

論文

출력기반 적응제어기법을 이용한 틸트로터 항공기의 회전익 모드 설계연구

하철근*, 임재형**

Flight Control of Tilt-Rotor Airplane In Rotary-Wing Mode Using Adaptive Control Based on Output-Feedback

Cheolkeun Ha* and Jae-hyoung Im**

ABSTRACT

This paper deals with an autonomous flight controller design problem for a tilt-rotor aircraft in rotary-wing mode. The inner-loop algorithm is designed using the output-based approximate feedback linearization. The model error originated from the feedback linearization is cancelled within allowable tolerance by using single-hidden-layer neural network. According to Lyapunov direct stability theory, the adaptive update law is derived to run the neural network on-line, which is based on the linear observer dynamics. Moreover, the outer-loop algorithm is designed to track the trajectory generated from way-point guidance. Especially, heading and flight-path angle line-of-sight guidance are applied to the outer-loop to improve accuracy of the landing tracking performance. The 6-DOF nonlinear simulation shows that the overall performance of the flight control algorithm is satisfactory even though the collective input response shows instantaneous actuator saturation for a short time due to the lack of the neural network and the saturation protection logic in that loop.

초 록

본 논문에서는 틸트로터 항공기의 회전익 모드에 대한 자율비행 유도제어 알고리즘을 적응제어기법을 이용하여 설계하는 것이다. 이를 위해 우선 출력기반 근사적 궤환선형화 기법을 통하여 알고리즘의 내부루프를 구성하고 그로부터 발생하는 모델오차를 단일 은닉층-신경망을 적용하여 상쇄하였다. 그리고 리아푸노프 안정성 이론에 따른 적응제어 갱신법칙은 선형 관측기를 기반으로 설계하였다. 나아가 외부루프는 경로점 유도법칙으로부터 생성되는 궤적을 추종하도록 하였으며 특히 엄밀한 자동착륙 궤적추종 성능 향상을 위하여 방향각 및 비행경로각 시선유도법칙을 설계하였다. 틸트로터 비선형 모델 시뮬레이션 결과는 콜렉티브 입력에서 보이는 순간적인 작동기 포화현상 이외에는 만족할 만한 안정성과 추종성능을 보여 주고 있다.

Key Words : Tilt-Rotor Aircraft(틸트로터 항공기), Adaptive Control(적응제어), Feedback Linearization(근사적 궤환선형화), Linear Observer(선형 관측기), Single-Hidden-Layer Neural Network(단일 은닉층 신경망)

†2010년 1월 28일 접수~2010년 2월 26일 심사완료

* 정희원, 울산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : cha@mail.ulsan.ac.kr

울산광역시 남구 무거동 산 29번지

** 정희원, 울산대학교 항공우주공학과 대학원

I. 서 론

출력(Measured Output)에 기반을 둔 일반적인 시스템의 비선형성을 제어하기 위한 방법으

로 궤환선형화(Feedback Linearization) 기법[1]이 제안되었다. 만일 불확실성(Uncertainty)을 내포한 비선형 시스템이라면 적응제어(Adaptive Control) 기법을 도입할 수 있다. 하지만 일반적으로 적응제어 기법은 변수적 불확실성(Parameteric Uncertainty)이 강한 시스템에 유리하다고 알려져 있다[2]. 그리고 출력기반 적응제어시스템의 경우, 시스템의 상태변수를 추정하기 위해 관측기(Observer)를 사용하는 방법이 제안되었다[3]. 하지만 비선형 시스템에 대한 관측기 설계는 용이하지 않으므로 신경망을 도입하기도 한다[4].

틸트로터(Tilt-Rotor) 항공기는 고정익기의 순항속도, 행동반경, 그리고 운용상의 경제성과 회전익기의 수직 이착륙의 장점을 결합시킨 항공기이다. 예를 들어 회전익 모드일 때의 제어입력은 'Pitch' 운동인 경우, 좌우 블레이드의 회전면을 앞뒤로 기울여 추력방향을 변화시킴으로써 제어하게 되고, 'Roll' 운동은 좌우 블레이드의 피치각 변화를 통해 추력 불균형을 유도해 제어하게 된다. 그리고 'Yaw' 운동은 좌우 블레이드를 상반되게 앞뒤로 움직여 제어한다. 그림1은 틸트로터 항공기의 회전익 모드인 경우이다. 틸트로터 항공기의 자율비행제어에 대한 연구는 우선 모든 상태변수를 측정할 수 있다고 가정한 동역학 모델 역변환(Dynamic Model Inversion)을 이용한 적응제어기법[6]을 적용한 명령추종 비행제어알고리즘을 연구하였으며 이를 확장하여 경로추종 자율비행유도제어 알고리즘을 설계하였다[7]. 여기서는 천이모드(Transition Mode)에 대한 자동착륙 시뮬레이션을 통한 알고리즘 성능을 분석하였다. 또한 출력기반 적응제어 기법을 이용하여 틸트로터 항공기 자율비행유도제어 알고리즘 설계에 대한 연구[8,9]를 수행하였다. 나아가 출력기반 적응제어 기법을 이용한 틸트로터 항공기의 고정익 모드[10] 및 회전익 모드[11]에 대한 경로추종제어 알고리즘 설계에 대한 연구를 수행하였다.

