

Sigma-Pi 신경망을 이용한 틸트덕트 무인기의 제어기 설계연구

강영신^{1,†} · 박범진¹ · 조암¹ · 유창선¹¹한국항공우주연구원 비행제어연구팀

Control Law Design for a Tilt-Duct Unmanned Aerial Vehicle using Sigma-Pi Neural Networks

Youngshin Kang^{1,†}, Bumjin Park¹, Am Cho¹ and Changsun Yoo¹¹Flight Control Research Team, Korea Aerospace Research Institute

Abstract

A Linear parameterized Sigma-Pi neural network (SPNN) is applied to a tilt-duct unmanned aerial vehicle (UAV) which has a very large longitudinal stability ($C_{L\alpha}$). It is uncontrollable by a proportional, integral, derivative (PID) controller due to heavy stability. It is shown that the combined inner loop and outer loop of SPNN controllers could overcome the sluggish longitudinal dynamics using a method of dynamic inversion and pseudo-control to compensate for reference model error. The simulation results of the way point guidance are presented to evaluate the performance of SPNN in comparison to a PID controller.

초 록

매우 큰 정안정성($C_{L\alpha}$)을 갖는 틸트덕트 운동모델에 대해 선형 파라미터를 갖는 Sigma-Pi 신경망 (SPNN) 제어법칙을 적용하였다. 기존의 비례적분미분(PID) 제어기는 매우 큰 정안정성을 갖는 운동모델이 갖는 강한 기수속임 문제를 해결하기 어려웠고 이로인해 제어성능을 높일 수 없었다. 이와 달리 외부루프와 내부루프에 모두 적용된 SPNN 제어기는 동역학역변환 및 모델오차를 줄일 수 있는 의사적용 제어 명령을 이용해서 과도한 안정성을 개선할 수 있었다. 이를 검증하기 위해서 경로점 추종 시뮬레이션을 이용해서 PID제어 성능과 SPNN제어 성능을 비교하였다.

Key Words : Neural Networks(신경망), Control Law(제어법칙), Tilt-Duct UAV(틸트덕트 무인기), Vertical Take Off and Landing (VTOL, 수직이착륙), Conversion(천이)

1. 서 론

를 설치할 공간이 부족하다.

덕트를 가진 로터(Ducted Fan)는 고속으로 회전하는 로터가 외부로 노출되지 않기 때문에 운용시 안정성이 높고, 덕트에 의한 부가적인 추력증가효과가 있기 때문에 차세대 회전익 UAV로서 많은 연구가 수행되어왔다.[1-3] 그러나 단일 덕트 팬을 갖는 UAV는 전진비행시 덕트를 통과하는 유동의 모멘텀 변화로 유발되는 항력으로 인해 고속비행이 어렵고 탑재장비



Fig. 1 Tilt Duct UAV of KARI

이러한 덕트 팬 UAV의 형상문제를 개선하기 위해서 한국항공우주연구원에서는 덕트의 부가적인 추력

효과를 이용할 수 있으면서 고속비행이 가능한 틸트덕트 무인기 연구개발을 진행해오고 있으며, Fig. 1과 같은 비행가능한 모델을 개발하였다. 틸트덕트 무인기는 로터를 감싸고 있는 덕트가 고정익모드에서 링(Ring) 날개역할을 하므로 틸트로터와 같은 별도의 고정날개가 없는 것이 특징으로서 전통적인 방식의 항공기와 완전히 다른 형상을 가진다.

