

기준모델 적응제어에 의한 유도 비행체의 자동조종장치 설계에 관한 연구

°임 호\* , 박 정일\* , 김 원규\*\* , 박 중극\*  
\* 경희대학교 전자공학과    \*\* 경희대학교 우주과학과

Design of Autopilot for a Guided Missile using Model Reference Adaptive Control

Ho Lim\* , Jeong Il Park\* , Won Kyu Kim\*\* , Choung Kug Park\*  
\* Dept. of Electronic Eng. Kyung Hee Univ.  
\* Dept. of Astronomy and Space Science. Kyung Hee Univ.

Abstract

This paper is concerned with the stability analysis and the design of an autopilot using direct model reference adaptive control for BTT missile with unknown dynamics when subjected to the longitudinal and lateral gusts.

A motion of BTT missile can be separated into the longitudinal and lateral motions.

The proposed algorithm is introduced different leakage terms about each motion into adaptation law so as to prevent drift of the adaptive gain and alleviate gust effects and cross-coupling.

The algorithm is applied to the 6DOF motion of an EMRAAT missile.

1. 서 론

유도 비행체는 고도, 속도에 대한 공기밀도, 역학적 압력의 변화로 인해 공정계 매개변수가 크게 변화된다. 또한 목표물의 움직임에 대응하여 빠른 응답속도와 탄착오차(miss distance)의 최소화가 요구된다.

고정밀도를 요하며 공정계 매개변수가 크게 변화되는 유도 비행체에 대한 제어기법으로 기준모델 적응제어(MRAC)를 사용한 많은 연구결과들이 제시되었다[1]. 이러한 MRAC기법은 직접 적응제어 방법과 간접 적응제어 방법으로 분류된다. 직접 적응제어 방법은 적응제어칙(Adaptive Control Law)을 변화시켜 기준모델과 공정계 출력사이의 오차가 영으로 접근하게끔 하는 방식이다. 간접 적응제어 방법은 공정계의 매개변수를 추정하여 제어기의 매개변수를 변화시키는 방법으로 직접 적응제어 방법에 비해 시스템의 구성이 복잡하다는 단점을 갖고 있다[2].

본 논문에서는 Mabius 등 [3]의 직접 적응제어 알고리즘을 이용하여 고성능 유도 비행체의 자동조종장치를 설계하였다.

고성능 유도 비행체의 비행자세를 제어하는 방법은 크게 SIT(Skid-to-Turn) 방식과 BIT(Bank to-Turn)방식으로 구분할 수 있다.

SIT 방식은 유도 비행체의 roll rate를 영으로 제한하고 sideslip angle과 rudder에 의해 방향을 전환하는 방식이고, BIT 방식은 rudder와 aileron을 사용하여 rolling과 yawing을 동시에 발생시켜 방향을 전환하는 방식이다.

따라서, BIT 방식은 SIT 방식에 비해 높은 방향 조종성을 얻을 수 있고, 이러한 장점으로 인해 최근의 전술미사일에 적용되고 있다[4,5]

그러나, BIT 방식의 큰 문제점은 방향전환시 pitch과 yaw사이의 교차결합(cross-coupling)이 존재한다는 것이다.

본 논문에서는 횡방향 흔들(Lateral Motion)과 종방향 흔들(Longitudinal Motion)을 감결합(decoupling)하여 각각에 대해 서로 독립인 자동조종장치를 설계하였고, 자동조종장치사이의 교차결합과 바람의 영향을 dither신호로 처리하였으며, 이러한 외란의 영향을 제거하기 위해 적응식에  $\sigma$ -modification [6]의 개념을 도입하였다.

본 논문에서 제시된 자동조종장치용 EMRAAT (Extended Medium Range Air-to-Air Technology) 미사일 [7] 에 적용하여 목표물이 일정한 속도로 비행하고 있는 경우와 회피운동(Evasive Motion) 을 행한 경우에 대해 6 DOF(Degree of Freedom) 모의실험을 행하였다

## 2. 자동조종장치

유도 비행체의 운동방정식이 다음과 같다고 가정한다.

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u_p(t) + v_d(t) \quad (1)$$

$$y_p(t) = C_p x_p(t) \quad (2)$$

여기서,

$x_p(t)$  : ( $n \times 1$ ) 유도 비행체의 상태벡터,

$u_p(t)$  : ( $m \times 1$ ) 유도 비행체의 입력벡터,

$y_p(t)$  : ( $m \times 1$ ) 유도 비행체의 출력벡터,

$v_d(t)$  : 고차결합과 바람의 영향을 나타내는 ( $n \times 1$ ) dither신호벡터.

여기서,  $A_p$ ,  $B_p$  는 각각 적당한 차원을 가지며, ( $A_p, B_p$ ) 는 가제어성, ( $A_p, C_p$ ) 는 가관측성이라고 가정한다.

