

무추력 비행체를 대상으로 한 적응 통합 유도제어기 설계

Integrated Guidance and Control Design Based on Adaptive Neural Network for Unpowered Air Vehicle

김부민, 성덕용, 성재민, 김병수*
(Boo-Min Kim, Duck-yong Sung, Jeamin Sung, and Byoung Soo Kim)

Abstract : The guidance controller of the conventional aircraft consists of inner-loop (autopilot) and outer-loop (guidance). If the guidance controller can be designed as an integrated guidance and control (IGC), the various advantages exist. The integrated guidance and control formulation can compensate for the effect of autopilot lag. An integrated approach also helps avoid the iterative procedure involved in tuning the guidance and autopilot subsystems, if designed separately. Integrated design is also less susceptible to saturation and stability problems. This paper presents an approach to IGC design for the unpowered air vehicle with the only flaperon using a combination of adaptive output feedback inversion and backstepping techniques. Adaptive neural networks are trained online with available measurements to compensate for unmodeled nonlinearities in the design process.

Keywords : backstepping, neural network, output feedback

I. 서론

일반 항공기의 유도제어기를 설계할 때 크게 자동비행 (autopilot)과 유도(guidance)두 부분으로 나누어 설계한다[1]. 이러한 내부루프와 외부루프를 하나로 통합한 유도제어기를 구성할 수 있다면 내부루프의 지연효과를 보상할 수 있고 내부루프와 외부루프 부분의 게인 조율을 위한 반복 과정을 줄임으로써 설계 효율을 높여주며, 내부루프 입력명령의 포화나 안정성 면에서도 덜 민감하다는 이점을 가지게 된다[2-4].

본 논문에서는 주날개에 플랩퍼론이라는 조종면을 가지고 종축과 횡축만 제어 가능한 비행체를 대상으로 통합 유도제어기를 설계한다. 여기서 통합형 유도제어기 (IGC: Integrated Guidance and Control)는 출력피드백 (output feedback)기법[5,6]과 Backstepping[7,8] 기법을 이용하였다[9]. 또한 설계과정에서 주어지는 가정과 모델 불확실성에서 오는 오차를 신경회로망으로 보상한다[9,10]. 최종적으로 환경과 조건에 따라 목표지점까지 활공하는 시뮬레이션을 통해 유도제어기의 성능을 검증한다.

II. 비행체 특성

대상 무추력 비행체는 그림 1과 같은 형상을 가진다. 조종면은 일반항공기와 달리 주날개의 플랩퍼론으로, 횡축과 종축을 제어할 수 있지만 러더 기능의 조종면이 없어 방향축의 직접적인 제어는 불가능하다. 하지만 꼬리핀의 장착으로 방향안정성을 가지고 있다. 플랩퍼론이 엘리베이터 역할을 수행할 때 아래 방향을 (+)로 정의 하였으면 이 때 피치 업 기동을 한다.

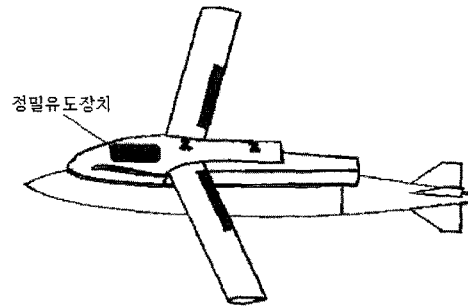


그림 1. 대상비행체 형상.

Fig. 1. The configuration of the air vehicle.

비행체의 운동방정식을 식 (1)과 같이 정의하여 사용한다.

$$\dot{\bar{x}} = f(\bar{x}) + \sum_{i=1}^2 g_i(\bar{x})u_i \quad \text{and} \quad \bar{y} = h(\bar{x}) \quad (1)$$

여기서 상태변수(\bar{x}), 입력변수(\bar{u}), 출력변수(\bar{y})는 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \bar{x} &= [U \ V \ W \ p \ q \ r \ \Phi \ \Theta \ \Psi \ R \ \lambda_A \ \lambda_E \ \dot{R} \ \dot{\lambda}_A \ \dot{\lambda}_E]^T \\ \bar{u} &= [\delta a \ \delta F]^T, \quad \bar{u}(t) \in R^2 \\ \bar{y} &= [\lambda_A - \Psi, \lambda_E - \Theta]^T, \quad \bar{y}(t) \in R^2 \end{aligned}$$

본 제어기의 설계 목적은 제어대상 비행체가 주어진 목표 지점에 도달하는 것이다. 이를 구현하기 위해, 초기위치에서 목표지점까지의 궤적 명령을 생성하고 이를 추종하는 방식 보다 실시간 비행체의 위치와 목표지점과의 상대각 명령을 생성하는 유도제어기를 구성한다. 이때 필요한 출력값이 앞에서 정의한 방향축 상대각, 종축 상대각 $[\lambda_A - \Psi, \lambda_E - \Theta]^T$ 이 된다. 본 논문에서는 이를 NED (지표) 축에 대해 $\chi_A \equiv \lambda_A - \Psi$, $\chi_E \equiv \lambda_E - \Theta$ 로 표현하고 azimuth/ elevation bearing angle이라고 정의한다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.

김부민, 성재민, 김병수 : 경상대학교 기계항공공학부

(boomin79@gnu.ac.kr/sjm@gnu.ac.kr/bskim@gnu.ac.kr)

성덕용 : 국방과학연구소(sdy60@hanmail.net)

※ 본 연구는 2단계 BK21 사업 첨단기계항공공급인력양성사업단, 국방과학연구소, 중점연구소의 지원을 받아 수행되었음.

III. 통합형 유도제어기 설계

대상 비행체의 조종면으로는 피치각과 롤각만이 제어 가능하므로, 본 절의 통합형 유도제어기는 출력변수 Bearing angle로부터 엘리베이터, 러더가 아닌 각각 플랩과 에일러론의 관계식으로 표현해야 하는 특징을 가진다.

1. 출력피드백(output feedback) 적용

LOS 변수를 관성축 직각 좌표 요소를 이용하여 구형 좌표 요소로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} R &= \sqrt{R_X^2 + R_Y^2 + R_Z^2} \\ \lambda_A &= \tan^{-1} \left(\frac{R_Y}{R_X} \right) \\ \lambda_E &= \tan^{-1} \left(\frac{-R_Z}{\sqrt{R_X^2 + R_Y^2}} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

구형 좌표 요소를 이용하여 관성축 직각 좌표 요소를 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} R_Z &= -R \sin \lambda_E \\ R_Y &= R \sin \lambda_A \cos \lambda_E \\ R_X &= R \cos \lambda_A \cos \lambda_E \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 λ_A , λ_E 는 azimuth angle과 elevation angle 이다.