설계초기에 틸트덕트 무인기의 운동모델을 개발할 때 로터의 파워유동을 고려하지 않았기 때문에 매우 큰 세로안정성을 갖도록 모델링 되었다. 이로 인해 기존의 전통적인 방식의 비례적분미분(PID) 제어기로는 비행특성(Flying Qualities)을 향상시키기 어려웠다.[4] 이러한 운동모델의 문제를 개선하기 위해서 전산유동해석을 이용해 비행체 덕트의 파워유동 효과를 해석하였다. 그 결과 파워모델이 고려되지 않은 비행체의 세로축 안정성 공력계수가 파워효과에 의해 20% 이하로 감소된다는 사실을 확인하였으며, 그 효과를 공력 데이터베이스의 세로축 안정미계수(C_{ma} , C_{mq})에 반영하여 비행체 운동모델을 개선할 수 있었다. 또한 개선된 새로운 운동모델을 이용하여 PID 제어기의 성능을 개선시킬 수 있었다.[5] 이와 같이 기존 PID 제어법칙은 주어진 운동모델의 특성으로부터 직접적인 영향을 받는다는 사실을 알 수 있다.

하지만 이러한 운동모델의 개선은 비행체의 동역학적인 경험과 지식을 많이 필요로 한다. 또한 특이한 형상을 갖는 Fig. 1과 같은 틸트덕트 비행체는 통상적인 항공기의 경험과 지식을 활용하더라도 그 비행특성을 예측하기 어렵다. 따라서 개발하는 비행체의 물리적 운동특성을 사전에 예측하기 어려운 경우 주어진 비행체의 동역학 역변환(Dynamic Inversion)을 이용해서 적절한 비행운동을 발생시킬 수 있는 제어입력을 산출하여 비행제어 성능을 향상시킬 수 있을 것으로 기대할 수 있다.[6,7] 일반적으로 동역학 역변환 기법은 비선형 운동모델을 선형운동모델로 변환하는 방법으로서 비선형 좌표변환을 수행하지만, 본 연구에서는 선형 동역학 역변환을 이용해서 역변환 모델을 생성하였다.[8-10] 선형모델은 틸트각 90도의 정지비행조건과 틸트각 0도의 고속 비행조건에서 각각 트림을 계산한 후 수치미분을 통해 도출하였다. 내부루프는 정지비행조건과 선형모델을 비행조건에 따른 변경없이 일

괄적으로 적용하였으며, 추력의 방향이 매우 큰 영향을 미치는 외부루프는 틸트 90도와 틸트 0도를 기준으로 틸트각을 매개변수로 사용하여 내삽법(interpolation)을 통해 해당 틸트각에서의 역변환모델을 계산하였다.[9] 주어진 비선형 항공기 모델과 역변환에 사용된 선형모델의 오차를 Sigma-Pi 신경망을 통해 보상하였으며, 이를 통해 기존 모델이 갖는 매우 큰 안정성을 극복할 수 있는 제어기를 개발하였다.

본 논문에서는 기존의 공력모델을 수정하지 않고 제어성능을 향상시키기 위해서 PID제어기 대신 동역학 역변환과 신경망 적응 제어기를 이용하여 제어성능이 개선되는지 고찰하였다. 내부루프와 외부루프에 선형 파라미터를 갖는 Sigma-Pi Neural Network (SPNN)[8-10] 제어기를 설계하였으며, 신경망의 과도한 보상으로 인한 작동기의 포화를 방지하기 위해서 PCH(Pseudo Control Hedging)기법을 내부 및 외부루프에 모두 적용하였다.[10] 동역학 역변환 및 신경망 제어의 모델오차 추종성능으로 인해 기존 PID 제어에 비해 비행특성이 크게 개선되었으며, 사전계획모드에 의한 비선형 시뮬레이션을 통해 이를 검증하였다.

2. 기존 PID 제어법칙의 문제점

2.1 PID 제어기의 구조

틸트덕트 무인기에 적용되어있는 기존 PID 제어기의 구조를 Fig. 2에 도시하였다. 주어진 경로점으로부터 속도, 고도, heading 유도명령을 생성하는 유도제어법칙을 속도/고도/heading 유지모드 외부에 구현하였으며, 일반적인 시선각(LOS) 유도제어를 적용하였다.[4,11,12]