본 논문에서는 불확실성이 존재하는 비선형 시스템에 관측기를 적용한 출력기반 적응제어기법[13]을 사용하여 회전익 모드에서의 틸트로터 항공기의 자율비행제어 알고리즘을 설계하고자 한다. 우선 출력기반 근사적 궤환선형화 기법을 틸트로터 항공기에 적용하여 자세제어 알고리즘을 설계하고 여기에 경로점 추종을 위한 유도제어 알고리즘을 설계하여 틸트로터 항공기의 회전익 모드에 대한 자율비행을 구현하고자 한다.



그림 1. 틸트로터 항공기 회전익 모드

본 논문에서는 2장에서는 출력기반 근사궤환선형화 기법에 대해 간략히 설명하고 3장에서는 틸트로터 항공기에 적용한 설계과정을 설명하였다. 그리고 4장에서는 그 결과를 시뮬레이션으로 보였으며 결론을 5장에서 정리하였다.

II. 출력기반 적응제어기법

2.1 근사적 궤환선형화 과정

일반적으로 가관측성(observability) 및 가제어성(Controllability)을 갖는 단일 입출력 비선형 시스템을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, \delta) \\ y &= h(x) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 상태변수(State)는 $x \in R^n$ 차원을 가지며, 입력과 출력은 각각 $\delta, y \in R$ 차원을 가진다. 그리고 시스템 함수는 $f, h \in C^\infty$ 차원의 Non-affine 최소위상(Minimum-Phase)을 갖는다. 그리고 식 (1)은 'relative degree r '에 의해 출력피드백 선형화 조건을 만족하며 이를 'Lie derivatives'로 표현할 수 있다. 이의 결과로서 상태변수(x)와 새로운 변수(ζ)와의 매핑 $\zeta = \phi(x)$ 을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\phi(x) = [L_f^{(0)}h \ \dots \ L_f^{(r-1)}h]^T \quad (2)$$

또한 식 (1)의 시스템을 'normal form'으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\chi} &= f_0(\zeta, \chi) \\ \dot{\zeta}_i &= \zeta_{i+1}, \quad i = 1, \dots, r-1 \\ \dot{\zeta}_r &= g(\zeta, \chi, \delta) \\ y &= \zeta_1 \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 $\chi \in R^{n-r}$ 는 내부(Internal) 시스템의 상태변수로서, $\zeta = 0$ 일 경우, 시스템의 평형점

($x=0$)에 대해 지수 함수적(Exponential) 전역(Global) 안정성(Stability)을 갖는다.

따라서 출력 y 에 대한 근사적 궤환 선형화를 시키면 식(1)의 시스템을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\nu = \hat{g}(y, \delta) \tag{4}$$

여기서 ν 는 의사제어 입력(pseudo control)이라고 하고 $\hat{g}(\zeta_1, \delta)$ 는 역변환이 가능한 근사화된 함수이다. 만약 함수 $\hat{g}(\cdot)$ 가 역함수가 존재한다면 다음과 같이 역변환을 통하여 제어입력변수(δ)를 구할 수 있다.

$$\delta = \hat{g}^{-1}(y, \nu) \tag{5}$$

또한 식 (3)으로부터 의사제어 입력의 출력 동특성은 아래와 같이 표현된다.

$$y^{(r)} = \nu + \Delta(x, \delta) \tag{6}$$

여기서 Δ 는 근사화 역변환에 의해 발생한 모델 오차(Model Error)로서 다음과 같다.

$$\Delta(x, \delta) = g(\zeta, \chi, \hat{g}(y, \nu)^{-1}) - \hat{g}(y, \hat{g}(y, \nu)^{-1}) \tag{7}$$

그림 2는 내부루프의 전체적인 블록선도를 나타내고 있다. 그림 2에서와 같이 식(6)의 의사제어입력은 다음과 같이 정의한다.

$$\nu \equiv y_c^{(r)} + \nu_{dc} - \nu_{ad} \tag{8}$$

식 (8)에 식 (6)을 대입하여 출력 동특성을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$y^{(r)} = y_c^{(r)} + \nu_{dc} - \nu_{ad} + \Delta \tag{9}$$