위의 두 표현을 이용하여 LOS 변수를 시간에 대해 1차 미분하면 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{R} = \dot{R}_X \cos \lambda_A \cos \lambda_E + \dot{R}_Y \sin \lambda_A \cos \lambda_E - \dot{R}_Z \sin \lambda_E \quad (4)$$

$$\dot{\lambda}_A = \frac{1}{R \cos \lambda_E} (-\dot{R}_X \sin \lambda_A + \dot{R}_Y \cos \lambda_A) \quad (5)$$

$$\dot{\lambda}_E = -\frac{1}{R} (\dot{R}_X \cos \lambda_A \sin \lambda_E + \dot{R}_Y \sin \lambda_A \sin \lambda_E + \dot{R}_Z \cos \lambda_E) \quad (6)$$

마찬가지로 LOS 변수를 시간에 대해 2차 미분하면 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \ddot{R} &= R \left[\dot{\lambda}_A^2 \cos^2 \lambda_E + \dot{\lambda}_E^2 \right] + \left[a_{X_i} \cos \lambda_A \cos \lambda_E \right. \\ &\quad \left. + a_{Y_i} \sin \lambda_A \cos \lambda_E - a_{Z_i} \sin \lambda_E \right] \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\lambda}_A &= \frac{1}{\cos \lambda_E} \left\{ -2\dot{\lambda}_A \left[\left(\frac{\dot{R}}{R} \right) \cos \lambda_E - \dot{\lambda}_E \sin \lambda_E \right] \right. \\ &\quad \left. + \left(\frac{1}{R} \right) \left[-a_{X_i} \sin \lambda_A + a_{Y_i} \cos \lambda_A \right] \right\} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\lambda}_E &= -2 \left(\frac{\dot{R}}{R} \right) \dot{\lambda}_E - \dot{\lambda}_A^2 \sin \lambda_E \cos \lambda_E \\ &\quad - \left(\frac{1}{R} \right) \left[a_{X_i} \cos \lambda_A \sin \lambda_E + a_{Y_i} \sin \lambda_A \sin \lambda_E + a_{Z_i} \sin \lambda_E \right] \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 $a_{X_i} = -a_{F_{X,i}} \equiv \ddot{R}_X$, $a_{Y_i} = -a_{F_{Y,i}} \equiv \ddot{R}_Y$, $a_{Z_i} = -a_{F_{Z,i}} \equiv \ddot{R}_Z$ 는 관성축에서 목표지점에 대한 비행체의 가속도를 표현한 것이다.

다음은 output feedback 기법에서 relative degree를 찾기 위해, 출력변수를 미분하여 제어입력변수에 관한 관계식을 만드는

과정이다. 먼저 관성 가속도(acceleration) 항을 식 (10)과 같이 동체축 가속도(specific force) 항으로 표현한다.

$$\begin{bmatrix} a_{F_{X,i}} \\ a_{F_{Y,i}} \\ a_{F_{Z,i}} \end{bmatrix} = [L_z(-\Psi)][L_y(-\Theta)][L_x(-\Phi)] \begin{bmatrix} a_{F_{X,B}} \\ a_{F_{Y,B}} \\ a_{F_{Z,B}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (10)$$

동체축의 가속도 성분 중 Z축 만이 제어입력 변수인 플랩과 관련된 항이라고 가정한다. (물론 X축에도 영향을 미치지만 그것은 2차적인 반응이므로 여기서는 무시한다.)

$$a_{F_{Z,B}} = a_{F_{Z,B0}} + \Delta a_{F_{Z,B}} \quad (11)$$

여기서 트림상태 값인 $a_{F_{Z,B0}} = \mathfrak{I}_{A_z,0} / m = -g$ 이고, 교란 항 $\Delta a_{F_{Z,B}} = \Delta \mathfrak{I}_{A_z} / m = \dots + Z_{\delta F} \cdot \delta F$ 로 표현하고 \mathfrak{I} 는 항공기 외부에서 작용하는 힘이다. 이를 이용하여 식 (10)은 다음과 같이 재정리된다.

$$\begin{aligned} a_{F_{X,i}} &= (\sin \Psi \sin \Phi + \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi)(-g + Z_{\delta F} \cdot \delta F) \\ a_{F_{Y,i}} &= -(\cos \Psi \sin \Phi + \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi)(-g + Z_{\delta F} \cdot \delta F) \\ a_{F_{Z,i}} &= (\cos \Theta \cos \Phi)(-g + Z_{\delta F} \cdot \delta F) + g \end{aligned} \quad (12)$$

제어 대상 비행체가 무추력이므로 추력과 관련된 항은 무시하였다. 식 (10), (12)를 식 (7)-(9)와 연계하여 known과 unknown 항으로 나누면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{R} &= \Delta_R(\bar{x}) + [-\sin(\Psi - \lambda_A) \cos \lambda_E \sin \Phi \\ &\quad - \cos(\Psi - \lambda_A) \cos \lambda_E \sin \Theta \cos \Phi \\ &\quad + \sin \lambda_E \cos \Theta \cos \Phi] \cdot Z_{\delta F} \cdot \delta F \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\lambda}_A &= \Delta_{\lambda_A}(\bar{x}) + \frac{1}{R \cos \lambda_E} \left[\cos(\Psi - \lambda_A) \sin \Phi \right. \\ &\quad \left. + \sin(\Psi + \lambda_A) \sin \Theta \cos \Phi \right] \cdot Z_{\delta F} \cdot \delta F \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\lambda}_E &= \Delta_{\lambda_E}(\bar{x}) + \frac{1}{R} \left[\sin(\Psi - \lambda_A) \sin \lambda_E \sin \Phi \right. \\ &\quad \left. + \cos(\lambda_A + \Psi) \sin \lambda_E \sin \Theta \cos \Phi \right. \\ &\quad \left. + \cos \lambda_E \cos \Theta \cos \Phi \right] \cdot Z_{\delta F} \cdot \delta F \end{aligned} \quad (15)$$

동체 각가속도는 다음 식 (16)과 같이 조종면 변위에 대한 관계식으로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \Delta_p^1(\bar{x}) + L_{\delta_a} \cdot \delta a \\ \dot{q} &= \Delta_q^1(\bar{x}) + M_{\delta F} \cdot \delta F \\ \dot{r} &= \Delta_r^1(\bar{x}) + N_{\delta_a} \cdot \delta a \end{aligned} \quad (16)$$

오일러각 2차 미분과 동체 각가속도의 관계를 통해 다음과 같이 정리한다.

$$\begin{aligned} \ddot{\Phi} &= \Delta_{\Phi}(\bar{x}) + L_{\delta_a} \cdot \delta a + M_{\delta F} \sin \Phi \tan \Theta \cdot \delta F \\ &\quad + N_{\delta_a} \cos \Phi \tan \Theta \cdot \delta a \\ \ddot{\Theta} &= \Delta_{\Theta}(\bar{x}) + M_{\delta F} \cos \Phi \cdot \delta F - N_{\delta_a} \sin \Phi \cdot \delta a \\ \ddot{\Psi} &= \Delta_{\Psi}(\bar{x}) + M_{\delta F} \sin \Phi \sec \Theta \cdot \delta F + N_{\delta_a} \cos \Phi \sec \Theta \cdot \delta a \end{aligned} \quad (17)$$

여기서 $\Delta(\bar{x})$ 는 불확실 요소이다.

