 대역폭 보다 충분히 빠른 범위 내에서는 fast dynamics의 대역폭을 느리게 동작하도록 해도 전체 시스템의 안정성에 영향을 주지 않는다. 자동조종 제어기 설계 과정에서 fast dynamics의 대역폭은 $\omega_n = h_{v1}U \approx h_{v2}U$ 으로 고정되어 있기 때문에 핀 구동기 동역학의 대역폭이 ω_n 보다 충분히 빠르지 않을 경우에는 핀 구동기 동역학의 영향으로 전체 미사일 시스템의 입출력 동특성이 저하된다. 핀 구동기 동역학의 대역폭이 정해진 경우 미사일 시스템의 입출력 동특성이 선형 시스템으로 동작하도록 하기 위해서는 미사일의 속도를 낮추어야만 하는 상황이 발생한다.

[2]의 식 (16)에 주어진 미사일 시스템의 동역학은 다음과 같은 보상을 사용함으로써 fast dynamics의 대역폭을 임의로 조절할 수 있다.

$$\begin{aligned} u_y^f &= \alpha u_y^c - (1 - \alpha) U r_f \\ u_z^f &= \alpha u_z^c + (1 - \alpha) U q_f \end{aligned} \quad (4)$$

위 식에서 α 는 0에서 1 사이의 실수이며, 기존의 fast dynamics 대역폭에 대한 보상기에 의해 변경된 fast dynamics의 대역폭의 비율이다. u_y^c 와 u_z^c 는 각각 [2]의 식 (13)과 (14)에 주어진 기존의 자동조종 제어기 입력을 의미한다. 이때, 보상을 적용한 경우의 slow dynamics는 변화가 없으나, fast dynamics는 다음과 같이 변화하게 된다.

$$\begin{aligned} q_f &= -\alpha h_{v2} U q_f \\ r_f &= -\alpha h_{v1} U r_f \end{aligned} \quad (5)$$

위의 보상을 사용함으로써 fast dynamics의 대역폭을 임의의 원하는 값으로 조절할 수 있다. 따라서 핀 구동기 동역학의 대역폭의 영향을 받지 않을 정도로 충분히 느리게 fast dynamics의 대역폭을 설정할 수 있다.

[2]에서 제안된 자동조종 제어기는 미사일 시스템의 요 및 피치 동역학의 커플링 효과를 제거하기 위하여 유사특이섭동기법을 사용하였으나, 본 논문에서 제안된 제어기는 fast dynamics의 대역폭을 줄어뜨리게 하여 요 및 피치 채널간의 커플링 현상이 강해지는 효과가 나타나게 된다. 그러나 [2]의 performance analysis 과정과 유사한 형태로 핀 구동기 동역학을 동시에 고려하여 안정성을 확인할 수 있다.

[3]의 보상은 실제 핀 구동기 동역학의 대역폭을 높이는 결과에 해당되지만, 실제 시스템에서 구동기 동역학의 대역폭을 높이는 데에는 한계가 따른다. 본 논문에서 제안한 보상은 구동기 동역학의 대역폭을 그대로 두고, fast dynamics의 대역폭을 제한함으로써 [1,2]의 결과를 고기동 미사일 시스템에서 적용하는 경우에 발생하는 핀 구동기의 영향을 효과적으로 보상할 수 있게 된다.

4. 모의실험 결과

이 장에서는 비선형 미사일 모델에 대하여 제안된 보상의 성능을 검증한다. 모의실험에 사용한 비선형 미사일 모델은 [4]에 주어진 ILAAT 모델을 사용하였으며, 미사일의 속도는 Mach 1.0으로 설정하였다. 실제 핀 구동기 특성을 반영하기 위하여 식 (3)의 특성과 함께 다음과 같이 핀 각과 핀 각 변화율에 대하여 제한하였다.

$$|\delta_i| \leq 20 \text{deg}, \quad |\dot{\delta}_i| \leq 250 \text{deg/sec} \quad (6)$$

핀 구동기 동역학 변수를 $\omega_a = 100 \text{Hz}, \zeta = 0.707$ 로 설정한 경우 핀 구동기 동역학이 이상적으로 빠르다고 가정할 수 있다. 즉, $\delta_i = \delta_i^c$ 이 성립하는 경우에 대하여 피치 가속도 명령이 30m/s^2 으로 step으로 주어질 때 피치 가속도 응답은 그림 1과 같다. 그림 1에서 A_{r_f} 는 식 (2)에 주어진 3차 선형 시스템에 대한 가속도 응답을 나타낸다. 그림 1의 결과에서 핀 구동기 동역학이 빠르게 동작하는 경우에는 가속도 응답이 안정적임을 알 수 있다.