또한 식 (9)를 통해 오차 동특성은 다음과 같다.

$$\tilde{y}^{(r)} = -\nu_{dc} + \nu_{ad} - \Delta \tag{10}$$

여기서 오차는 $\tilde{y} = y_c - y$ 이다. 그리고 $\Delta = 0$ 에 대해 시스템 안정화를 위해 선형 보상기를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \dot{\rho} &= A_c \rho + B_c (y_c - \zeta_1) \\ \nu_{dc} &= C_c \rho + D_c (y_c - \zeta_1) \end{aligned} \tag{11}$$

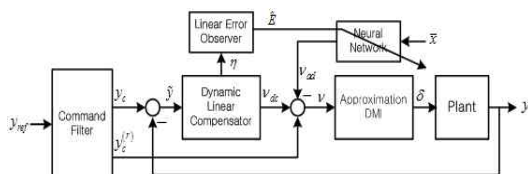


그림 2. 내부루프 블록선도

여기서 보상기 상태변수 $\rho \in R^{r-1}$ 이며 Routh - Hurwitz 안정성을 만족한다. 그리고 출력 추정 오차 $e = y_c - \zeta_1$ 로 정의하고 이에 오차 벡터는 다음과 같다.

$$\eta = [e \dots e^{(r-1)}]^T \tag{12}$$

또한 식(9)과 식(12)를 통해 추정 오차에 대한 동특성은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\rho} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A - D_c B_c & -B_c C_c \\ B_c C_c & A_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ \rho \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix} [\nu_{ad} - \Delta] \\ z &= [e \quad \rho^T]^T \end{aligned} \tag{13}$$

따라서 식 (13)의 오차 동특성 방정식은 다음과 같이 상태방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{E} &= A_o E + B_o [\nu_{ad} - \Delta] \\ z &= C_o E \end{aligned} \tag{14}$$

여기서 A_o 는 Hurwitz이다. 다음은 식 (14)에 대한 선형 관측기를 아래와 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{E}} &= A_o \hat{E} + K(z - \hat{z}) \\ \hat{z} &= C_o \hat{E} \end{aligned} \tag{15}$$

여기서 K 는 관측기 게인값이며 $A_o - KC_o$ 는 Hurwitz이다. 일반적으로 적응제어법칙을 갱신하기 위해 관측기가 제안되었지만[3] 본 논문에서는 식(15)로부터 모델오차를 상쇄할 신경망을 갱신하는 입력신호를 생성하도록 한다.

2.2 신경망을 이용한 모델오차 상쇄

다음은 비선형성 모델오차를 상쇄하기 위해 단일 은닉층(SHL : Single Hidden Layer)을 갖는 신경회로망을 사용한다. SHL-신경회로망은 다음과 같이 표현할 수 있으며 그림 3에 나타내었다.

$$\nu_{ad_k} = \sum_{k=1}^{n_3} \left[b_w \theta_{w,k} + \sum_{j=1}^{n_2} w_{j,k} \sigma \left(b_v \theta_{v,j} + \sum_{i=1}^{n_1} v_{i,j} x_i \right) \right] \tag{16}$$

여기서 $\sigma(\cdot)$ 은 활성화함수로 시그모이드(Sigmoid) 함수를 사용한다.

$$\sigma(x) = \frac{1}{1 + e^{-ax}}, \quad a > 0 \tag{17}$$

일반적으로 SHL-신경회로망의 입출력에 대한 관계를 이용하여 식 (7)를 표현하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta = \hat{W}^T \sigma(\hat{V}^T v) + \epsilon(v, \tau) \tag{18}$$

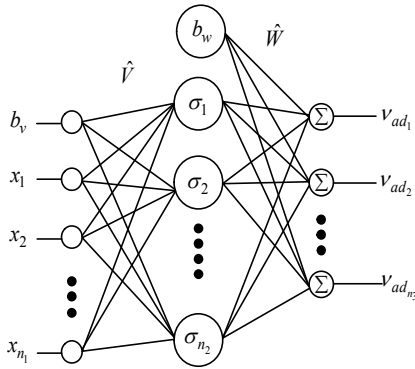


그림 3. SHL-신경회로망 구조

그리고 신경망 입력(v)은 다음과 같이 정의한다.

$$v(t) = [1 \ \bar{\nu}_r^T \ \bar{y}_r^T]^T \quad (19)$$

$$\bar{\nu}_r^T = [\nu(t) \ \nu(t-\tau) \ \dots \ \nu(t-(N-r-1)\tau)]$$

$$\bar{y}_r^T = [y(t) \ y(t-\tau) \ \dots \ y(t-(N-1)\tau)]$$

여기서 $N \geq n$ 이며 $\|\bar{\nu}_r\| \leq \nu^*$, $\nu^* > 0$ 그리고 τ 는 시간지연이다.