앞의 LOS 2차 미분항 식 (14), (15)와 오일러각 2차 미분식

중 $\ddot{\Theta}$, $\ddot{\Psi}$ 관련 식을 이용하여 bearing angle ($\chi_A \equiv \lambda_A - \Psi$, $\chi_E \equiv \lambda_E - \Theta$) 관계식을 유도하면 식 (18)과 같이, 출력값과 제어입력 변수와의 관계식을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\lambda}_A - \ddot{\Psi} \\ \ddot{\lambda}_E - \ddot{\Theta} \end{bmatrix} = [A_1(\bar{x})] \begin{bmatrix} \delta e \\ \delta a \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$A_1(\bar{x}) = \begin{bmatrix} -Z_{\delta e} \{ \cos(\Psi - \lambda_A) \sin \Phi \\ + \sin(\Psi + \lambda_A) \sin \Theta \cos \Phi \} & -N_{\delta a} \cos \Phi \sec \Theta \\ -M_{\delta e} \sin \Phi \sec \Theta & \\ Z_{\delta e} \{ \sin(\Psi - \lambda_A) \sin \lambda_E \sin \Phi \\ + \cos(\lambda_A + \Psi) \sin \lambda_E \sin \Theta \cos \Phi \} & N_{\delta a} \sin \Phi \\ + \cos \lambda_E \cos \Theta \cos \Phi \} / R - M_{\delta e} \cos \Phi & \end{bmatrix}$$

위 식 (18)을 조종면에 대해 역변환 할 경우 방향각 명령이 에일러론 입력명령을 생성하는 형태로, 기동 명령 시 옆미끄럼각이 증가할 수 있다. 뿐만 아니라, $N_{\delta a}$ 의 경우 그 값이 $L_{\delta a}$ 에 비해 아주 작은 값을 가진다. 이는 $A_1(\bar{x})$ 행렬에 singularity가 발생 할 수 있는 조건이다. 그러므로 이러한 위험을 제거하기 위해, 본 연구에서는 에일러론 채널에는 backstepping 기법을 적용하여 옆미끄럼각 증가 문제점을 보상하고, 역변환 시 $A_1(\bar{x})$ 행렬의 singularity 문제를 사전 차단 하기로 한다.

2. Backstepping 적용

Backstepping 기법의 적용은 아래와 같이 Bearing Angle 명령에서 Φ 명령을, Φ 명령에서 p 명령을, p 명령에서 에일러론 입력 명령 계산하는 개념이다.

$$(\chi_A) \rightarrow (\dot{\chi}_A) \rightarrow (\Phi) \rightarrow (p) \rightarrow (\delta a)$$

식 (18)에서 χ_A 관련항은 식 (19)의 형태로 표현이 가능하다. 여기서 $f_1(\bar{x})$ 과 $g_1(\bar{x})$ 은 알고 있거나, 계산 가능한 항이며 $\Delta_{\lambda_A}^2(\bar{x})$ 은 $\dot{\lambda}_A$ 의 동특성에 있어 무시된 모델링 오차 부분이며 $\Delta_{\chi_A}^2(\bar{x})$ 는 우변의 $\ddot{\Psi}$ 관련항, $-\dot{q} \sec \Theta \cdot \Phi - \dot{r} \sec \Theta$ 는 unknown으로 $\Delta_{\lambda_A}^2(\bar{x})$ 가 포함된 오차이다.

$$\begin{aligned} \ddot{\lambda}_A - \ddot{\Psi} &= f_1(\bar{x}) + g_1(\bar{x}) \cdot \Phi + \Delta_{\lambda_A}^2(\bar{x}) \quad (19) \\ f_1(\bar{x}) &= \frac{-2\dot{\lambda}_A}{\cos \lambda_E} \left[\left(\frac{\dot{R}}{R} \right) \cos \lambda_E - \dot{\lambda}_E \sin \lambda_E \right] \\ &\quad + \left(\frac{1}{R \cos \lambda_E} \right) a_{F_{\lambda_A}} \sin(\lambda_A - \Psi) \\ g_1(\bar{x}) &= - \left(\frac{\cos(\lambda_A - \Psi)}{R \cos \lambda_E} \right) (V_f q + g \cos \beta \cos^2 \Theta) \end{aligned}$$

마찬가지로, Azimuth각속도, 롤각속도와 오일러각의 관계를 통해 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_A - \dot{\Psi} &= f_0(\bar{x}) + g_0 \dot{\lambda}_A \\ f_0(\bar{x}) &= -q \sin \Phi \sec \Theta - r \cos \Phi \sec \Theta, \quad g_0 = 1 \quad (20) \\ \dot{\Phi} &= f_2(\bar{x}) + g_2 p, \\ f_2(\bar{x}) &= (q \sin \Phi + r \cos \Phi) \tan \Theta, \quad g_2 = 1 \quad (21) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= f_3(\bar{x}) + g_3 \delta a + \Delta_p^2(\bar{x}) \\ f_3(\bar{x}) &= L_v v + L_p p + L_r r, \quad g_3 = L_{\delta a} \quad (22) \end{aligned}$$

여기서, $\Delta_p^2(\bar{x})$ 는 모델링 오차로 횡축과 무관한 요소를 모은 항으로 $\Delta_p^1(\bar{x})$ 과 다르다. $f_0, f_2, f_3, g_0, g_2, g_3$ 는 알고 있거나, 계산이 가능한 항으로 이루어져 있다.

상태변수를 $x_0 \equiv \lambda_A, x_1 \equiv \dot{\lambda}_A, x_2 \equiv \Phi, x_3 \equiv p, u \equiv \delta a$ 로 정의하고 식 (19)-(22)를 다시 표현 하면 다음과 같다

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= f_0(\bar{x}) + g_0(\bar{x})x_1 \\ \dot{x}_1 &= f_1(\bar{x}) + g_1(\bar{x})x_2 + \Delta_{\lambda_A}^2(\bar{x}) \\ \dot{x}_2 &= f_2(\bar{x}) + x_3 \\ \dot{x}_3 &= f_3(\bar{x}) + g_3 u + \Delta_p^2(\bar{x}) \quad (23) \end{aligned}$$

다음은 오차 상태변수 정의이다.

$$\begin{aligned} \zeta_0 &\equiv x_{0c} - x_0 \\ \zeta_1 &\equiv x_{1,com} - x_1 \\ \zeta_2 &\equiv g_1 \cdot (x_{2,com} - x_2) \\ \zeta_3 &\equiv g_1 \cdot (x_{3,com} - x_3) \quad (24) \end{aligned}$$

여기서 x_{0c} 는 command filter를 통해서 생성되며, $x_{1,com}, x_{2,com}, x_{3,com}$ 은 가상 제어명령이다.

