틸트로터 항공기의 경로점 추종 비행유도제어 알고리즘 설계 : 헬리콥터 비행모드

Guidance and Control Algorithm for Waypoint Following of Tilt-Rotor Airplane in Helicopter Flight Mode

하 철 근*, 윤 한 수
(Cheolkeun Ha and Han Soo Yun)

Abstract : This paper deals with an autonomous flight guidance and control algorithm design for TR301 tilt-rotor airplane under development by Korea Aerospace Research Institute for simulation purpose. The objective of this study is to design autonomous flight algorithm in which the tilt-rotor airplane should follow the given waypoints precisely. The approach to this objective in this study is that, first of all, model-based inversion is applied to the highly nonlinear tilt-rotor dynamics, where the tilt-rotor airplane is assumed to fly at helicopter flight mode(nacelle angle=0 deg), and then the control algorithm, based on classical control, is designed to satisfy overall system stabilization and precise waypoint following performance. Especially, model uncertainties due to the tilt-rotor model itself and inversion process are adaptively compensated in a simple neural network(Sigma-Phi NN) for performance robustness. The designed algorithm is evaluated in the tilt-rotor nonlinear airplane in helicopter flight mode to analyze the following performance for given waypoints. The simulation results show that the waypoint following responses for this algorithm are satisfactory, and control input responses are within control limits without saturation.

Keywords : TR301 tilt-rotor airplane, waypoint following, model-based inversion, adaptive sigma-phi neural network

I. 서론

틸트로터 항공기는 크게 헬리콥터 모드, 비행기 모드 그리고 헬리콥터 모드에서 비행기 모드 또는 비행기 모드에서 헬리콥터 모드로의 변환과정인 천이모드를 가진 항공기이며 헬리콥터의 수직이착륙의 장점과 비행기의 빠른 속도를 가지는 차세대 항공기이다. 1940년부터 연구하기 시작한 틸트로터 항공기는 1953년도에 최초모델 XV-3가 만들어져 1966년까지 비행테스트를 통해 틸트로터 항공기의 더 나은 모델을 위한 기술적 정보를 얻는데 사용되었으며 NASA와 미 육군의 지원으로 1972년 민수용과 군용의 전 비행영역 검증을 위해 만들어진 XV-15는 높은 비행성능으로 인해 지금까지도 비행시험을 통한 비행자료를 획득하고 있다. XV-3와 XV-15에 의해 얻어진 정보로부터 현재 V-22가 만들어졌으며 앞으로도 일반항공기에 의한 공항의 적체현상과 보다 새로운 형태의 작전을 수행하기 위한 군용기의 수요, 그리고 보다 편리하게 이용할 수 있는 민항기의 수요로 인하여 V/STOL기능을 가진 틸트로터 항공기는 계속 개발될 전망이다[1].

틸트로터 항공기의 동특성은 일반적으로 비선형, 시변(time-varying)이며 높은 불확실성을 가진다. 비행기나 헬리콥터의 전통적인 비행제어 방법은 기 선정된 비행영역 내의 트림점에 대한 동특성의 선형화된 모델을 기반으로 게인값을 스케쥴링 하는 방법을 사용한다. 이는 많은 장점에도 불구하고 비선형 모델이 가지고 있는 정보를 정확히 표현하지 못하며, 적절한 성능을 얻기 위해 전 비행영역에 대한 게인 스케쥴링을 해야 하는 어려움이 있다. 이러한 문제를 극복하기 위해 궤환선형화 기법(feedback linearization)[2,3]이 많은 주목을 받아왔다. 이 기법의 특징은 일반적인 시스템의 비선형성을 역변환을 통해 선형화하기 때문에 기존의 선형제어 시스템 설계방법을 적용할 수 있으며 제어기구조의 일반화가 용이하고 게인 스케쥴링 문제가 단순해진다는 것이다. 그러나 이 방법은 시스템의 비선형 동특성에 대한 정보를 실시간으로 요구하는 단점이 있다.

최근에는 모델 불확실성이나 모델역변환 과정에서 발생하는 모델오차에 대한 보상기법으로서 신경회로망을 적용한 적응제어 기법이 개발되어 선형되먹임 기법의 문제점을 보완하는 연구가 많이 수행되었다. 여기서 신경회로망 적응제어 기법의 역할은 비행 중 적응적으로 모델 오차를 상쇄시킴으로써 제어기의 효율성을 증대시키고 시스템의 비선형 동특성에 대한 정보의 요구를 현저히 줄일 수 있다[4,5,6].

본 연구에서는 한국항공우주연구원에서 개발중인 시뮬레이션용 틸트로터 항공기에 대해 경로점 추종(waypoint following)을 위한 유도제어 알고리즘을 개발하고자 한다. 이를 위해 모델기반 역변환을 이용하여 선형화된 모델에 고전제어기법과 신경회로망 적응제어기법을 적용하여 주어진 경로점 추종알고리즘을 설계하고자 한다. 그래서 제 2장에서는 틸트로터 항공기의 동특성에 대해 알아보고, 모델역변환 기반 적응제어 기법을 적용한 알고리즘 설계과정을 제 3장에서 설명한다. 마지막으로 설계된 알고리즘에 대한 시뮬레이션 평가 및 결론을 각각 4장과 5장에 나타내었다.