핀 구동기 동역학의 대역폭을 $\omega_a = 30 \text{Hz}$ 로 설정한 경우

의 피치 가속도 응답은 그림 2와 같다. 그림 2의 결과에서 핀 구동기 동역학의 영향으로 피치 가속도가 발산하였음을 알 수 있다. 이때, 핀 각과 핀 각 변화율의 응답 특성은 그림 3과 같다. 그림 3에서, 구동기의 핀 각과 핀 각 변화율이 포화되는 문제점이 발생함을 알 수 있다.

핀 구동기의 파라미터가 동일한 상황에서 보상기의 변수를 $\alpha = 0.5$ 로 설정한 경우의 피치 가속도 응답은 그림 4와 같다. 그림 4의 결과는 그림 1의 결과와 비슷하게 안정적으로 피치 가속도가 변화하며 핀 구동기 동역학이 적절히 보상되었음을 알 수 있다.

위의 결과를 종합하면, 핀 구동기 동역학의 영향으로 [2]에 제안된 자동조종 제어기를 그대로 사용할 경우 피치 가속도 응답이 불안정해질 수 있으나, 식 (4)와 같이 핀 각 명령에서 핀 구동기 동역학의 영향을 보상함으로써 피치 가속도가 안정적으로 변화할 수 있게 되었음을 알 수 있다.

5. 결론

본 논문에서 제안한 핀 구동기 동역학 보상 기법은 핀 각의 미분 정보를 사용하지 않으며, 기존의 설계 기법을 이용하여 얻어지는 입출력 동특성을 유지할 수 있어서 실제 미사일 시스템의 안정성을 크게 개선할 수 있다. 유도 장치 설계 과정에서 자동조종장치 동역학이 선형 시스템의 특성을 갖도록 함으로써, 자동조종장치 동역학을 고려한 유도 법칙 설계가 용이해져 고전적인 유도법칙인 비례항법유도법칙의 요격 성능을 향상시키는 데에 기여할 수 있다.

Acknowledgement

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

참 고 문 헌

- [1] Ju-II Lee and In-Joong Ha, "Autopilot Design for Highly Maneuvering STT Missiles via Singular Perturbation-Like Technique", IEEE Trans. Control Systems Technology, vol. 7, no. 3, pp. 527-541, Sep. 1999.
- [2] Sang-Yong Lee, Ju-II Lee, and In-Joong Ha, "Nonlinear Autopilot for High Maneuverability of Bank-to-Turn Missiles", IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems, vol. 37, no. 4, pp. 1236-1253, Oct. 2001.
- [3] Dongkyoung Chwa, Jin Young Choi, and Jin H. Seo, "Compensation of Actuator Dynamics in Nonlinear Missile Control", IEEE Trans. Control Systems Technology, vol. 12, no. 4, July 2004.
- [4] Douglas E. Williams and Bernard Friedland, "Modern Control Theory for Design of Autopilots for Bank-to-Turn Missiles", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 10, no. 4, pp. 378-386, 1987.

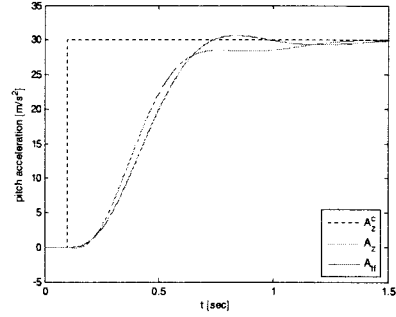


그림 1. 핀 구동기 동역학이 이상적인 경우

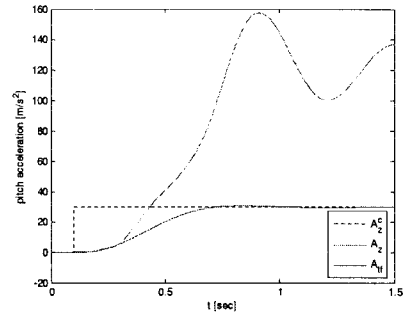


그림 2. 핀 구동기 동역학 보상이 없는 경우

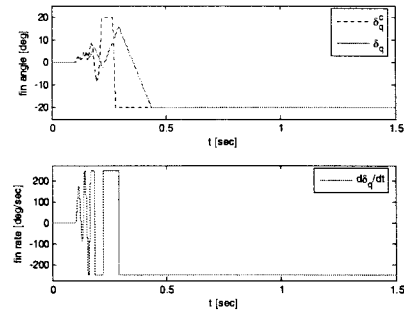


그림 3. 핀 각과 핀 각 변화율의 응답

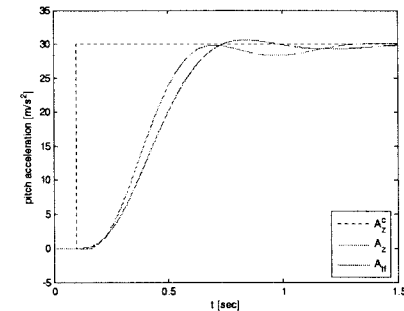


그림 4. 핀 구동기 동역학 보상을 적용한 경우