Step 1 ζ_0 미분을 통한 가상명령 정의

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_0 &= \dot{x}_{0c} - \dot{x}_0 = \dot{x}_{0c} - f_0 - g_0 x_1 = \dot{x}_{0c} - f_0 + \zeta_1 - x_{1,com} \\ &\quad (-g_0 x_1 = \zeta_1 - x_{1,com}) \quad (25) \end{aligned}$$

식 (25)를 안정화하기 위한 조건은 다음과 같다.

$$x_{1,com} = -f_0 + K_0 \zeta_0 + \dot{x}_{0c} \quad (26)$$

식 (22)를 식 (21)에 대입하여 다음을 얻는다.

$$\dot{\zeta}_0 = -K_0 \zeta_0 + \zeta_1 \quad (27)$$

마찬가지로 방법으로 Step 2, 3, 4에서 다음과 같이 가상제어 명령과 오차 상태변수를 정의한다.

Step 2 ζ_1 미분을 통한 가상명령 정의

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_1 &= \dot{x}_{1,com} - \dot{x}_1 = \dot{x}_{1,com} - f_1 - g_1 x_2 - \Delta_{\lambda_A}^2 \\ &= \dot{x}_{1,com} - f_1 + \zeta_2 - g_1 x_{2,com} - \Delta_{\lambda_A}^2 \\ &\quad (-g_1 x_2 = \zeta_2 - g_1 x_{2,com}) \quad (28) \end{aligned}$$

여기서 $\Lambda_1 \equiv \Delta_{\lambda_A}^2$ 이며, $x_{2,com}$ 은 ζ_1 동특성을 가상제어 한다. 식 (28)을 안정화하기 위한 조건으로 다음과 같이 정의한다.

$$x_{2,com} = g_1^{-1} [\zeta_0 + K_1 \zeta_1 - f_1 + \dot{x}_{1c} - u_{ad,1}] \quad (29)$$

여기서 $u_{ad,1}$ 은 Λ_1 를 상쇄시키기 위한 적응제어 신호이며, g_1 의 역함수가 존재하기 위한 조건으로 $|\Psi - \lambda_A| < \pi/2$ 를 만족하여야 한다. 식 (29)를 식 (28)에 대입하여 정리하면 식 (30)과 같다.

$$\dot{\zeta}_1 = -\zeta_0 - K_1 \zeta_1 + \zeta_2 + u_{ad,1} - \Lambda_1 \quad (30)$$

이상적인 조건으로 $u_{ad,1} = \Lambda_1$ 이며, $x_2 \rightarrow x_{2,com}$ 경우 오차 $\zeta_2 \rightarrow 0$ 이 된다. 그러므로 ζ_1 동특성은 K_1 값에 따라 점근 안정하게 된다.

Step 3 ζ_2 미분을 통한 가상명령 정의

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_2 &= \dot{g}_1(x_{2,com} - x_2) + g_1(\dot{x}_{2,com} - \dot{x}_2) \\ &= \dot{g}_1(x_{2,com} - x_2) + g_1\dot{x}_{2,com} - g_1\dot{x}_2 \\ &= -\Lambda_2 - g_1x_3 - g_1f_2 = -\Lambda_2 - g_1f_2 + \zeta_3 - g_1x_{3,com} \\ &\quad (-g_1x_3 = \zeta_3 - g_1x_{3,com}) \end{aligned} \quad (31)$$

여기서 $\Lambda_2 \equiv -[\dot{g}_1(x_{2,com} - x_2) + g_1\dot{x}_{2,com}]$ 이고, 식 (31)을 안정화하기 위한 조건으로 다음과 같이 정의한다.

$$x_{3,com} = g_1^{-1}[\zeta_1 + K_2\zeta_2 - g_1f_2 - u_{ad,2}] \quad (32)$$

식 (32)를 식 (31)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{\zeta}_2 = -\zeta_1 - K_2\zeta_2 + \zeta_3 + u_{ad,2} - \Lambda_2 \quad (33)$$

식 (21)의 ζ_1 부호는 완벽한 오차방정식을 표현하는 Skew-symmetric 행렬($A^T = -A$)을 구현하기 위해 계획적으로 (-)을 선택한다. Skew-symmetric 구조가 backstepping controller의 주 형태이고, Lyapunov 안정성 해석에서 Coupling 항의 상쇄를 가져온다[4].

Step 4 ζ_3 미분을 통한 가상명령 정의

앞의 단계와 동일한 절차를 거치지만, 가상제어가 아니라 실제 제어 신호로 구성된다. 다음은 ζ_3 의 미분식이다.

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_3 &= \dot{g}_1(x_{3,com} - x_3) + g_1(\dot{x}_{3,com} - \dot{x}_3) \\ &= \dot{g}_1(x_{3,com} - x_3) + g_1\dot{x}_{3,com} - g_1\dot{x}_3 \\ &= \dot{g}_1(x_{3,com} - x_3) + g_1\dot{x}_{3,com} - g_1(f_3 + g_3u + \Delta_p^2) \\ &= -\Lambda_3 - g_1f_3 - g_1g_3u \end{aligned} \quad (34)$$

여기서 $\Lambda_3 \equiv -[\dot{g}_1(x_{3,com} - x_3) + g_1\dot{x}_{3,com} - g_1\Delta_p^2]$ 이고, 식 (34)

를 안정화하기 위한 조건으로 다음과 같이 정의한다.

$$u = (g_1g_3)^{-1}[\zeta_2 + K_3\zeta_3 - g_1f_3 - u_{ad,3}] \quad (35)$$

여기서 $g_3 = L_{\delta a}$ 로 대부분의 항공기에서 0이 아니다. 식 (35)을 식 (34)에 대입하여 정리하면 다음과 같다

$$\dot{\zeta}_3 = -\zeta_2 - K_3\zeta_3 + \zeta_3 + u_{ad,3} - \Lambda_3 \quad (36)$$

식 (27), (30), (33), (36)을 상태공간 형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{\bar{w}} = \bar{A}\bar{w} + \bar{u}_{ad} - \bar{\Lambda} \quad (37)$$

여기서

$$\begin{aligned} \bar{w} &\equiv [\zeta_0 \ \zeta_1 \ \zeta_2 \ \zeta_3]^T, \quad \bar{u}_{ad} \equiv [0 \ u_{ad,1} \ u_{ad,2} \ u_{ad,3}]^T, \\ \bar{\Lambda} &\equiv [0 \ \Lambda_1 \ \Lambda_2 \ \Lambda_3]^T, \quad \bar{A} = \begin{bmatrix} -K_0 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & -K_1 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & -K_2 & 1 \\ 0 & 0 & -1 & -K_3 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

오차 방정식이 안정화되기 위해서는 계인 $K_{1,2,3} > 0$ 이어야 한다. 그 값은 별도의 조율을 통해서 얻어진다.