II. 틸트로터 항공기 모델 동특성

틸트로터 항공기는 두 로터의 엔진축(나셀각)을 조절하여

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2004. 9. 23., 채택확정 : 2004. 12. 1.
하철근, 윤한수 : 울산대학교 수송시스템공학부
(cha@mail.ulsan.ac.kr/mykhas@mail.ulsan.ac.kr)
※ 본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

그림 1. TR301 틸트로터 항공기.
Fig. 1. TR301 tilt-rotor aircraft.

표 1. TR301 틸트로터 항공기 제원.
Table 1. TR301 tilt-rotor aircraft data.

MAX. TAKEOFF WEIGHT	13,000 lb (5897 kg)
SPAN	57 ft 2 in (17.42 m)
LENGTH	47 ft 1 in (12.83 m)
HEIGHT	15 ft 4 in (4.67 m)
PROPROTOR DIAM	25 ft 0 in (7.62 m)
MAXIMUM SPEED	382 mph (615 km/h) at 17,000 ft (5180 m)
CRUISING SPEED	349 mph (581 km/h) at 16,300 ft (4970 m)
INITIAL CLIMB	3,150 ft (960 m) per min
OPERATIONAL RANGE	512 miles (825 km)

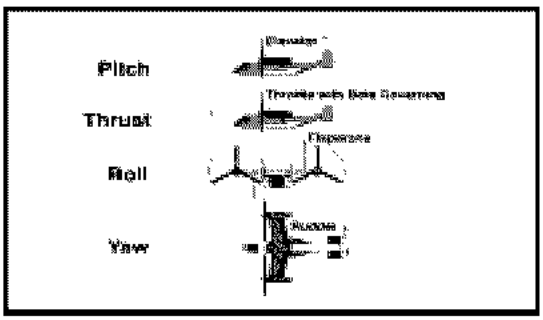

그림 2. 비행기 모드의 제어입력.
Fig. 2. Control input in airplane mode.

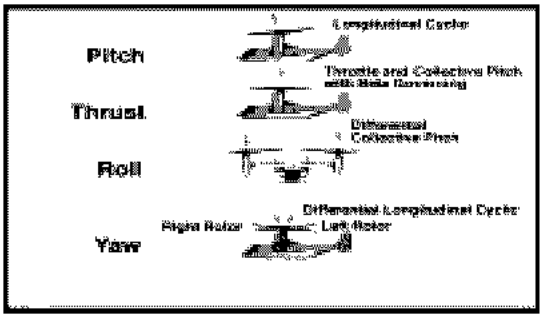

그림 3. 헬리콥터 모드의 제어입력.
Fig. 3. Control input in helicopter mode.

비행기 모드, 헬리콥터 모드 및 천이모드를 설정하여 이착륙 및 순항할 수 있는 항공기를 말한다. 대표적인 틸트로터 항공기로서 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 시뮬레이션용 모델인 TR301을 그림 1에 나타내었으며 그 제원은 표 1과 같다[1]. 틸트로터 항공기는 일반비행기가 가지는 6자유도의 강체 동역학과 양쪽 로터의 블레이드에서 발생하는 3개의 플레핑 동역학이 작용해 12자유도를 갖는 시스템이다.

TR301항공기의 제어입력은 비행기 모드와 헬리콥터 모드에서 각각 다른 방법을 이용하며 하나의 조종계로 모든 비행영역을 운용할 수 있도록 되어있다. 비행기 모드의 경우, 그림 2와 같이 일반적인 항공기의 경우와 같으며 그림 3의 헬리콥터 모드 경우, 두개의 로우터의 사이클릭 피치(cyclic pitch)와 콜렉티브 제어(collective control)를 조합하여 사용하고 천이모드의 경우에는 엔진축(나셀각)의 각도변환에 대해 혼합로직(Mixer Logic)을 이용하여 제어입력을 구성하게 된다.

III. 모델 역변환 기반 적응제어

본 연구에서는 경로점 추종을 위한 틸트로터 항공기 자율비행 유도제어 알고리즘을 설계하는 방법에 대해 논하고자 한다. 이를 위해 모델기반 역변환(DMI : Dynamic Model Inversion)에 기초한 적응제어 기법을 개발하고자 한다[7]. 이는 일종의 궤환선형화(feedback linearization) 기법으로서 비선형성이 강한 모델의 선형화 과정과 모델 불확실성(model uncertainty) 을 적응제어 기법을 이용한 보상과정으로 나눌 수 있다. 이러한 설계과정을 적용하여 틸트로터 항공기가 헬리콥터 모드(나셀각=0°) 비행시 주어진 경로점을 정확히 추종하는 알고리즘을 설계하고자 하는 것이다. 그림 4에서 보인 설계된 자율비행 유도제어 알고리즘은 일단 추종 경로점에 대한 정보가 주어지면 외부루프(outer-loop)에서는 각속도/자세각(attitude angle)에 대한 명령과 콜렉티브 제어입력(collective control input)을 생성하고 내부루프(inner-loop)에서는 이 명령을 받아 종축 사이클릭 입력(δ_e), 횡축 사이클릭 입력(δ_a), 그리고 페달입력(δ_p)을 생성하여 비행체 자세 안정화(attitude stabilization) 기능을 수행한다[8,9]. TR301틸트로터 항공기의 동역학 모델은 참고문헌[1]에 잘 나타나 있다.