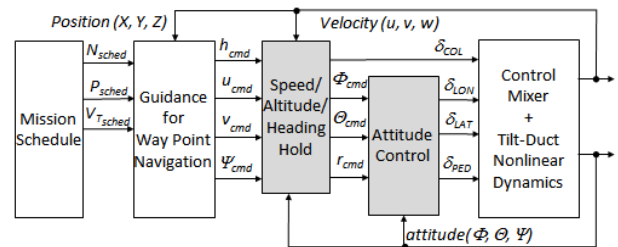


Fig. 2 Structure of PID Controller


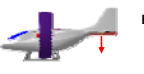




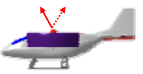

전체적인 구조는 3.3절의 신경망 제어기와 유사하며, 외부루프인 속도/고도/heading 유지모드 블록과 내부루프인 자세SCAS 제어 블록만 서로 다르다. 유도제어

법칙의 출력인 heading 명령을 SPNN 제어기에서는 자세 제어기에서 계산하고, PID제어기에서는 외부루프인 heading 유지모드에서 계산하는 점이 구조상 상이한 점이다. 다만 정상선회(Coordinated Turn)로직을 이용해서 heading 명령을 roll(bank)과 러더페달 명령으로 분기하여 발생시키는 점은 SPNN과 PID 제어법칙이 서로 동일하다. 한편 정지비행시 정상선회 명령은 모두 소거된다.

외부루프인 속도/고도 유지모드에서 콜렉티브 추력 명령(δ_{COL})을 생성하고, 내부루프인 자세제어기에서 세로축, 가로축, 방향축 스틱명령을 발생시킨다. 각 스틱명령은 조종면 혼합기를 통해 각각의 조종면으로 할당되어 출력된다.

각 모드별 조종면 할당은 Table 1과 같이 설계하였다.[13] 조종기의 세로축 스틱명령은 회전익에서는 꼬리로터의 콜렉티브 변위를 발생시키고, 고정익모드에서는 승강기변위를 발생시킨다. 추력스틱명령은 콜렉티브 변위를 발생시키며 회전익모드에서는 고도의 상하운동을 일으키고 고정익모드에서는 전진 가속운동을 일으킨다. roll 스틱명령은 회전익모드에서는 좌우로터의 비대칭 콜렉티브 변위를 발생시키고, 고정익모드에서는 비대칭 Y-vane(에일러론) 변위를 발생시킨다. 요 스틱명령은 회전익모드에서는 (-) 비대칭 Y-vane 변위를 발생시키고 고정익 모드에서는 비대칭 콜렉티브 변위를 발생시킨다.

Table 1 Control Surface Allocation [13]

Mode	Helicopter Mode	Airplane Mode
Pitch	 Tail Prop Collective	 Elevator
Thrust	 Main Prop Collective	 Main Prop Collective
Roll	 Main Prop Differential Collective	 Differential Vane
Yaw	 Differential Vane	 Main Prop Differential Collective with Rudder

여기서 주의할 사항은 (+) 비대칭 Y-vane 변위는 회전익모드에서 (-)요 운동을 발생시키고, 고정익에서는 (+)roll 운동을 발생시킨다. 따라서 조종면 혼합기의 설계시 $L_{\delta PED}$ (러더페달명령에 의한 롤링모멘트)이 과도해서 $L_{\delta LAT}$ 보다 더 크면 롤축 불안정성을 발생시킬 수 있다. 따라서 가속 천이과정에서 $L_{\delta PED}$ 이 지나치게 큰 (-)값을 갖지 않도록 러더페달명령에 의한 비대칭 Y-vane 변위가 특정 틸트각 이하에서는 소거되도록

조종면 혼합기(Control Mixer)를 설계해야 한다.