최종 역변환 모델은 출력피드백 기법(output feedback)을 이용한 식 (18)의 종축 $\chi_E \equiv \lambda_E - \Theta$ 과 backstepping 기법을 이용한 횡축 $\chi_A \equiv \lambda_A - \Psi$ 을 함께 표현한 행렬식으로, 의사제어 입력력수 $\bar{v}_2 = [v_{\zeta_3} \ v_{\chi_E}]^T$ 에 대한 역변환식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta F \end{bmatrix} &= [A_2(\bar{x})]^{-1} \begin{bmatrix} v_{\zeta_3} \\ v_{\chi_E} \end{bmatrix} \\ A_2(\bar{x}) &= \begin{bmatrix} g_1(\bar{x})g_3 & 0 \\ Z_{\delta F} \{ \sin(\Psi - \lambda_A) \sin \lambda_E \sin \Phi \\ + \cos(\lambda_A + \Psi) \sin \lambda_E \sin \Theta \cos \Phi \\ + \cos \lambda_E \cos \Theta \cos \Phi \} / R - M_{\delta F} \cos \Phi \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (38)$$

최종적으로 설계된 유도제어기의 형상은 그림 2와 같은 형태를 가진다. 여기서 모델역변환 (dynamic model inversion)

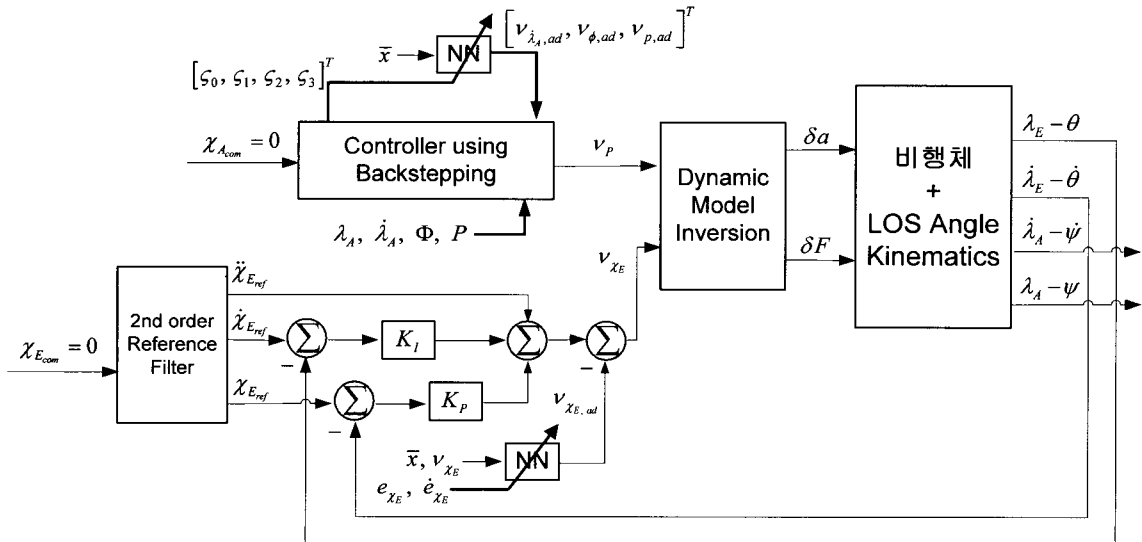


그림 2. 통합형 유도제어기 블록선도.
Fig. 2. Integrated Guidance and Control Block Diagram.

블록은 $[A_2(\bar{x})]^T$ 를 나타낸 것이다.

3. 신경회로망 설계

신경회로망은 설계과정에서 발생하는 가정과 모델 불확실성에서 오는 오차를 보상하기 위해 설계하였다. 적응제어 신호로 선택된 인공회로망은, SHL (Single Hidden Layer)로 적응제어신호는 식 (39)와 같이 표현된다.

$$u_{ad} = \hat{M}^T \hat{\sigma} (\hat{N}^T \bar{x}) \tag{39}$$

여기서 가중치 행렬 \hat{N}, \hat{M} 은 Lyapunov function을 만족하는 식 (40), (41)로부터 얻을 수 있다.

$$\dot{\hat{N}} = -G \left[\bar{x} e^T P B \hat{M}^T \hat{\sigma}' + \lambda_N (\hat{N} - N_0) \right] \tag{40}$$

$$\dot{\hat{M}} = -F \left[(\hat{\sigma} - \hat{\sigma}' \hat{N}^T \bar{x}) e^T P B + \lambda_M (\hat{M} - M_0) \right] \tag{41}$$

* 신경회로망 관련 세부내용은 [5]과 [9,10]을 참조하시기 바랍니다.

IV. 시뮬레이션

앞에서 설계된 통합유도제어에 의한 비행체 유도성능을 확인하기 위해 시뮬레이션 모델을 MATLAB/Simulink로 구성한 후 시뮬레이션을 수행하였다. 여기서 받음각이 작다는 가정으로 피치각 대신 경로각을 이용하여 Bearing angle을 구현하였다.

시뮬레이션은 크게 무풍과 바람 두 부분으로 나누어 수행하였고, 비선형 모델의 초기조건은 속도 243m/s, 고도 9000m로 항상 동일한 조건에서 수행하였다. 다음은 시뮬레이션 수행을 위한 4가지 시나리오이다. 먼저 무풍상태에서, 시나리오 1은 목표지점이 비행체의 초기 방향각과 일치하는 직선 비행으로 X축, Y축, H(고도) [0m, 0m, 9000m]에서 목표지점 [60000m, 0m, 0m]로 활공, 시나리오 2는 목표지점이 초기 방향각과 약 35 deg 정도 한쪽으로 치우친 비행으로 초기 [0m, 0m, 9000m]에서 목표지점 [60000m, 50000m, 0m]으로 활공 한다. 시나리오 3은 정풍(북풍) 25m/s 발생 시 시나리오 1과 동일한 좌표로의 활공, 시나리오 4는 배풍(남풍) 25m/s 발생 시 시나리오 1과 동일한 좌표로 활공한다.

그림 3 ~ 7은 시나리오 1의 결과이다. 시뮬레이션 종료직전의 발산하는 부분은 목표지점에 도착하는 순간에 발생하는 현상이다. 그림 3은 Bearing angle의 명령과 응답을 비교해 놓은 것이다. 횡축의 χ_A 오차는 없으며, 종축의 경우 초기 χ_E 오차를 2초안에 줄지만 그 후 작지만 약 0.1 deg의 오차를 꾸준히 유지하고 있다.