1. Outer-loop Control

우선 틸트로터 항공기가 로터의 나셀각을 0°로하여 비행할 때 항법시스템이나 비행제어 컴퓨터로부터 비행 경로점 및 속도정보를 받는다고 가정한다. 그림 4에서 보인 바와 같이 외부루프에서는 콜렉티브 제어입력과 종축 피치각(Θ)/횡축 각속도(P, R)를 생성한다. 그리고 경로점 정보는 관성 좌표계에서 표현되며 이를 X(North), Y(East), Z(Down)로 나타낸다[10]. 틸트로터 항공기 헬기모드 운동방정식으로부터 가속도 관계는 다음과 같은 형태로 쓸 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{X} & \dot{Y} & \dot{Z} \end{bmatrix}^T = U \tag{1}$$

여기서 의사제어입력(pseudo control input) 벡터 U는 관성좌표계에서의 가속도(u_x, u_y, u_z)를 의미하며 다음과 같이 정의한다.

$$U = \begin{bmatrix} u_x & u_y & u_z \end{bmatrix}^T \tag{2}$$

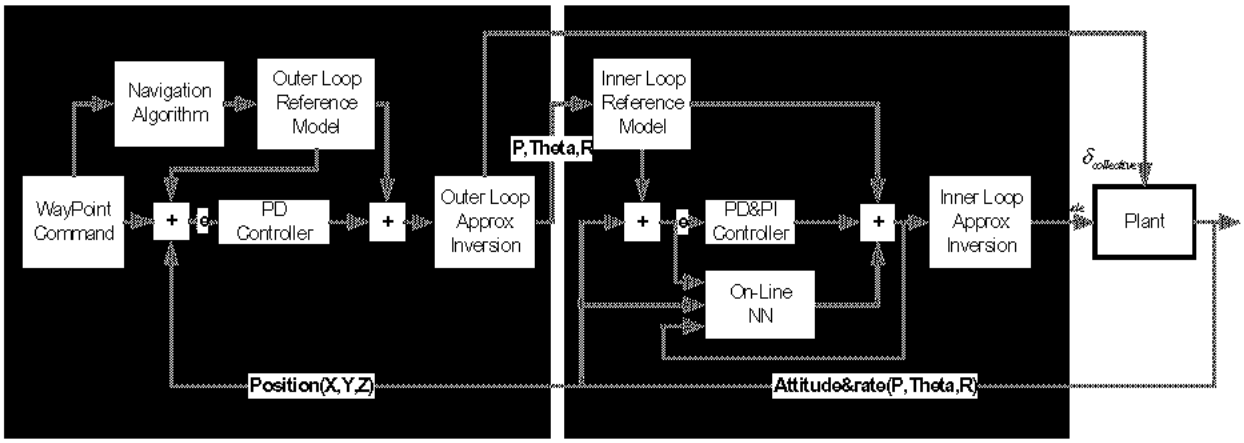

그림 4. 헬리콥터 모드에서의 자율비행 유도제어 알고리즘.
Fig. 4. Autonomous flight guidance and control algorithm in helicopter mode.

따라서 틸터로터 항공기의 힘과 가속도 관계는 다음과 같이 나타낸다.

$$U = T_{IB}(\Theta_c, \Phi_c, \Psi_c)\frac{1}{\mathrm{m}}F_B + g_I \tag{3}$$

여기서 m 은 항공기 질량, F_B와 g_I는 각각 기체고정 좌표계에 대한 항공기에 작용하는 공기력과 관성좌표계에서의 중력상수를 나타낸다. 또한 $T_{IB}(\cdot)$ 는 기체고정 좌표계에서 관성좌표계로의 변환행렬을 의미한다.

한편 (2)로부터 외사제어입력을 비례미분 제어기 형태로 가정한다.

$$u_j = K_{pj}^o(\nu_c - \nu) + K_{dj}^o(\dot{\nu}_c - \dot{\nu})$$
$$j = x,y,z; \quad \nu = X,Y,Z \tag{4}$$

여기서 $(\nu, \dot{\nu})$와 $(\nu_c, \dot{\nu}_c)$는 종/횡축 위치 및 속도성분과 그 명령성분을 의미한다. 틸터로터 항공기의 헬리콥터비행모드시 컬렉티브 입력에 의한 공기력($\hat{F}_Z$)이 그 외의 공기력 성분에 비해 월등히 크다고 가정할 수 있으므로 (3)으로부터 다음과 같은 결과를 유도할 수 있다.

$$\left(\frac{\hat{F}_Z}{m}\right)^2 = u_x^2 + u_y^2 + (u_z - g)^2 \tag{5}$$

$$\Theta_c = \tan^{-1}\left(\frac{u_x\cos\Psi_c + u_y\sin\Psi_c}{u_z - g}\right) \tag{6}$$

$$\Phi_c = \sin^{-1}\left(\frac{u_x\sin\Psi_c - u_y\cos\Psi_c}{\hat{F}_z/m}\right) \tag{7}$$

또한 컬렉티브 입력값 $\Delta\delta_c$ 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\Delta\delta_c = \frac{\left(\frac{\hat{F}_z}{m} - g\right) - Z_u\Delta u - Z_v\Delta v - Z_w\Delta w}{Z_{\delta_c}} \tag{8}$$