기준모델의 상태방정식은 다음과 같다.

$$\dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + B_m u_m(t) \quad (3)$$

$$y_m(t) = C_m x_m(t) \quad (4)$$

여기서,  $x_m(t)$  : ( $n \times 1$ ) 기준모델의 상태벡터,

$u_m(t)$  : ( $m \times 1$ ) 기준모델의 입력벡터,

$y_m(t)$  : ( $m \times 1$ ) 기준모델의 출력벡터.

여기서,  $A_m, B_m$  는 각각 적당한 차원을 갖는다.

유도비행체와 기준모델사이의 비행자세에 대한 오차  $e(t)$  를 다음과 같이 정의한다.

$$e(t) = y_m(t) - y_p(t) \quad (5)$$

Mabius[3] 의 적응제어 알고리즘은 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$u_p(t) = K_x(t)x_m(t) + K_e(t)e(t) + K_u(t)u_m(t) \quad (6)$$

해석의 간략화를 위해  $n_r \times 1$  상태벡터  $r(t)$  를 다음과 같이 정의한다.

$$r(t) = [ e(t)', x_m(t)', u_m(t)' ]' \quad (7)$$

적용 이득행렬  $K_e(t), K_x(t), K_u(t)$  를 다음과 같은  $m \times n_r$  행렬형태로 구성한다.

$$K(t) = [ K_e(t), K_x(t), K_u(t) ] \quad (8)$$

따라서, 비행체에 대한 제어입력은 다음과 같이 간단히 표현된다.

$$u_p(t) = K(t)r(t) \quad (9)$$

적용이득  $K(t)$  를 비례이득  $K_p(t)$  와 적분이득  $K_i(t)$  의 합으로 정의한다.

$$K(t) = K_p(t) + K_i(t) \quad (10)$$

$$K_p(t) = e(t)r^T(t)\bar{T} \quad (11)$$

$$\dot{K}_i(t) = e(t)r^T(t)T - \sigma K_i(t) \quad (12)$$

$$K_i(0) = K_{i0} \quad (13)$$

여기서,  $K_{i0}$  는 초기 적분 적용이득이고,  $\bar{T}, T$  는  $n_r \times n_r$  하중계수행렬이다.

여기서, dither신호의 영향을 제거하기 위해 부가된 누설항  $\sigma$  는 다음과 같다.

$$\sigma = \begin{cases} 0 & \|K\| < M_0 \\ \sigma_0 (K/M_0 - 1) & M_0 < \|K\| < 2M_0 \\ \sigma_0 & \|K\| > 2M_0 \end{cases} \quad (14)$$

여기서, 적분이득의 상한  $2M_0$  는 알고 있다고 가정한다.

자동조종장치의 블록 다이어그램은 그림 1에 나타내었다.

알고리즘의 대국적 안정(Global Stability) 을 증명하기 위해 다음과 같은 Lyapunov함수를 선택한다.

$$V(e, K_i) = e^T P e + \text{Tr} \{ R(K_i - \bar{K})\bar{T}^T (K_i - \bar{K})\bar{T} R^T \} \quad (15)$$

여기서,  $P$  는  $n \times n$  정치 대칭(Positive Definite Symmetric) 행렬,  $R$  은 비특이(nonsingular)행렬,  $\bar{K} = [\bar{K}_e, \bar{K}_x, \bar{K}_u]$  는 임의의  $m \times n$  행렬.

$T$  는  $n_r \times n_r$  정치행렬이다.

식(15)를 미분하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{V}(e, K_i) &= e^T P [(A_m - B_m C_m - A_m)x_m + A_p e + B_m r \\ &\quad - B_p K_i r - B_p K_p r - v_d] + [(A_m - B_m C_m - A_m)x_m \\ &\quad + A_p e + B_m u_m - B_p K_i r - B_p K_p r - v_d]^T P e \\ &\quad - 2\text{Tr}\{R(K_i - \bar{K})r e^T R^T\} - 2\sigma \text{Tr}\{R(\bar{K}_i - K_i)\bar{T}^T K_i R^T\} \end{aligned} \quad (16)$$

식(16)에 식(11), (12) 를 대입하면 다음과 같은 식을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V}(e, K_i) &= e^T [P(A_p - B_p \bar{K}_e) + (A_p - B_p \bar{K}_e)^T P] e + 2e^T P (A_m - B_m C_m - A_p - \bar{K}_x)x_m + 2e^T (P B_m - \bar{K}_u)u_m - 2e^T P v_d \\ &\quad - 2e^T P B_p e r^T \bar{T} r - 2e^T P B_p e r^T \bar{T} r \\ &\quad - 2\sigma \text{Tr}\{R(K_i - \bar{K})\bar{T}^T K_i R^T\} \end{aligned} \quad (17)$$