따라서 식 (18)로부터 제안된 제어입력은 다음과 같다.

$$\nu_{ad}(t) = \widehat{W}^T \bar{\sigma}(\widehat{V}^T v) \quad (20)$$

2.3 적응제어 신경망 갱신법칙

다음은 식 (16)에 보인 SHL-신경망을 적용하여 모델오차를 상쇄하는 적응제어 신경망 갱신법칙을 유도한다. 이는 Lyapunov Direct Method를 이용하여 제어 시스템의 내부 상태변수들이 모두 궁극한계(Ultimate Boundedness)를 만족하도록 하면 된다. 이를 위해 우선 리아푸노프 함수($V(t)$)를 다음과 같이 정의한다.

$$V(t) = E^T P E + \widetilde{E}^T \widetilde{P} \widetilde{E} + \frac{1}{2} \widetilde{W}^T \Gamma_w^{-1} \widetilde{W} \quad (21)$$

$$+ \frac{1}{2} Tr[\widetilde{V}^T \Gamma_v^{-1} \widetilde{V}]$$

여기서 $Tr[\cdot]$ 는 행렬의 Trace Operator이며 오차변수(\widetilde{E})는 다음과 같이 정의한다.

$$\widetilde{E} = \widehat{E} - E \quad (22)$$

따라서 리아푸노프 함수가 $\dot{V}(t) < 0$ 을 만족하도록 하는 신경망 가중 행렬을 구하면 다음과 같다[13].

$$\dot{\widehat{V}} = -\Gamma_v [2\bar{x}\widehat{E}^T P b_o \widehat{W}^T \hat{\sigma}' + k_v (\widehat{V} - V_o)]$$

$$\dot{\widehat{W}} = -\Gamma_w [2(\hat{\sigma} - \hat{\sigma}' \widehat{V}^T \bar{x}) \widehat{E}^T P b_o + k_w (\widehat{W} - W_o)] \quad (23)$$

여기서 W_o, V_o 는 신경망의 초기값이다. 그리고 이득 $\Gamma_w, \Gamma_v, k_w, k_v$ 은 모두 양수이며 그 외 관련식은 다음과 같이 정의된다.

$$\hat{\sigma} = \sigma(\widehat{V}^T \bar{x}), \hat{\sigma}' = diag\left\{\frac{d}{dx} \sigma_i(x)\right\} \quad (24)$$

또한 행렬 P 는 다음과 같이 리아푸노프 방정식을 만족한다.

$$A_o^T P + P A_o = -Q, \quad Q > 0 \quad (25)$$

식 (23)에서 보면 신경망 갱신법칙이 관측기 상태변수를 포함하고 있음을 알 수 있다.

III. 틸트로터 항공기 적응제어기법

3.1 Inner-Loop 설계

다음은 내부루프를 설계함에 있어 자세각을 출력으로 하여 근사적 궤환선형화를 통하여 내부루프를 설계하였다. 틸트로터 항공기[5]의 호버링 상태에 대한 선형 상태방정식을 통해 'Relative Degree' $r = 2$ 인 경우, 각 채널에 대해 모델의 제어입력변수(δ)를 다음과 같은 방법을 통해 구할 수 있다.

$$y = \alpha$$

$$\dot{y} = \dot{\alpha} = \omega$$

$$\ddot{y} = \dot{\omega} = \hat{g}(y, \delta)$$

$$= A_p \Delta p + A_q \Delta q + A_r \Delta r + A_\delta \Delta \delta \quad (26)$$

여기서 α 는 자세각(ϕ, θ, ψ)이며 ω 는 자세각속도(p, q, r)이며 δ 는 각 채널의 제어입력변수($\delta_{LN}, \delta_{LT}, \delta_{PD}$)이다. 그리고 본 연구에서는 선형 보상기는 비메모리(Memoryless) 구조의 비례-미분 제어기(PD - controller)를 사용하여 각 채널에 대해 다음과 같이 구성하였다.

$$\nu_\alpha = K_{p_\alpha} (\alpha_c - \alpha) + K_{D_\alpha} (\dot{\alpha}_c - \dot{\alpha}) \quad (27)$$

$$(\alpha = \phi, \theta, \psi)$$

식(27)을 통해 얻어진 의사제어입력변수를 식 (26)에 대입하면 다음과 같이 역변환을 통해 각 채널에 대한 제어입력변수를 얻을 수 있다.