그리고 (8)에서 각속도 성분은 무시하였으며 이는 유도제어알고리즘 평가시 보다 나은 안정성과 성능을 보장한다. 또한 (4)에서 보인 비례미분 제어이득은 1% 정착시간(settling time, i.e. ($t_s < 15\sec$))과 최대 오버슛(max. overshoot, i.e. ($M_p = 4\%$) 기준과 댐핑계수(damping ratio, i.e. ($\xi > 0.7$)와 고유진동수(natural frequency, i.e. ($\omega_n > 0.4$) 조건을 모두 만족하도록 설정한다. 그리고 (5)-(7)에서 얻은 자세각 명령은 내부루프 설계에서 요구하는 명령(P_c, Θ_c, R_c)으로 변환해야 한다.

2. Inner-Loop Control

내부루프에서는 ADS-33E[11]에 따라 종운동 채널은 ACAH (Attitude Command Attitude Hold)로직을 설계하며 횡운동 채널은 RCAH (Rate Command Attitude Hold) 로직을 각각 설계한다. 이러한 제어로직 구조를 그림 5에 나타내었다. 그리고 내부루프 제어기가 외부루프에 비해 높은 제어입력 주파수대역(control bandwidth)을 갖도록 설계한다.

모델불확실성을 내포하고 있는 틸트로터 항공기 헬리콥터 비행모드에서 선형화된 모멘트 운동방정식을 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{\Omega}_B = \hat{\Gamma}\mathrm{X}_B + \hat{\Xi}\Lambda_\delta \tag{9}$$

여기서 $\hat{\Gamma}$ 와 $\hat{\Xi}$ 는 상태변수와 제어입력의 시스템 행렬이며 관련변수는 다음과 같이 정의되어진다.

$$\Lambda_\delta = \{\Delta\delta_e, \Delta\delta_a, \Delta\delta_p\}^T,$$
$$\Omega_B = \{p,q,r\}^T,$$
$$\mathrm{X}_B = \{\Delta u, \Delta w, q, \Delta v, p, r, \Delta\delta_c\}^T$$

그리고 (9)로부터 다음과 같은 내부루프에서의 제어입력($\hat{\Lambda}_\delta$)을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\hat{\Lambda}_\delta = \hat{\Xi}^{-1}\left\{\dot{\Omega}_B^c - \hat{\Gamma}\mathrm{X}_B\right\} \tag{10}$$

여기서 $\dot{\Omega}_B^c$ 는 원하는 각가속도 명령을 의미한다. 하지만 이것은 외부루프 로직으로부터 직접 얻을 수 없다.

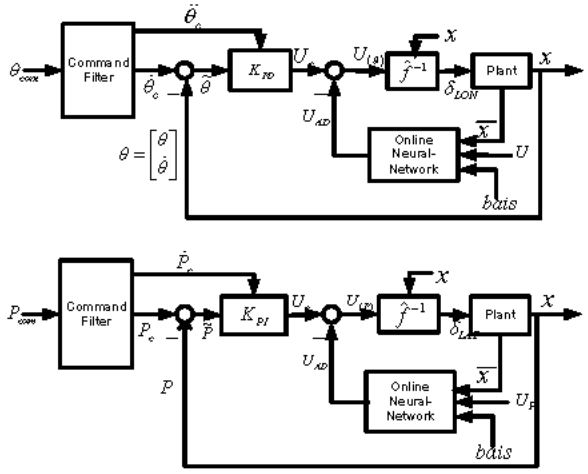

그림 5. 종/횡운동 채널 제어로직.
Fig. 5. Inner loop control logics.

한편 내부루프에서의 외사제어 입력(U_j)을 아래와 같이 정의한다.

$$U_j = U_{c_j} + \dot{\omega}_{com} - U_{AD_j} \quad , \quad j = p, \theta, r \tag{11}$$

여기서 U_j 경우 종축에서는 비례미분 제어기(U_θ)를 의미하며 횡축에서는 비례적분 제어기(U_p, U_r)를 정의한다. 그래서 횡축의 비례적분 제어기는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$U_p = K_P \cdot \tilde{P} + K_I \cdot \int_{t_0}^{t} \tilde{P}\, d\tau \tag{12}$$

여기서 $\tilde{P} = P_c - P$ 는 각속도 오차를 의미한다. 또한 (11)의 명령입력은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\omega}_{com} = \begin{bmatrix} \dot{P}_c & \ddot{\Theta}_c & \dot{R}_c \end{bmatrix}^T \tag{13}$$

따라서 (10)에서 요구하는 각속도 명령을 아래와 같이 정의한다면

$$\dot{\Omega}_B^c = [\dot{p}_D \quad \dot{q}_D \quad \dot{r}_D]^T \tag{14}$$

자세각과 각속도 관계를 이용하여 각속도 명령을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{p}_D &= U_p \\ \dot{q}_D &= U_\theta / Cos(\Phi) + pqTan(\Phi) + pr + 2qrStn(\Phi)Tan(\Theta) \\ &\quad + q^2 Stn(\Phi)Tan(\Phi)Tan(\Theta) + r^2 Cos(\Phi)Tan(\Theta) \\ \dot{r}_D &= U_r \end{aligned} \tag{15}$$