2.2 운동모델의 과도한 세로축 안정성

앞서 서론에서 언급하였듯이 초기의 비행체 운동모델에 덕트의 파워유동에 대한 고려를 하지 않아서 세로축 안정미계수(Cma, Cmq)가 매우 크게 모델링되었다. 따라서 세로축 자세반응 응답특성이 Fig. 3과 같이 매우 느린 특성을 나타내었으며, 이로 인해 속도/고도 유지모드가 정상적인 반응을 나타내기 어려웠다.[4] 이러한 문제를 개선하기 위해서 전산유동해석에서 파워유동을 고려하여 모델링 정확도를 향상시켰고, 이를 통해 안정성이 감소한 운동모델을 도출하여 과도한 안정성 문제를 해결하였다.[5] 본 논문에서는 PID제어기로 해결하기 어려웠던 과도 안정성문제를 적응제어기법인 신경망제어기를 이용해 개선해보고자 하였으며, 이를 통해 신경망의 장단점을 분석하였다.

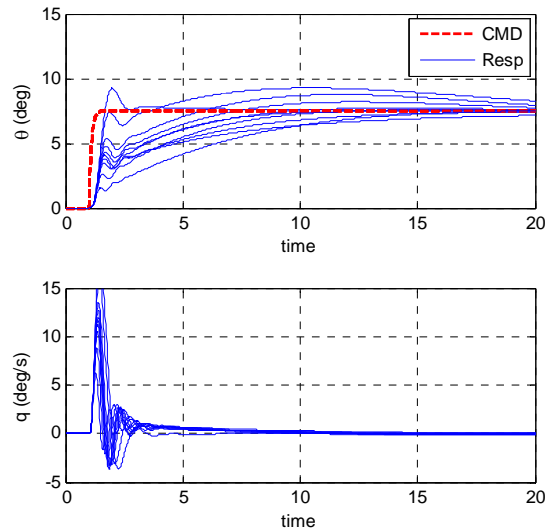


Fig. 3 Step Response of PID Controller [13]

3. Sigma-Pi 신경망 제어법칙설계

3.1 Sigma-Pi (Σ - Π) 신경망

선형 파라미터를 갖는 단일 은닉층 Sigma-Pi 신경망을 Fig. 4에 도시하였다.[9] Sigma-Pi 신경망은 은닉층의 뉴런(neuron) 함수가 입력변수(X)와 입력 가중행렬(V)의 곱(Π)으로 정의되며, 출력층은 은닉층의 뉴런(Π)과 출력가중행렬(W)의 합(Σ)으로 정의된다. Sigma-Pi 신경망은 선형적인 특성을 가지므로, 내부루프(p,q,r)와 외부루프(u,v,w)의 각 상태변수에 대해

신경망이 독립적으로 오차에 대한 보상을 할 수 있도록 구성된다.

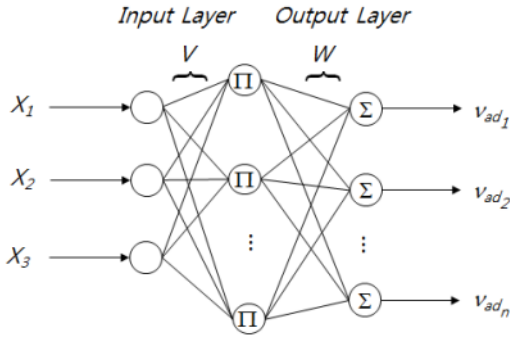


Fig. 4 Sigma-Pi Neural Network [8]

내부루프 신경망의 입력변수 X_1, X_2, X_3 는 각각 Eq. (1)과 같이 정의된다.[8,9] 세로축은 피치자세각(θ)과 각속도(q)를 사용하고 가로축은 롤 자세각(ϕ)과 각속도(p)를 사용한다. 방향축의 경우 방위각이 비행체의 운동특성에 미치는 영향이 없으므로 롤 자세각과 요각속도를 사용한다. 또한 내부 상태변수(p, q, r) 각각에 대한 신경망 적응제어(v_{ad})명령을 되먹임하며, 동압을 고려하기 위해서 V_T^2 를 입력하는 점이 중요하다.

$$\begin{aligned} X_1 &= [1, V_T, V_T^2] \\ X_2 &= [1, U, V, W, Q \text{ (or } P, R), \Theta \text{ (or } \Phi), v_{ad}] \\ X_3 &= [1, \Theta \text{ (or } \Phi)] \end{aligned} \quad (1)$$