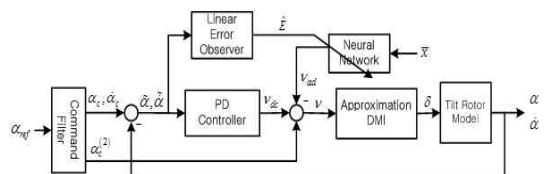


그림 4. 내부루프 블록선도

$$\delta = \frac{1}{A_\delta} \{ \nu_\alpha - (A_p \Delta p + A_q \Delta q + A_r \Delta r) \} \quad (28)$$

여기서 A_δ 는 언제나 역변환이 가능하다. 또한 선형 관측기는 각 채널의 자세각의 오차를 입력으로 하여 자세각과 각속도 오차를 상태변수로 구성한다. 따라서 설계되는 관측기는 다음과 같이 구성하였다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{E}} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K_P & -K_D \end{bmatrix} \hat{E} + K(z - \hat{z}) \\ \hat{z} &= [1 \ 0] \hat{E} \end{aligned} \quad (29)$$

여기서 K 는 행렬형태의 게인값으로서 식 (29)로부터 얻어지는 오차상태방정식을 Hurwitz로 하며 그 고유값이 선형 보상기의 값보다 4배 이상 되도록 설계하였다. 그리고 컬렉티브 입력을 제외한 제어입력에는 작동기 포화를 방지하는 로직[16]과 7개의 뉴런을 갖는 SHL-신경망을 설계하여 내부루프를 설계하였다.

3.2 Outer-Loop 설계

다음은 3.1절에서 구한 내부루프 구조를 참고하여 킬트로터 외부루프는 경로점 유도법칙을 갖도록 설계하였다. 경로점으로부터 주어지는 위치정보(X(North), Y(East), Z(Down))와 속도 정보(V_T)을 이용하여 하고 궤적을 생성하였으며 내부루프의 명령인 자세각 (ϕ, θ, ψ)과 주로터 컬렉티브 스틱 조종입력($\Delta \delta_C$)을 출력 변수로 하였다. 그림 5는 외부루프의 전반적인 블록 다이어그램이다.

외부루프의 출력을 생성하기 위해 킬트로터 항공기 가속도 성분의 관계식을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = T_{IB}(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} F_X/m \\ F_Y/m \\ F_Z/m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (30)$$

여기서 T_{IB} 는 동체좌표계에서 지구고정 좌표계의 변환 행렬이다. 식 (30)에서 좌변의 가속도 성분을 외부루프의 의사제어입력(ν_x, ν_y, ν_z)으로 정의하고, 의사제어입력은 다음과 같이 비례-미분 제어기(PD Controller)를 사용하여 설계하였다.

$$\begin{aligned} \nu_x &= K_P(X_C - X) + K_D(\dot{X}_C - \dot{X}) + \ddot{X}_C \\ \nu_y &= K_P(Y_C - Y) + K_D(\dot{Y}_C - \dot{Y}) + \ddot{Y}_C \\ \nu_z &= K_P(Z_C - Z) + K_D(\dot{Z}_C - \dot{Z}) + \ddot{Z}_C \end{aligned} \quad (31)$$

한편, 회전의 비행모드시 컬렉티브입력에 의한 공기력(\hat{F}_Z)이 사이클릭 입력과 페달 입력에 비해 상당히 크다고 가정할 수 있기 때문에 식 (30)에 정리하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \nu_x \\ \nu_y \\ \nu_z - g \end{bmatrix} = T_{IB}(\phi_{des}, \theta_{des}, \psi_{des}) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \hat{F}_Z/m \end{bmatrix} \quad (32)$$

식(32)을 정리하게 되면 내부루프 입력 변수인 자세각(ϕ_{des}, θ_{des})를 얻을 수 있다. 또한 컬렉티브 스틱 입력값(δ_C)는 식(32)의 \hat{F}_Z/m 를 이용하여 z 축 가속도에 대한 역변환를 통해 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\Delta \delta_C = \frac{1}{Z_c} \{ (\hat{F}_Z/m - g) - (Z_u \Delta u + Z_v \Delta v + Z_w \Delta w) \} \quad (33)$$

또한 방향(Heading)에 대한 자세각(ψ_{des})는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\psi_{des} = \psi_{WP} + \psi_{LPe} \quad (34)$$

여기서 ψ_{WP} 는 주어지는 경로점으로부터 구해지는 방향각이고, ψ_{LPe} 는 LOS(Line Of Sight) Guidance를 사용하여 구해지는 방향각으로 다음과 같은 식으로부터 구할 수 있다.