본 절 초기에 언급하였듯이 피치각 대신 받음각이 작다는 가정하에 경로각을 Bearing angle 계산에 사용하였는데, 그림 5를 보면 실제 받음각이 1 deg 내의 인 것을 볼 수 있다. 그림 6은 비행체의 동체 X축 방향 속도로 초기에 경로각을 증가시키기 위해 순간 속도가 증가했다가, 고도가 감소함에 따라 일정한 경로각을 유지하기 위해 속도가 감소되는 현상을 볼 수 있다. 그림 7의 궤적의 경우 목표지점과의 오차는 X축 기준으로 고도 오차만 약 0.5m 존재한다. 이 작은 오차가 시뮬레이션 종료 시점에 급격한 명령을 생성하는 원인이기도

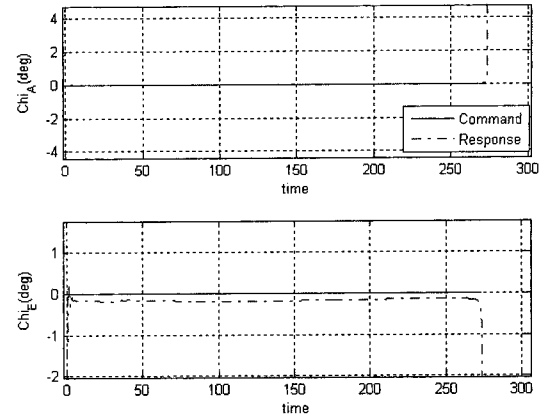


그림 3. 시나리오 1: Bearing angle 응답.
Fig. 3. Scenario 1: Bearing angle response.

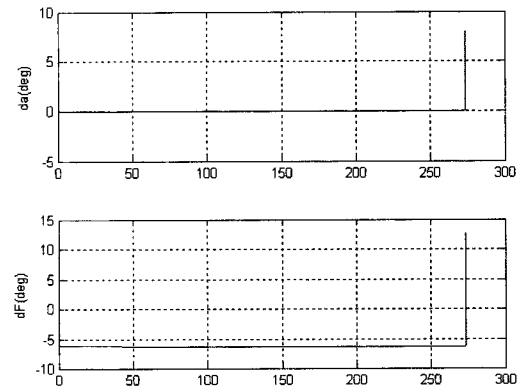


그림 4. 시나리오 1: 조종면 변위.
Fig. 4. Scenario 1: Control surface deflection.

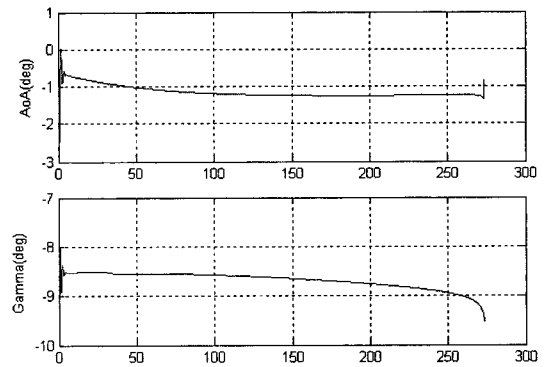


그림 5. 시나리오 1: 받음각, 경로각.
Fig. 5. Scenario 1: Angle of attack, Path angle.

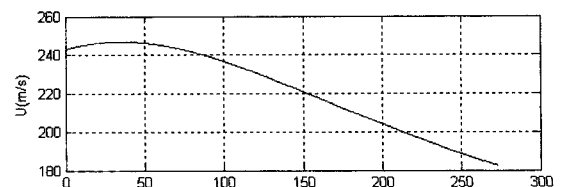


그림 6. 시나리오 1: 동체 X축 속도.
Fig. 6. Scenario 1: Velocity for body X-axis.

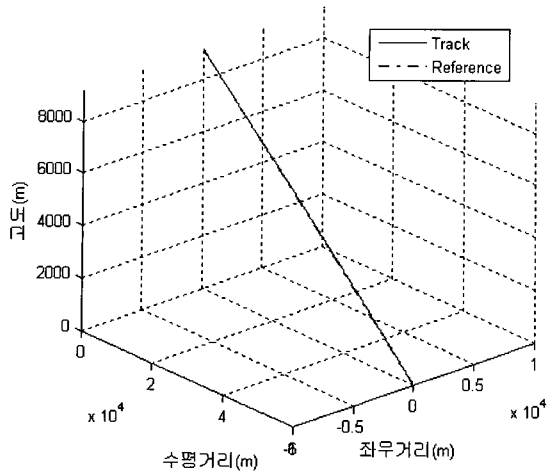


그림 7. 시나리오 1: 활공 궤적.
Fig. 7. Scenario 1: Gliding trajectory.

하다. 참고로 reference line은 비행체의 시작점과 목표점의 직선거리일 뿐 추종할 궤적은 아니다. 시나리오 1의 결과를 보면 통합유도제어기의 성능이 직선비행에서 매우 우수함을 알 수 있다.

다음 그림 8~11은 시나리오 2의 결과이다. Bearing angle의 응답 그림을 보면 앞의 직선비행보다 정상상태 오차가 더 작다, 하지만 결정적으로 시뮬레이션 중반에 오차가 커지는 현상이 있다. 본 통합형 유도제어기는 way-point 방식으로 최종 오차가 최소가 되는 경우, 대상비행체가 목표지점 근방에 도착 한다는 의미이다. 그림 10의 옆미끄럼각을 보면 선회 상황에서 거의 존재하지 않는다. Backstepping 기법으로 설계한 횡축이 정밀하게 작동한다는 의미이기도 하다. 그 외 시나리오 1과 크게 다른 점은 없으나, 그림 12의 최종 유도결과를 보면 목표지점과의 오차가 X축 기준으로 고도 오차가 약 7m, Y축 오차가 10m 존재한다.

그림 13~15는 시나리오 3의 결과이다. 그림 13에서 Bearing angle 중 Elevation angle의 오차가 중반에 거의 없어 지는 것을 확인할 수 있다.

그림 14의 속도는 지상속도를 동체 X축 성분으로 표현한

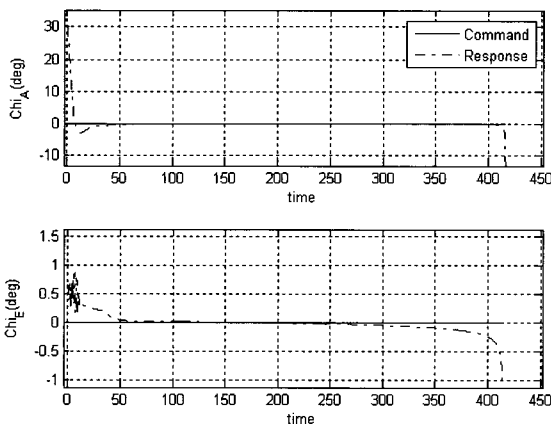


그림 8. 시나리오 2: Bearing angle 응답.
Fig. 8. Scenario 2: Bearing angle response.