한편, 릴트로터 항공기 모델과 모델 역변환 과정에서 존재하는 모델 불확실성에 대해 보상할 필요가 있다. 따라서 이러한 오차에 대한 식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\delta = \dot{\Omega}_B - (\hat{\Gamma}\, \mathbf{X}_B + \hat{\Xi}\, \hat{\Lambda}_\delta) \tag{16}$$

이 (16)을 각 입력항에 대한 오차를 포함하는 식으로 다시 나타내면 다음과 같다.

$$\dot{\Omega}_{B_j} = \dot{\Omega}_{B_j}^c + \delta_j \, , \; j = 1,2,3 \tag{17}$$

종운동에 대해서는 그림 5에서 나타낸 것처럼 ACAH 로직을 적용하고 있으므로 (17)은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\ddot{\Theta} = U_\theta + \delta_2 \cdot Cos(\Phi) - \delta_3 \cdot Stn(\Phi) \tag{18}$$

그 다음 (11)을 (18)에 대입함으로써 종운동에 대한 다음과 같은 오차방정식을 얻을 수 있다.

$$\ddot{\tilde{\theta}} + K_D \cdot \dot{\tilde{\theta}} + K_P \tilde{\theta} = U_{AD_{(\theta)}} - \varepsilon_\theta \tag{19}$$

여기서 종운동 피치각의 오차는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \tilde{\theta} &= \Theta_C - \Theta \\ \varepsilon_\theta &= \delta_2 \cdot Cos\ (\Phi) - \delta_3 \cdot Sin\ (\Phi) \end{aligned} \tag{20}$$

한편, (19)에서 $U_{AD_{(\theta)}}$ 는 신경회로망(neural network)의 출력으로서 만약 이것이 (20)에서 보인 오차를 정확히 보상할 수 있다면 (19)는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\ddot{\tilde{\theta}} + K_D \cdot \dot{\tilde{\theta}} + K_P \tilde{\theta} = 0 \tag{21}$$

그런데 이 식은 전형적인 2차 시스템(Typical 2nd-order System)이다 따라서 이 시스템의 계수(K_D ,K_P)는 다음과 같은 관계로부터 구할 수 있다.

$$K_D = 2\xi\omega_n \, , \quad K_P = \omega_n^2 \tag{22}$$

본 설계에서는 (22)의 관계식은 ADS-33E 설계사양(handling quality)에 명시되어 있는 성능조건을 만족하도록 설정한다. 이를 위해 ±10%미만의 오버 슛(overshoot)과 10초 이내의 수렴시간(settling time)을 만족하도록 한다. 따라서 본 설계에서는 5% 미만의 오버슛($\zeta = 0.8$)과 수렴시간 1.5초이내 ($\omega_n = 2.5$ rad /sec)를 갖도록 설계하였다. 그리고ADS-33E는 롤(roll)운동과 요(yaw)운동의 횡축에 대해 level 1 rate command handling qualities 를 만족하도록 다음과 같이 설계하였다: 제어 대역주파수(control bandwidth)는 $\omega_{BW} > 2\ rad/\sec$ 를 만족하며 롤운동과 요운동의 상호 간섭이 적다고 가정하여 $K_{CF} \geq 1/\tau_P \cong \omega_{BW}$ 을 만족하도록 한다.

3. 모델 불확실성 및 모델오차 보상 설계

일반적으로 모델 불확실성에 대한 모델기반 역변환은 모델오차의 보상이 반드시 필요하다. 이를 위해 신경회로망을 도입하고 실시간으로 나타나는 오차를 보상하기 위해 신경회로망 가중치(weight)를 적응적으로 갱신하는 로직을 설계한다. 신경회로망 이론에 따르면 sigma-phi 신경망(SP-NN) 또는 radial-basis function신경망(RBF-NN)이나 은익층(hidden layer)을 갖는 신경회로망 등은 비선형 함수(nonlinear function)를 근사화할 수 있음이 알려져 있다[5]. 본 연구에서는 실제적 적용을 위해 그림 6에 보인 SP-NN을 채택하였으며 이를 (23)으로 나타낼 수 있다.

$$\hat{u}_{AD_{(i)}}(t) = \sum_{j=1}^{N} \hat{\alpha}_{ij}(t)\phi'_{ij}(x,\dot{x},u) = \hat{\alpha}_i^T(t)\phi'_i(x,\dot{x},u) \quad (23)$$
$$i = p, \theta, r$$

여기서 $\hat{\alpha}_i(t)$ 는 실시간으로 갱신되는 신경회로망 가중치이며 $\phi'_i(\cdot)$ 는 신경회로망의 기저함수(basis function)이다. 한 예로서 종운동에 대한 신경회로망 가중치의 갱신규칙은 전체 시스템의 안정성(stability)을 보장하도록 설정된다. 따라서 리아푸노프(lyapunov) 안정성(stability) 이론에 따라 리아푸노프 함수($\wp$)를 다음과 같이 정의한다.