$$\psi_{LPe} = -\text{sign}(P_c) \frac{K_{Pe} |P_c|}{K_L L} \quad (35)$$

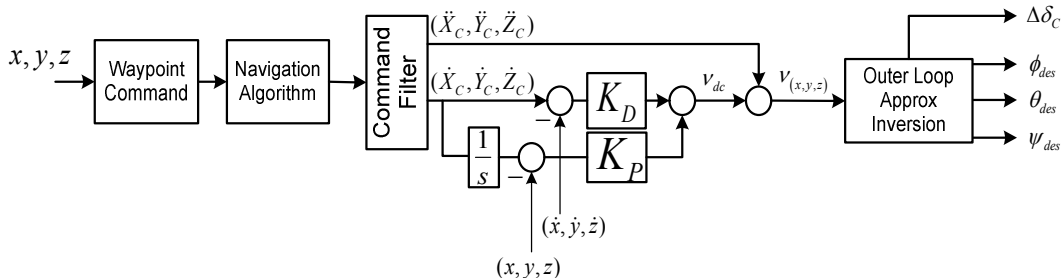


그림 5. 외부루프 블록선도

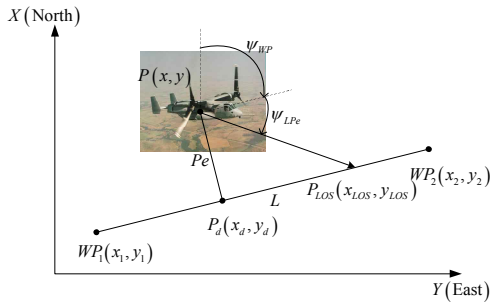


그림 6. 방향각(ψ)에 대한 LOS Guidance

여기서 P_e 는 비행체가 향하는 경로점과 그 이전 경로점 사이의 직선과 비행체와의 수직거리를 나타내고, K_{P_e} 는 수직 위치오차에 대한 이득을 나타내고, K_L 는 전진방향 속도에 대한 이득으로 비행체의 현재 위치의 직선항로상의 대응하는 목표위치로부터 LOS점까지의 거리를 결정하기 위해 사용되는 파라미터이다. 그림 6은 방향각(ψ)에 대한 LOS Guidance를 설명하고 있다.

또한 본 연구에서는 비행경로각(Fight Path Angle)에 대한 LOS Guidance를 적용하였다. 이는 방향각에 대한 LOS Guidance와 유사하게 얻을 수 있다.

IV. 시뮬레이션 결과

틸트로터 항공기의 회전익 비행모드에 대해 설계한 출력기반 적응제어법칙의 안정성 및 성능을 평가하기 위해 본 연구에서는 한국항공우주연구원(KARI)에서 비행시뮬레이션용으로 개발한 틸트로터 항공기 비선형 6-자유도(DOF)모델을 이용하였다. 이 모델의 재원은 동체 길이가 12.83m이고 로터의 길이가 17.43m이다. 그리고 순항속도가 5,030m에서 345mph이다. 호버링 상태에서의 선형화 모델의 트림조건은 표 1에 나타내었다. 또한 경로점에 대한 정보를 비선형 모델에 표 2에서와 같이 제공하였다. 예를 들어 경로점 15에 이르게 되면 틸트로터 항공기는 착륙상태에 이른다.

표 1. 회전익 모드 트림 조건

u [ft/s]	134.2898	X_{col} [in]	4.001
v [ft/s]	0	X_{LN} [in]	1.692
w [ft/s]	-14.2145	X_{LT} [in]	0
h [ft]	1000	X_{PD} [in]	0
β_M [deg]	0	β_M [deg]	0
Ω [rad/s]	63.283	F_x	2

표 2. 경로점 위치정보와 속도정보

Point	X(North) [ft]	Y(East) [ft]	Z(ALT) [ft]	Velocity [knots]
0	0	0	1000	0
1	1000	500	1000	30
2	3000	500	1000	30
3	3000	2000	1000	30
4	5000	2000	1000	30
5	5000	500	1000	30
6	7000	500	1000	30
7	9000	500	1000	80
8	12000	500	738	60
9	14000	500	563	30
10	16000	500	300	30
11	16500	500	300	5
12	16540	500	300	0
13	16540	500	100	5
14	16540	500	33	5
15	16540	500	6	0

표 3. 내부루프 제어기인

	Roll(ϕ)	Pitch(θ)	Yaw(ψ)
선형 보상기	$K_p = 6.25$ $K_D = 4$	$K_p = 100$ $K_D = 16$	$K_p = 6.25$ $K_D = 4$
선형 관측기	$K = \begin{bmatrix} 10 \\ 110 \end{bmatrix}$	$K = \begin{bmatrix} 25 \\ 1100 \end{bmatrix}$	$K = \begin{bmatrix} 10 \\ 110 \end{bmatrix}$
신경회로망 학습률	W = 40 V = 30 K = 0.01	W = 60 V = 30 K = 0.01	W = 30 V = 30 K = 0.01

표 4. 외부루프 제어기인

PD 제어기	X	$K_p = 0.09, K_D = 0.6$
	Y	$K_p = 0.09, K_D = 0.6$
	Z	$K_p = 0.36, K_D = 1.2$
LOS Guidance	ψ	$k_L = 2.5, k_{P_e} = 0.18$
	γ	$k_L = 2.5, k_{P_e} = 0.10$

그리고 다수의 시뮬레이션을 통해 얻은 내부루프와 외부루프의 제어 이득값을 표 3과 표 4에 각각 나타내었다.