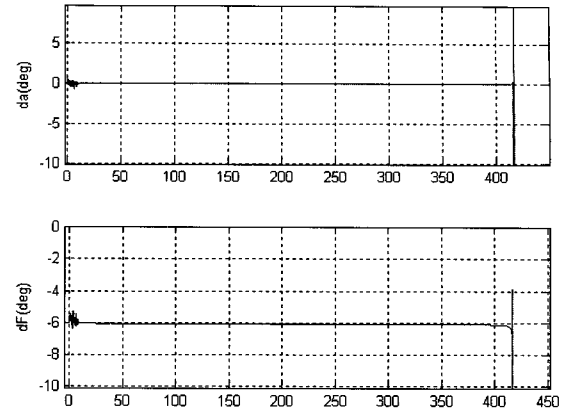


그림 9. 시나리오 2: 조종면 변위.
Fig. 9. Scenario 2: Control surface deflection.

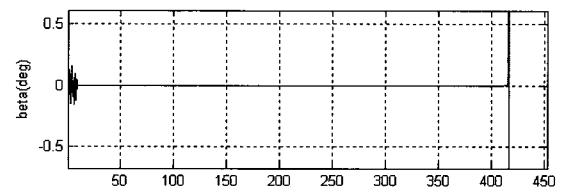


그림 10. 시나리오 2: 옆미끄럼각.
Fig. 10. Scenario 2: Angle of sideslip.

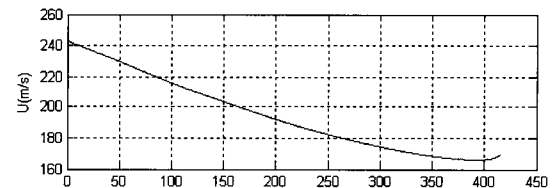


그림 11. 시나리오 2: 동체 X축 속도.
Fig. 11. Scenario 2: Velocity for body X-axis.

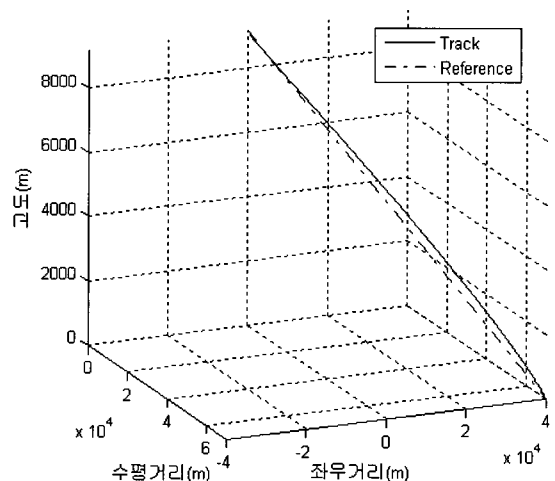


그림 12. 시나리오 2: 활공 궤적.
Fig. 12. Scenario 2: Gliding trajectory.

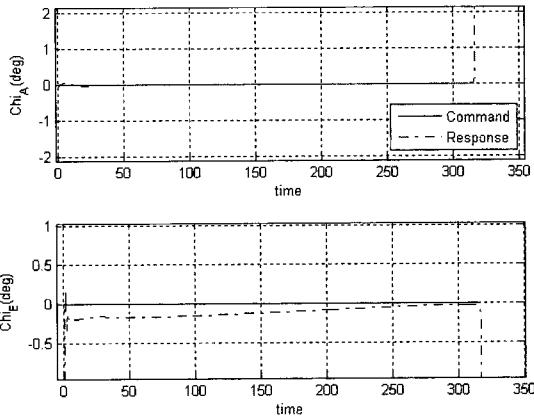


그림 13. 시나리오 3: Bearing angle 응답.
Fig. 13. Scenario 3: Bearing angle response.

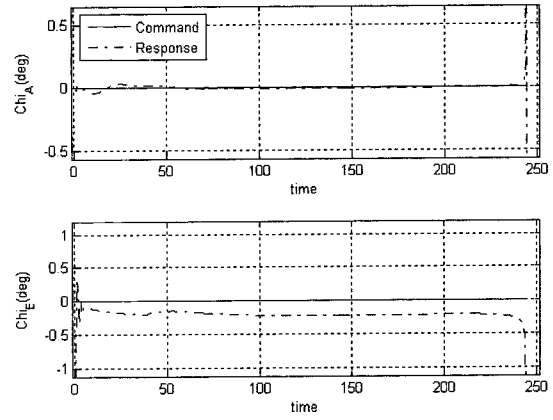


그림 16. 시나리오 4: Bearing angle 응답.
Fig. 16. Scenario 4: Bearing angle response.

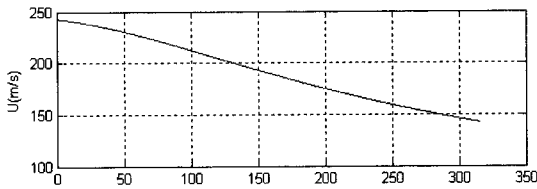


그림 14. 시나리오 3: 동체 X축 속도(GPS 기준).
Fig. 14. Scenario 3: Velocity for body X-axis(by GPS).

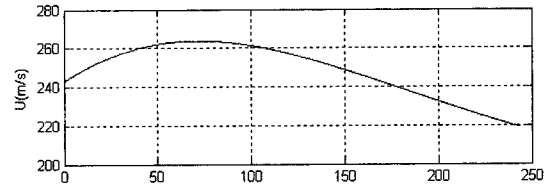


그림 17. 시나리오 4: 동체 X축 속도(GPS 기준).
Fig. 17. Scenario 4: Velocity for body X-axis(by GPS).

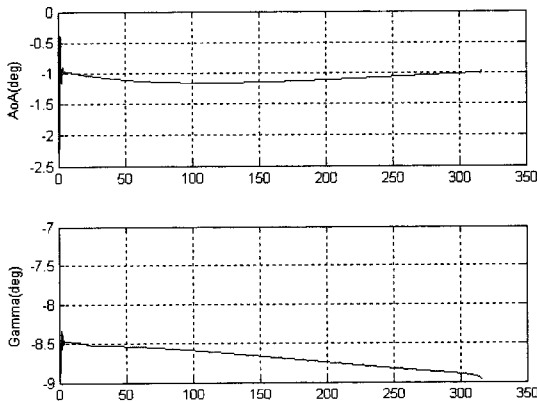


그림 15. 시나리오 3: 받음각, 경로각.
Fig. 15. Scenario 3: Angle of attack, Path angle.