$$\wp(e,\hat{\alpha}) = \sum_{i=1}^{3} \wp_i(e_i, \tilde{\alpha}_i) \quad (24)$$

여기서

$$\wp_i(e_i,\tilde{\alpha}_i) := \begin{cases} \frac{1}{2}(e_i^T X_i e_i + \gamma_i^{-1}\tilde{\alpha}_i^T\tilde{\alpha}_i) & \text{for} \|e_i\|_2 > \varepsilon_{0_i} \\ \wp_{0_i} + \frac{1}{2}\gamma_i^{-1}\tilde{\alpha}_i^T\tilde{\alpha}_i & \text{for} \|e_i\|_2 \le \varepsilon_{0_i} \end{cases}$$

그리고 오차가 일정범위로 줄었을 때의 리아푸노프 함수는 다음과 같다고 정의한다.

$$\wp_{0_i} = \frac{1}{2}(e_i^T X_{0_i} e_i) \text{ for} \|e_i\|_2 = \varepsilon_{0_i}$$

또한 종운동 채널에 대해서 안정성 결과를 정리하면 (19)의 오차방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{e}_\theta = A e + b(U_{AD_{(\theta)}} - \varepsilon_\theta) \quad (25)$$

여기서 오차변수(e_θ) 및 관련행렬은 다음과 같다.

$$e_\theta = \begin{bmatrix} \tilde{\theta} & \dot{\tilde{\theta}} \end{bmatrix}^T$$
$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K_P & -K_D \end{bmatrix}, \; b = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (26)$$

그리고 신경회로망 가중치($\tilde{\alpha}_\theta$)는 다음과 같다.

$$\tilde{\alpha}_\theta = \hat{\alpha}_\theta - \alpha_\theta^*, \forall \hat{\alpha}_\theta$$
$$\alpha_\theta^* = \min_{\hat{\alpha}_\theta} \max_{\chi \in S} |\varepsilon_\theta(\chi) - \hat{\varepsilon}_\theta(\chi)|$$

따라서 리아푸노프 안정성 이론에 따라 (26)의 Hurwitz 행렬인 시스템 행렬(A)에 대해 전체 시스템이 안정하기 위한 신경회로망 가중치 행렬은 다음과 같이 구할 수 있다[4].

$$\dot{\hat{\alpha}}_\theta(t) = \begin{cases} -\gamma_\theta e_\theta^T X_\theta b \phi'_\theta(x,\dot{x},u) & for \|e_\theta\|_2 > \varepsilon_o \\ 0 & for \|e_\theta\|_2 \le \varepsilon_o \end{cases} \quad (27)$$

여기서 행렬 ($X_\theta > 0$)는 다음 식을 만족한다.

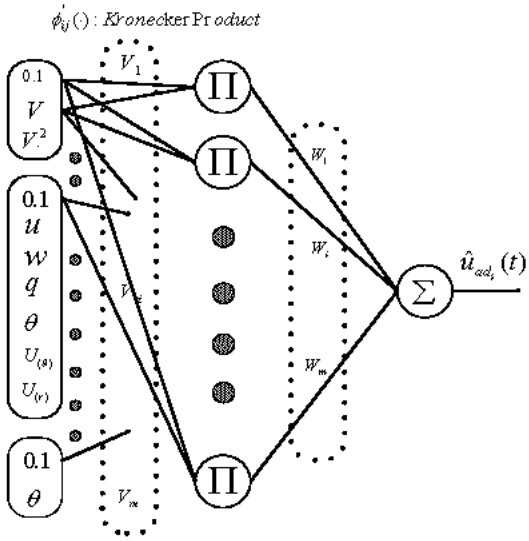

그림 6. SP-NN의 구조.
Fig. 6. SP-NN structure.

$$X_\theta A + A^T X_\theta = -I_2$$

그리고 I_2 는 2×2 단위행렬을 의미한다.

IV. 비선형 모델 시뮬레이션 평가

지금까지 보여준 결과에 대한 경로점 추종알고리즘의 안정성 및 성능을 평가하기 위해 한국항공우주연구원에서 시뮬레이션용으로 개발하고 있는 TR301 틸트로터 항공기의 비선형 시뮬레이션 모델을 이용하였다. 본 항공기의 헬리콥터 비행모드(나셀각=0°)에 대한 트림조건을 표 2에 나타내었다. 따라서 선형화 모델은 헬리콥터 비행모드에서 120Knots로 전진비행하고 있는 경우이다.

표 3에는 선형화 모델에 대한 안정성을 분석하였다. 전진비행의 경우 일반적인 항공기의 비행모드가 대부분 뚜렷이 나타나고 있다. 특히 횡운동 모드에서 스파이럴 모드(spiral mode)가 가벼운 불안정성을 보이는 것 외에는 종/횡운동 모드에서 대부분 안정한 특성을 보이고 있다. 본 연구에서는 표 2에서 보인 전진비행 선형모델을 기반으로 헬리콥터 모드 비행에 대하여 설계된 경로점 추종알고리즘을 적용하고자 한다.

본 틸트로터 항공기가 정확한 경로점 추종을 위해 추종알고리즘의 입력자료로서 경로점 정보를 표 4에서와 같이 제공하였다. 그리고 경로점에 대한 고도와 속도 정보도 지정하였다. 여기서는 수평고도 정보를 갖는 경로점을 가정하였다. 본 알고리즘의 외부루프에서는 각속도/자세각 명령(P_c, Θ_c, R_c)과 콜렉티브 제어입력이 생성되고 내부루프에서는 시스템의 안정성을 유지하면서 명령추종이 정확히 이루어지도록 신경회로망이 모델오차를 보상하는 역할과 함께 피드백 제어가 이루어 진다. 경로점 변경에 따른 속도의 급격한 변화를 막기 위해 1차 필터(smoothing filter)를 적용하였으며 목표점에서 10ft이내로 근접하면 목표점을 통과한 것으로 간주하였다.