그림 7과 그림 8은 경로점을 추종하여 착륙고도에 도달하는 비행경로를 2차원(North-East, North-Altitude)에서 각각 보여준다. 본 결과로 알 수 있는 것은 주어진 경로점을 정확히 추종하여 착륙고도에 도달하며 특히 'Glide Slope' 궤적추종에서는 비행경로각 추종 LOS Guidance의 도움으로 보다 정확한 경로추종이 이루어지고 있음을 볼 수 있다. 또한 그림 9에서는 피치,

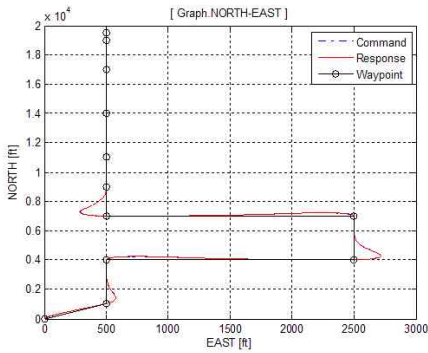


그림 7. (North/East)-2차원 경로점 추종결과

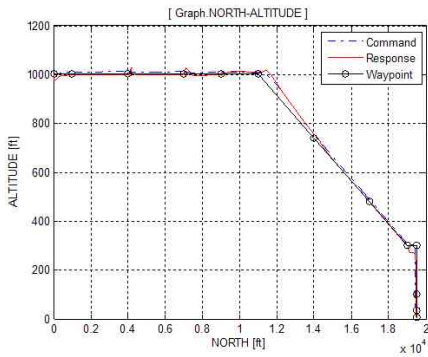


그림 8. (North/ALT)-2차원 경로점 추종결과

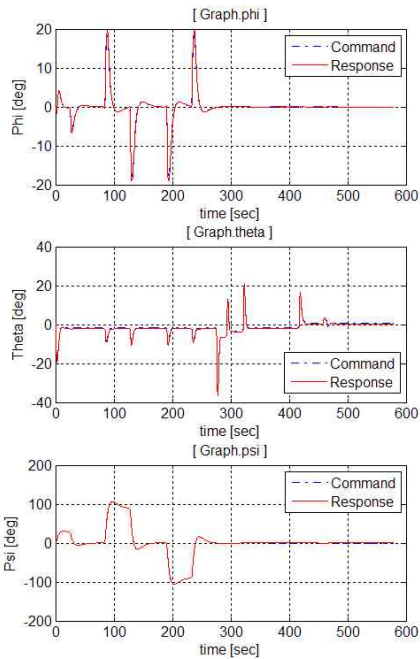


그림 9. 내부루프 자세각(ϕ, θ, ψ) 명령 추종결과

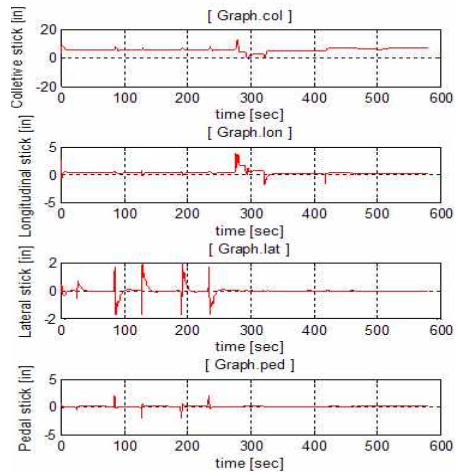


그림 10. 작동기 입력 반응 결과

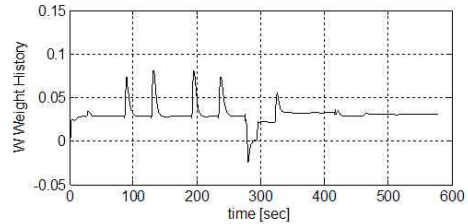
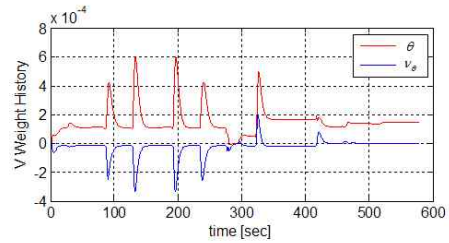