외부루프 신경망의 입력변수(X)는 식 (2)와 같이 정의된다. 지구관성좌표계의 NED 속도와 고도, 자세각, 틸트각 및 각각의 관성속도축의 적응제어명령이 입력으로 사용된다.

$$X = [1, V_T, V_N, V_E, V_D, H, \Theta, \Phi, \beta_M, v_{ad}] \quad (2)$$

3.2 동역학 역변환과 PCH

신경망 제어를 비롯한 적응제어기는 오차명령을 상쇄시키기 위한 적응제어명령을 출력하며, 오차명령이 큰 경우 조종면의 제한범위를 벗어나는 과도한 적응제어 출력을 발생시켜 조종면의 포화를 유발한다. 따라서 적응제어 출력이 작동기의 변위제한을 벗어나는 경우 초과한 적응제어명령을 제어루프내에 피드백시켜 이를 조종면의 변위 제한치 이내로 감소시켜주는 PCH (Pseudo Control Hedging)기법이 요구된다.[14] 이러한 구조는 고전 PID제어기의 적분기에서 사용되는 anti-windup 보상기와 같다고 할 수 있다.

추력축이 속도에 따라 변화하는 틸트로터나 틸트덕트 항공기는 추력축의 방향이 속도와 고도 제어에 매우 민감하게 작용하므로 외부루프 제어기 설계시 틸트

각(β_M , 추력축의 각도)에 따라 조종입력이 달라진다. 즉, 회전익모드에서는 고도제어기는 추력명령을 발생시키고, 속도제어기는 피치 자세각 명령을 발생시킨다. 고속비행조건인 고정익모드에서는 그와 반대로 고도제어기가 피치자세각 명령을 발생시키고, 속도제어기가 추력명령을 발생시킨다. 천이과정에는 두 명령을 적절하게 조합해서 사용한다. 이를 위해서 외부루프의 동역학 역변환은 덕트의 틸트각(β_M)을 이용해서 Eq. (3)과 같이 구성된다.[9,10]

$$\begin{bmatrix} \theta_{CMD} \\ \Delta W_{CMD} \\ \delta_{COL_{CMD}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (X_\alpha - g \cos \Theta_0) \cos \beta_M & 0 & X_{\delta_{roll}} \cos \beta_M \\ -(Z_\alpha - g \cos \phi_{des} \sin \Theta_0) \sin \beta_M & -Z_{\delta_{col}} \sin \beta_M & 1 \\ 0 & 0 & X_{\delta_{roll}} \sin \beta_M \\ (X_\alpha - g \cos \Theta_0) \sin \beta_M & 0 & 0 \\ + (Z_\alpha - g \cos \phi_{des} \sin \Theta_0) \cos \beta_M & + Z_{\delta_{roll}} \cos \beta_M & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \Delta W_X \\ \Delta W_Y \\ \Delta W_Z \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서 우측의 ΔW 벡터는 로터축의 의사제어입력으로서 지구좌표계에서 생성된 속도/고도 명령으로부터 동체좌표계와 로터추력좌표계로의 좌표변환을 통해 얻어지는 로터추력 축에서의 가속도 명령벡터이다. 즉, 가속도명령으로부터 자세명령과 추력명령이 생성된다.

외부루프의 PCH는 Fig. 5과 같이 구현이 가능하다. 먼저 외부루프 동역학 역변환식인 Eq. (3)을 통해 생성된 자세/추력명령에서 제한치를 초과한 잉여명령을 Eq. (3)의 재역변환을 통해 로터축 의사가속도 명령(ΔW_h)으로 변환한다. 이를 다시 동체좌표계와 지구좌표계로 연속 변환하여 잉여가속도(a_h)를 도출한 후 참조모델(Reference Model)의 가속도 명령에서 소거하도록 구현되었다.[10]