표 2. 트림조건(120knots).
Table 2. Trim conditions(120Knots).

State Values		Control Variables	
V_T [ft/s]	202.5600	X_{COL} [in]	8.791102
α [deg]	-9.53489	X_{LN} [in]	2.317183
β [deg]	0.000203	X_{LT} [in]	-0.000017
β_M [deg]	0	X_{PD} [in]	-0.000040
Ω [rad/s]	63.54408	β_M [deg]	0
h (ft)	1000	F_X	1

표 3. 안정성 해석.
Table 3. Stability analysis.

Mode			Eigenvalues
Longitudinal Motion	Short Period	Eigenvalue	-1.23±2.63i
		Natural Freq.(rad/s)	2.9
		Damping Ratio	0.424
	Phugoid	Eigenvalue	-0.0761±0.905i
		Natural Freq.(rad/s)	0.98
		Damping Ratio	0.0838
Lateral Motion	Dutch Roll	Eigenvalue	-0.102±0.121i
		Natural Freq.(rad/s)	0.158
		Damping Ratio	0.644
	Spiral	Eigenvalue	0.0811
	Roll Subsidence	Eigenvalue	-1.44

표 4. 자율비행 경로점 정보.
Table 4. Autonomous flight waypoint data.

Point	X_North (ft)	Y_East (ft)	Altitude (ft)	Velocity (Knot)
0	0	0	1000	55
1	1000	500	1000	55
2	3000	500	1000	55
3	3000	2000	1000	55
4	5000	2000	1000	55
5	5000	500	1000	55

그림 7과 그림 8은 경로점 추종 자율비행 경로를 보여준다. 그림 7에서는 주어진 경로점을 정확히 추종하고 있음을 알 수 있으며 정확한 고도를 유지한 채 경로점을 추종하고 있음을 그림 8로부터 알 수 있다. 그림 9는 내부루프 제어기의 시뮬레이션 결과를 나타내고 있는데 입력명령(P_c, Θ_c, R_c)에 대해 횡운동 채널의 경우는 정확한 각속도 추종을 하고 있으며 종운동 채널의 경우에는 약간의 피치각 추종오차를 보이고 있으나 성능에는 별로 영향을 주지 않는다. 또한 그림9에서는 틸트로터 항공기의 시스템 제어 입력에 대한 반응을 보여주고 있는데 작동기 포화(actuator saturation)가 일어나지 않으며 비교적 양호한 반응을 보이고 있다.

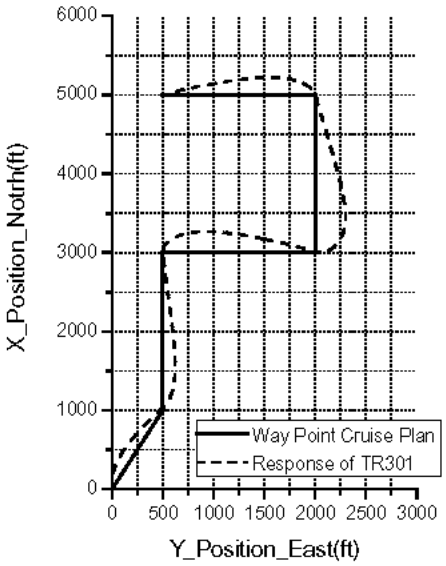

그림 7. 2차원 경로점 추종 결과.
Fig. 7. Waypoint following results(2D).

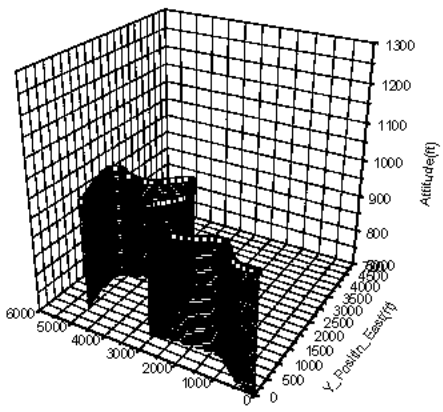

그림 8. 3차원 경로점 추종 결과.
Fig. 8. Waypoint following results(3D).

V. 결론

본 연구에서는 틸트로터 항공기가 헬리콥터 비 행모드에서 경로점을 추종하기 위한 비행유도제어 알고리즘을 설계하는 방법에 대해 알아보았다. 본 알고리즘의 구조는 자세 안정화를 확보하는 내부루프와 경로점 정보로부터 각속도 명령과 콜렉티브 제어입력을 생성하는 외부루프로 나뉘어진다.

알고리즘의 계산능력의 향상으로 실시간 적용이 용이하도록 모델기반 역변환시 틸트로터 항공기의 선형모델을 적용하고 이로 인해 발생하는 모델오차를 신경회로망을 이용하여 적응적으로 보상하고자 하였다. 이러한 결과를 틸트로터 항공기 비선형 시뮬레이션 모델에 적용하여 주어진 경로점을 비행할 때 알고리즘의 안정성과 성능을 평가하였다. 전반적으로 만족스런 경로점 추종성을 보였으나 피치각 추종 반응에서 약간의 추종오차를 보이고 있지만 성능에는 영향을 미치치 못한다. 그리고 제어입력에서도 작동기 포화와 같은 현상이 나타나지 않으며 적절한 반응을 보였다.