식(17)로 부터 시스템의 대국적 안정을 위한 충분조건을 얻을 수 있다.

$$T > 0, \bar{T} \geq 0, \sigma > 0 \quad (18)$$

$$P(A_p - B_p \bar{K}_e) + (A_p - B_p \bar{K}_e)^T P = -Q < 0 \quad (19)$$

$$A_m - B_m C_m - A_p = \bar{K}_x \quad (20)$$

$$P B_m = \bar{K}_u \quad (21)$$

식(18)-(21)을 식(17)에 대입하면 다음과 같다

$$\dot{V} \leq -e^T Q e - 2\sigma \text{Tr}\{R(K_i - \bar{K})\bar{T}^T K_i R^T\} \quad (22)$$

자승을 완전히 한 후, 비양수항을 제거하면 다음과 같다.

$$\dot{V} \leq -e^T Q e - \sigma \text{Tr}(R(K_i - \bar{K})T^{-T}(K_i - \bar{K})^T R^T) + \sigma \text{Tr}(R \bar{K} T^{-T} \bar{K}^T R^T) \quad (23)$$

$$\leq -\lambda V + \rho \quad (24)$$

여기서,  $\lambda = \min[\sigma, \lambda_{\min}(P^{-1}Q)]$

$$\rho = \sigma \text{Tr}(R \bar{K} T^{-T} \bar{K}^T R^T)$$

식(24)로 부터 다음과 같은 해를 유도할 수 있다.

$$V(t) < (V(0) - \rho/\lambda)e^{-\lambda t} + \rho/\lambda. \quad (25)$$

식(25)에 의해 적응 제어기의 대극적 안정도가 보장된다는 것을 알 수 있다.

### 3. 모의실험

고도 40000ft에서 비행각 15 deg, 마하 2.0 의 속도로 비행하는 목표물에 ETRAAAT미사일이 속도 2420ft/s (마하 2.5) 로 대해 발사되었다고 가정 한다.

모의실험의 블록선도는 그림 2 에 나타내었다.

#### (1) 횡방향 혼동

상태벡터는 다음과 같이 선택하였다.

$$x(t) = [\beta, r, p, \int p]^T$$

여기서,  $\beta$  는 sideslip angle,  $r$  은 yaw rate,  $p$  는 roll rate 이다.

입력벡터는 다음과 같다.

$$u(t) = [\delta_r, \delta_a]^T$$

여기서,  $\delta_r$  은 rudder deflection,  $\delta_a$  는 aileron deflection이다.

출력벡터는 다음과 같다.

$$y(t) = [y_\beta, y_p]^T$$

여기서,  $y_\beta$  는 sideslip angle,

$y_p$  는 bank angle이다.

dither 신호는  $20\sin t$  로 선택하였다.

유도비행체의 매개변수는 다음과 같다.

$$A_m = \begin{bmatrix} -0.8176 & -0.9997 & 0.3490 & 0.0 \\ 80.29 & -0.5742 & 0.00969 & 0. \\ -2734 & 0.5621 & -2.097 & 0. \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0. \end{bmatrix}$$

$$B_m = \begin{bmatrix} 0.1472 & 0.1021 \\ -194.4 & 37.61 \\ -2176 & -1093 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}$$

기준 모델의 매개변수는 다음과 같다.

$$A_m = \begin{bmatrix} -0.4442 & -0.9997 & -0.000015 & 0.0 \\ 55.54 & -0.5742 & 0.0172 & 0.0 \\ -885.0 & 0.1462 & -2.097 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \end{bmatrix}$$

$$B_m = \begin{bmatrix} 0.0913 & 0.00672 \\ -109.8 & 9.702 \\ -1275.0 & -1642.0 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}$$

$$C_p = C_m = \begin{bmatrix} 5 & -1 & 0.2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 5 \end{bmatrix}$$

적응 제어이득의 하중계수행렬은 다음과 같이 선택하였다.

$$T = 2 I \quad \bar{T} = I$$

여기서,  $I$  는 identity matrix 이다.

#### (2) 종방향 혼동

상태벡터는 다음과 같이 선택하였다.

$$x(t) = [\alpha, q, \int \alpha]^T$$

여기서,  $\alpha$  는 angle of attack,  $q$  는 pitch rate 이다.

입력벡터는 다음과 같다.

$$u(t) = [\delta_e]^T$$

여기서,  $\delta_e$  는 elevator deflection 이다.

출력벡터는 다음과 같다.

$$y(t) = [y_q]^T$$

여기서,  $y_q$  는 pitch angle 이다.

dither 신호는  $50\sin t$  로 선택하였다.