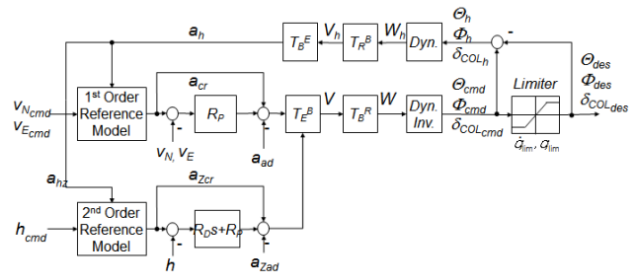


Fig. 5 PCH of Outer-loop [10]

한편 외부루프에서 속도제어기의 참조모델은 가속도를 1차 적분한 1차 지연필터 모델이고, 고도제어기는 가속도를 2번 적분한 2차 지연필터모델로 구현된다.

내부루프의 경우는 정지비행 모드에서의 선형 동역학모델을 이용해서 동역학역변환식을 도출한 후 자세 오차명령으로부터 생성되는 조종면 변위를 구할 수 있다. 조종면 변위명령이 조종면 변위제한을 넘어서는 경우 동역학변환을 통해 잉여자세명령을 도출하여

PCH를 간단하게 구성가능하다.[9]

3.3 Sigma-Pi 신경망을 포함한 유도제어 구조

내부루프와 외부루프의 설계는 일반적인 시간척도분리(time scale separation)를 이용해서 반응시간이 빠른 내부루프와 반응이 느린 외부루프로 구분할 수 있다.[15] 비행체 자세운동의 주파수는 고도와 속도반응보다 일반적으로 빠른 주기운동을 나타내기 때문에 PID제어기와 같이 내부루프와 외부루프로 분리하여 Fig. 6와 같이 독립적으로 구성하였다.

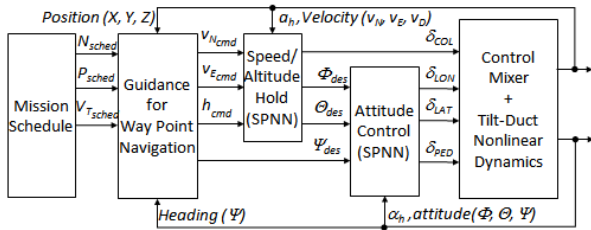


Fig. 6 Structure of SPNN Controller [10]

4. 비선형 시뮬레이션 비교

기존 PID제어법칙을 이용해서 수행했던 자동이착륙과 자동천이비행이 포함된 사전계획모드 비선형 시뮬레이션[4,5]을 신경망제어를 적용하여 동일하게 수행하였다. 그 결과를 PID 제어기의 결과와 비교하여 신경망 제어기의 성능을 고찰하였다.

4.1 경로점 추종성능의 비교

자동이착륙이 포함된 3차원 경로점 시뮬레이션 결과를 Fig. 7-8에 도시하였다. 정지비행시에는 동압이 낮아서 과도한 공력안정 효과가 발생하지 않으므로 PID 제어기도 Fig. 7과 같이 이륙과 착륙성능에는 문제가 발생하지 않지만, 고속영역인 경로점(3)번부터 경로점(8)까지는 3차원 경로를 많이 벗어났다. 그러나 신경망을 적용한 Fig. 8의 경우 주어진 경로점을 매우 잘 추종하였다. 그 이유는 매우 큰 안정성을 갖는 틸트덕트 운동모델의 동역학 역변환과 이에 대한 모델오차를 신경망의 의사제어출력이 상쇄시켜 효과적인 제어를 할 수 있기 때문이다.

2차원 경로선을 Fig. 9-10에 도시하였다. PID의 경우 속도/고도 유지가 어려워서 경로점을 오버슈트하면서 비행을 하지만, 신경망은 오버슈트없이 경로점을 추종한다. 다만 기존 운동모델에서 가로/방향축 운동모델은 과도안정문제가 없기 때문에 롤(bank)명령을 이용하는 2차원 경로추종성능은 다소 우수한 것으로 판단된다.