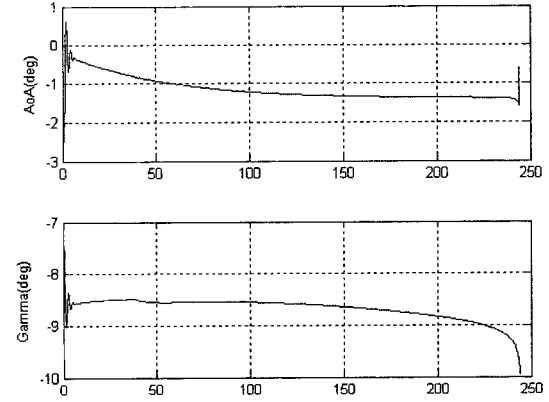


그림 18. 시나리오 4: 받음각, 경로각.
Fig. 18. Scenario 4: Angle of attack, Path angle.

것으로 비행체의 정면으로 바람이 불어오므로 그림 15와 같이 경로각을 유지하기 위해 속도가 그림 6의 결과에 비해 더 감소하는 것을 볼 수 있다. 시나리오 3의 시뮬레이션 결과에서 목표지점에서의 오차는 X축 기준으로 고도 오차 0.1m로 거의 오차가 없다고 하여도 무방하다.

그림 16~18은 시나리오 4의 결과이다. 그림 16에서 Bearing angle 중 Elevation angle의 오차가 중반에 점점 더 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 목표지점에서의 오차가 더 커질 것이라는 것을 예측할 수 있다. 실제, 결과를 보면 X축 기준으로 고도 오차 1.2m가 발생한다. 그림 17은 시나리오 3의 그림 14와는 반대로 배풍에 의해 그림 18처럼 경로각을 유지하기 위해, 속도가 더 증가한다.

V. 결론 및 향후 연구

본 논문에서는 종축에 출력되먹임 이론과 횡축에 backstepping 이론을 이용하여 통합형 유도제어기를 설계하였고 설계과정에서 발생하는 가성과 모델 불확실성에서 오는 오차를 보상하기 위해 신경회로망을 추가 설계하였다. 또한 유도제어기의 성능을 비선형 시뮬레이션을 통해 보였다. 시뮬레이션 결과에서 알 수 있듯이 시나리오 1 직선비행의 제어성능은 오차가 거의 없을 정도로 완벽하였고, 시나리오 2 비행의 경우에는 10m 내의 허용범위 내에서 약간의 오차 범위가 증가하였다. 시나리오 3, 4의 경우 바람에 의한 영향을 평가한 것으로 정풍 또는 배풍이 25m/s로 불어올 경우에도 목표지점을 통과할 때의 정밀도에 영향을 크게 받지 않았다.

즉 본 논문에서 설계한 통합형 유도제어기는 외부 환경요소에도 강건하다는 것을 시뮬레이션 결과를 통해 보였다.

시뮬레이션 결과 중 시나리오 2의 경우 목표지점에서 오차 정도가 다른 시나리오 결과에 비해 상대적으로 크다. 그 원인으로 플랩퍼론이라는 조종면의 중형축 간섭효과 또는 러더가 없는 비행체의 선회성능 등의 시스템적인 부분에 대해 고찰이 필요하다. 추후 오차 발생 원인의 명확한 규명과 이를 개선할 수 있는 방법에 대해 추가 연구가 있어야 한다.

참고문헌

- [1] E. Johnson and S. Kannan, "Adaptive Flight Control for an Autonomous Unmanned Helicopter," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Monterey, CA, Aug. 2002.
- [2] P. K. Menon and E. J. Ohlmeyer, "Integrated Design of Agile Missile Guidance and Autopilot Systems," *IFAC-Control Engineering Practice*, vol. 9, pp. 1095-1106, 2001.
- [3] P. K. Menon, G. D. Sweriduk, and E. J. Ohlmeyer, "Optimal Fixed-Interval Integrated Guidance-Control Laws for Hit-to-Kill Missiles," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Austin, TX, Aug. 2003.
- [4] N. F. Palumbo and T. D. Jackson, "Integrated Missile Guidance and Control: A State Dependent Riccati Differential Equation Approach," *IEEE International Conference on Control Applications*, vol. 1, pp. 243-248, Aug. 1999.
- [5] N. Hovakimyan, A. J. Calise, and N. Kim, "Adaptive Output Feedback Control of a Class of Multi-Input Multi-Output Systems using Neural Networks," *International Journal of Control*, vol. 77, no. 15, pp. 1318-1329, Oct. 2004.
- [6] M. Idan, A. J. Calise, and N. Hovakimyan., "An Adaptive Output Feedback Control Methodology: Theory and Practical Implementation Aspects," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Monterey, California, Aug. 2002.
- [7] M. Sharma and N. Richards, "Adaptive, Integrated Guidance and Control for Missile Interceptors," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Providence, RI, Aug. 2004.
- [8] M. Krstic, I. Kanellakopoulos, and P. Kokotovic, *Nonlinear and Adaptive Control Design*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1995.
- [9] B. S. Kim, A. J. Calise, and R. J. Sattigeri, "Adaptive, Integrated, Guidance and Control Design for Line-of-Sight based Formation Flight," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 5, pp. 1386-1398, Sep. 2007.
- [10] B. S. Kim and A. J. Calise, "Nonlinear Flight Control Using Neural Networks," *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 20, no. 1, 1997.
- [11] Ramachandra Dattigeri, "Adaptive Estimation and Control with Application to Vision-Based Autonomous Formation Flight," *Degree Doctor, Georgia Institute of Technology*, Aug. 2007.



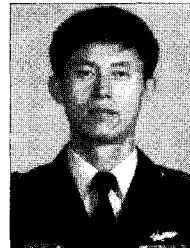
김 부 민

2002년 경상대학교 기계항공공학부(공학사). 2004년 경상대학교 항공공학과(공학석사). 2004년~현재 경상대학교 대학원 항공공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 비행동역학, 비행제어, 신경회로망 기반 적응제어.



성 재 민

2006년 경상대 기계항공공학부 졸업. 2006년~현재 동 대학원 석박사 통합과정 재학중. 관심분야는 비행제어컴퓨터, 무인기 유도항법제어, 무인기 비행시험



성 덕 용

1983년 공군사관학교(공학사). 1992년 영국 CIT(공학석사). 2008년 경상대학교 항공공학과(공학박사). 1990년~현재 국방과학연구소 팀장. 연구관심분야는 비행제어, 비행시험.



김 병 수

1982년 서울대 항공공학과(공학사). 1984년 동 대학원(공학석사). 1994년 Georgia Institute of Technology(공학박사) 1994년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 2000년~현재 경상대학교 부교수. 연구 관심분야는 비행제어, 신경회로망

기반 적응제어.