유도비행체의 매개변수는 다음과 같다.

$$A_p = \begin{bmatrix} -1.686 & 0.9999 & 0.0 \\ -12.34 & -0.5198 & 0. \\ 1.0 & 0.0 & 0. \end{bmatrix}$$

$$B_p = \begin{bmatrix} -0.0645 \\ -102.0 \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

기준모델의 매개변수는 다음과 같다.

$$A_m = \begin{bmatrix} -0.8495 & 0.9988 & 0.0 \\ -173.0 & -0.5204 & 0. \\ 1.0 & 0.0 & 0. \end{bmatrix}$$

$$B_m = \begin{bmatrix} -0.106 \\ -143 \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

$$C_p = C_m = [1 \ 10 \ 0]$$

적응 제어이득의 하중계수행렬은 다음과 같이 선택하였다.

$$T = 10 I \quad \bar{T} = 5 I$$

(3) 시스템 구성요소의 모델링

구동장치는 고유주파수 24.4Hz, 감쇠율 0.517을 갖는 2차모델로 가정하였다. 조종면(Control Surface)의 제약조건은 400 deg/sec 이다.

SDINS(Strap-Down Inertial Navigation System)는 3개의 rate gyro 와 3개의 가속도계로 구성되었으며, 각각의 감지기는 고유 주파수 60 Hz, 감쇠율 0.7 을 갖는 2차모델로 가정하였다.

목표물 추적장치는 고유 주파수 30Hz, 감쇠율 0.7 을 갖는 2차 선형모델로 가정하였다.

목표물은 3DOF모델로 가정하였으며, 회피운동은 lag 12Hz, 감쇠율 0.8 을 갖는 2 차 선형 모델로 표시하였고, 1 sec time-to-go에서 bank 135 deg, 9deg방향전환을 행한다고 가정하였다.

4. 결론

본 논문에서는 유도 비행체의 운동을 횡방향 운동과 종방향운동으로 감결합하고, 각각의 운동에 대해 직접 기준모델 적응제어 알고리즘을 사용하여 유도 비행체의 자동조종장치를 설계하였고, 교차결합과 gust disturbance의 영향을 감소하기 위해 누설항을 적응이득에 포함시켰다. 설계되어진 자동조종장치를 ENRAAT미사일에 적용하여 6DOF 모의실험을 행하였다. 모의실험의 결과도 부더 외란의 영향이 현저히 감소하였으며, 모델의 추종이 빠른 시간내에 이루어짐을 알 수 있었다.

앞으로 마이크로 프로세서를 사용하여 본 논문에서 제시된 적응제어 알고리즘을 실시간 실행하는 연구가 있어야 할 것이다.

참 고 문 헌

[1]. J.Krause, and G.Stein, " A General Control Structure with a Missile application," Proceeding of American Control Conference, pp.561-566, 1987.  
 [2]. V.V.Chalam, " Adaptive Control System Technique and Application," Chap.2, Marcel Dekker, 1987.

[3]. K.Sobel, H.Kaufman, and L.Mabius, " Implicit Adaptive Control for a Class of MIMO Systems," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-18, no.5 pp.576-589, 1982.  
 [4]. D.E.Williams, and B.Friedland, " Modern Control Theory for Design of Autopilots for Bank-to-Turn Missile," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.10, no.4, pp.378-386, 1987.  
 [5]. J.A.Bossi, and M.A.Langehough, " Multivariable Autopilot Design for a Bank-to-Turn Missile," Proceeding of American Control Conference, pp.567-572, 1988.  
 [6]. P.A.Ioannou, and K.Tsakalis, " A Robust Direct Adaptive Controller," IEEE Transaction on Automatic Control, Vol.31, no.11, pp.573-578, 1986.  
 [7]. M.A.Langehough, and F.E.Simons, " 6DOF Simulation Analysis for a Digital Bank-to-Turn Autopilot," Proceeding of American Control Conference, pp.573-578, 1988.

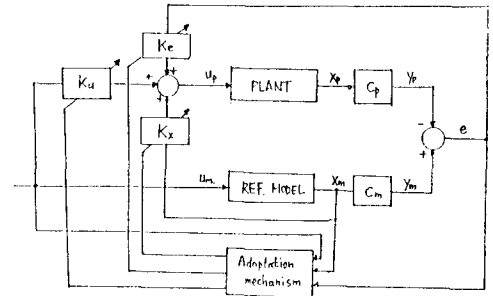


그림1. 자동조종장치의 블록선도.

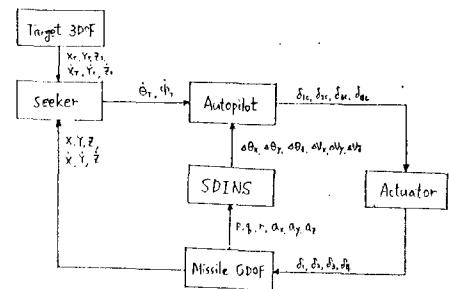


그림2. 시스템의 블록선도