그림 11. 중운동 신경회로망 가중치 결과

를, 요 자세각 반응을 보이고 있다. 그리고 제어 입력에 대한 시간반응을 그림 10에 나타내었는데 종/횡축 사이클릭 및 페달 제어입력은 작동기 포화없이 잘 동작하고 있음을 알 수 있다. 하지만 작동기 포화 방지로직이 없는 콜렉티브에서 볼 수 있는 짧은 순간의 작동기 포화는 전체시스템의 성능에 별다른 영향을 미치지 않는다. 또한 내부루프에 적용한 SHL-신경망은 그림 11에 나타난 것처럼 모델오차를 제거하기 위해 잘 동작하고 있음을 알 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 출력기반 근사적 궤환선형화 기법을 적용한 적응제어기법을 이용하여 틸트로

터 항공기의 회전익 모드에 대한 자율비행 유도 제어 알고리즘을 설계하였다. 알고리즘의 내부 루프 설계과정에서 발생하는 모델오차를 SHL-신경망을 적용하여 상쇄하였다. 그리고 적응제어 갱신법칙은 리아푸노프 안정성 이론으로부터 유도되며 선형 관측기를 기반으로 설계하였다. 나아가 외부루프 설계과정에서는 엄밀한 자동착륙 궤적추종 성능 향상을 위하여 방향각 및 비행경로각 시선유도법칙을 설계하였다. 틸트로터 항공기의 6-DOF 비선형 모델 시뮬레이션 결과는 만족할 만한 안정성과 추종성능을 보여 주고 있으나 신경망과 작동기 포화방지조치를 적용하지 않는 콜렉티브 입력에서 순간적인 작동기 포화가 나타나지만 전체적인 성능에는 영향을 주지 않는 것으로 분석된다.

참고문헌

- 1) Krstic, M., Kanellakopoulos, I., and Kokotovic, P., *Nonlinear and Adaptive Control Design*, New York: Wiley, 1995.
- 2) Khalil, H. K., *Nonlinear Systems*, Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1996.
- 3) Lewis, F. L., Liu, K., and Yesildirk, A., *Control of Robot Manipulators*, New York: Macmillan, 1993.
- 4) Seshagiri, S., and Khalil, H. K., "Output Feedback Control of Nonlinear Systems Using RBF Neural Networks", *IEEE Trans. Neural Networks*, vol.11, pp. 69-79, Jan. 2000.
- 5) 윤한수, 하철근, "틸트로터 항공기의 경로점 추종 비행유도제어 알고리즘 설계:헬리콥터 비행모드", *JCASE Vol. 11, No. 3*, 2005
- 6) 윤한수, 하철근, "신경회로망 기반 적응제

어 기법을 적용한 틸트로터 항공기의 SCAS 설계연구", *항공우주학회*, 2004.

- 7) 윤한수. "적응적 신경망기법을 적용한 틸트로터 비행체의 자율비행 유도제어 알고리즘", *울산대학교 공학석사학위 논문*, 2004.

- 8) 최시영, 하철근, "틸트로터 항공기의 비행기 모드 SCAS 설계 연구", *항공우주학회*, 2005.

- 9) 최시영, "출력 피드백 신경회로망을 이용한 틸트로터 항공기의 자율비행 유도제어 알고리즘 설계", *울산대학교 공학석사 학위 논문*, 2005.

- 10) 임재형, 하철근, "틸트로터 항공기의 헬기 모드 설계연구", *제어자동화시스템 심포지엄, CASS 2008, 서울 COEX*

- 11) 임재형, 하철근, "출력을 기반으로 한 틸트로터 항공기의 회전익 모드 설계연구", *항공우주학회*, 2009.

- 12) 임재형, 하철근, "틸트로터 항공기의 고정익 모드 설계연구", *항공우주학회*, 2009.

- 13) Hovakimyan, N., Nardi, F., Calise, A., and Kim, N., "Adaptive Output Feedback Control of Uncertain Nonlinear Systems Using Single-Hidden-Layer Neural Networks", *IEEE Trans. Neural Networks*, vol.13, Nov. 2002.

- 14) Kim Y., and Lewis, F. L., *High Level Feedback Control with Neural Networks*, Singapore: World Scientific, 1998.

- 15) Hovakimyan, N., Nardi, F., Kim, N., and Calise, A., "Adaptive output feedback control of uncertain systems using single hidden layer neural networks", *IEEE Trans. Neural Networks*, 2002, to be published.

- 16) Shin, Y. H., "Neural network based adaptive control for nonlinear dynamic regimes", *Georgia Institute of Technology*, 2005.