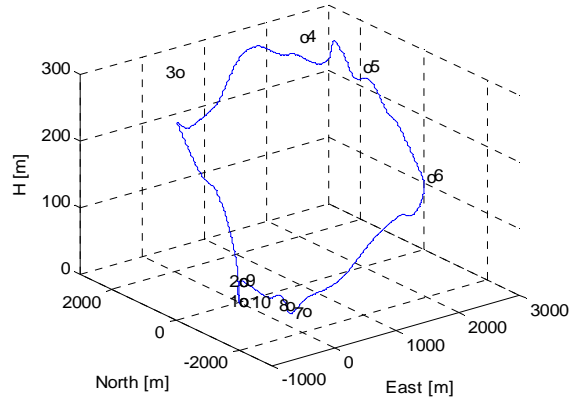


Fig. 7 3-D Trajectory of PID [4]

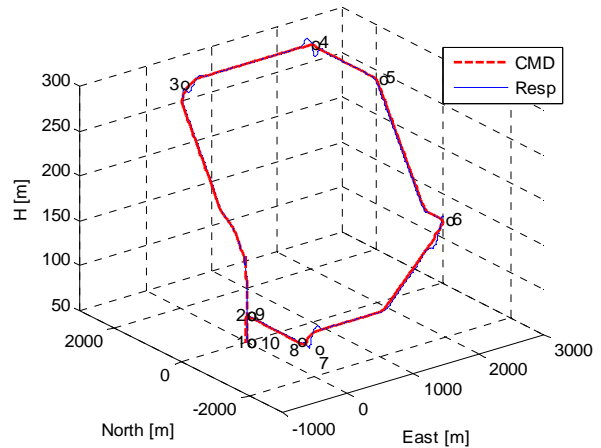


Fig. 8 3-D Trajectory of SPNN

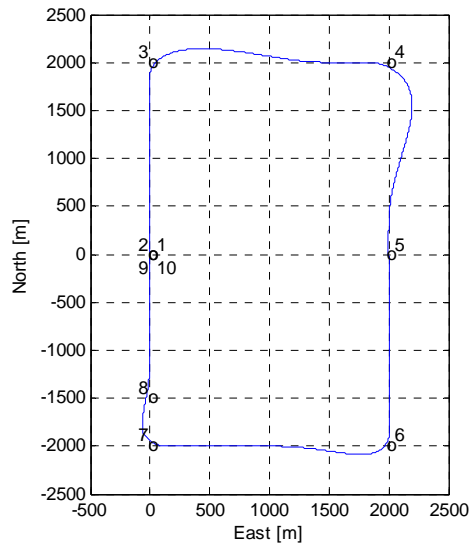


Fig. 9 2-D Trajectory of PID [4]

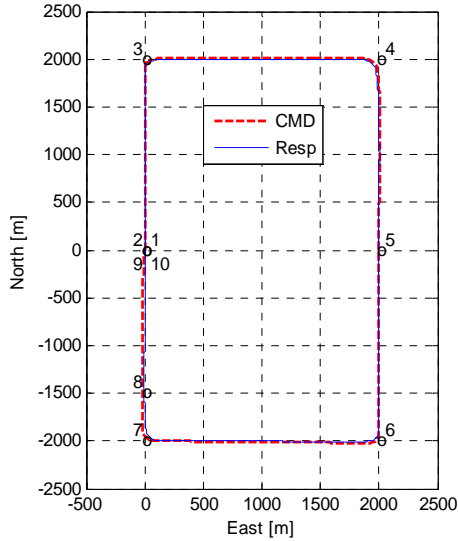


Fig. 10 2-D Trajectory of SPNN

4.2 속도/고도 추종성능의 비교

앞의 4.1절에 도시된 3차원 경로점 추종성능에서 PID 제어기의 성능이 부족한 원인은 Fig. 11에 도시된 바와 같이 고속에서 속도제어가 잘 되지 않기 때문이다. 그 이유는 고속비행에서는 속도유지모드가 피치 자세명령을 출력하는데 과도한 안정성으로 인해 매우 큰 속도 오버슈트를 발생시키기 때문이다. 속도와 연동(coupled)된 고도 유지모드도 영향을 받아서 성능이 나빠진다. 신경망제어는 Fig. 12에 도시된 바와 같이 속도, 고도명령을 매우 잘 추종함을 알 수 있다.