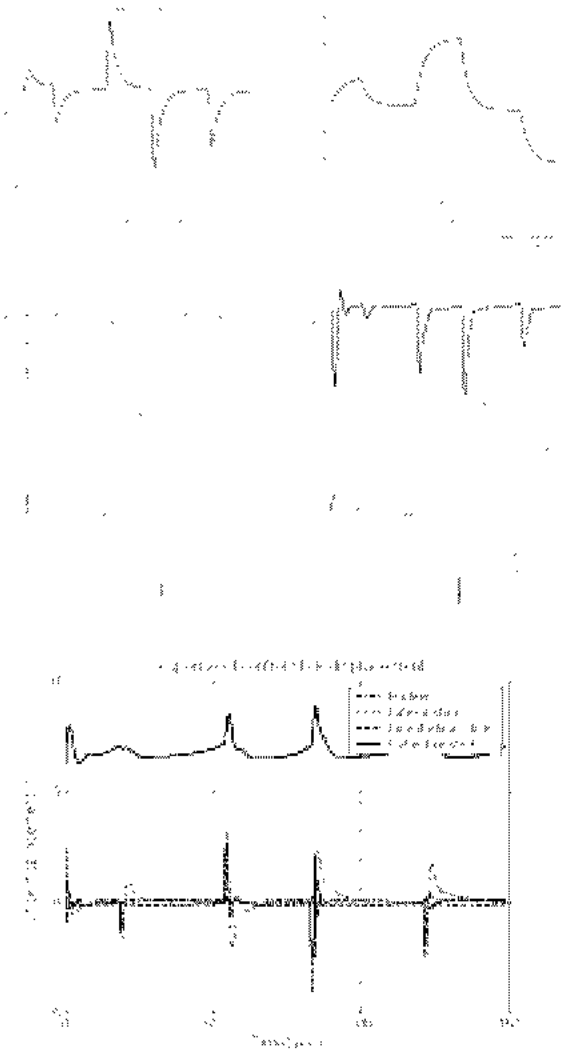

그림 9. 내부루프 명령추종 시간반응.
Fig. 9. Command following responses in inner-loop.

참고문헌

[1] P. B. Harendra, M. J. Joglekar, T. M. Gaffey and R. L. Marr, "A mathematical model for real time flight simulation of the bell model 301 tilt rotor research aircraft", REPORT 301-099-001, 1973.

[2] K. S. Hong and C. S. Kim, "Linear stable systems", *IEEE Trans. on Automatic Control*, vol. 33, no. 3, pp. 1234-1245, 1993.

[3] R. C. Baker and B. Charlie, "Nonlinear unstable systems", *International Journal of Control*, vol. 23, no. 4, pp. 123-145, 1989.

[4] B. S. Kim and A. J. Calise, "Nonlinear flight control using neural network", *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 20, no. 1, pp. 1270-1277, 1996.

[5] T. Troudet and S. Garg, and W. C. Merrill, "Neural network application to aircraft control system design", *Proc. of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, vol. II, Aug. 1991, pp. 993-1009.

[6] S. K. Kannan and E. N. Johnson "Adaptive trajectory based control for autonomous helicopters", In *AIAA Digital Avionics Conference*, number 358, Irvine, CA, October 2002.

[7] H. S. Yoon and C. K. Ha, "Robust adaptive nonlinear control for tilt-rotor UAV", *2004 ICCAS International Conference on Control, Automation and Systems*, Bangkok Thailand, Aug. 25-27 2004, pp. 57-62.

[8] R. T Rysdyk and A. J. Calise "Adaptive model inversion flight control for tiltrotor aircraft", *American Helicopter Society 54th Annual Forum*, May 20-22, 1998.

[9] R. T. Rysdyk and A. J. Calise "Nonlinear adaptive control of tiltrotor aircraft using neural networks", *SAE/AIAA World Aviation Congress*, October 14-16, 1997.

[10] J. V. R. Prasad and A. M Lipp "Modeling and nonlinear controller development for the apache helicopter using the GTNONCON2", *Project final report. School of Aerospace Engineering Geogia Institute Of Technology*. January 1992.

[11] Anon, "Handling qualities requirements for military rotorcraft", Aeronautical Design Standard-33, US Army Aviation and Missile Command, 2000.

하 철 근

1960년 9월 29일 경남 진주 출생. 1984년 서울대학교 항공공학과 졸업. 1986년 동대학원 석사. 1993년 미국 워싱톤대 항공우주공학 박사. 1988~1993 연구조교. 1993.3~1993.8 Post Doc. 1993~현재 울산대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 강건 최적디지털 제어이론 및 응용, 지능제어 및 유도기법의 무인기 자율비행에의 적용연구.

윤 한 수

1977년 4월 13일 울산광역시 출생. 2003년 울산대학교 항공우주공학과 졸업. 2003년 동대학원 석사과정 재학중. 관심분야는 무인기 자율비행 구현, Firmware를 활용한 자동제어 시스템 설계.