비행체가 통과한 경로점(x100)과 목표 경로점까지의 거리를 Fig.11-12의 세 번째 그림에 도시하였다. 즉, 마지막 경로점인 10번은 1000으로 도시되며, 2번 경로점을 통과한 이후 3번 경로점까지 2000m의 거리 오차가 발생했다는 것을 알 수 있다.

여기서 목표경로점에 도착했는지 판단하는 기준거리 (R_{ARRV})는 속도에 따라 다르게 설정하였다. 비행속도가 0인 호버점과 자동이착륙 점은 수평오차 $\pm 5m$ 이내, 고도오차 $\pm 1m$ 이내로 설정하였다. 고속에서는 수평오차의 경우 Eq. (4)와 같이 해당속도에서의 정상선회반경으로 설정하였으며, 고도오차는 해당속도로 0.7초 동안 이동한 거리(고도)로 설정하였다. 따라서 Fig. 11-12의 세 번째 그림에서 경로점 3~8번은 선회반경에 도달하였을 때 다음 경로점으로 넘어간다는 것을 알 수 있다.

$$R_{ARRV} = \frac{V_T}{g \cdot \tan\phi} \quad (4)$$

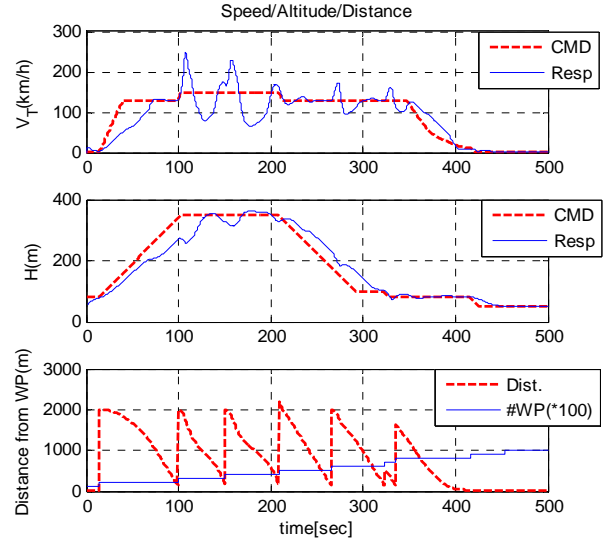


Fig. 11 Speed and Altitude of PID [4]

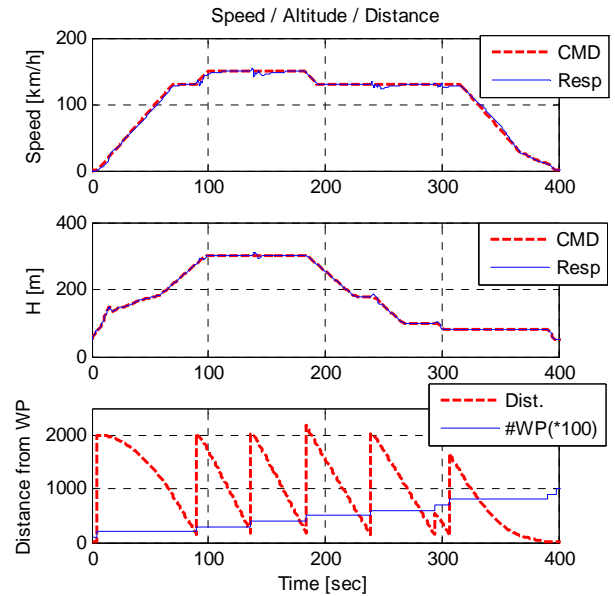


Fig. 12 Speed and Altitude of SPNN

4.3 자세명령 추종성능의 비교

PID제어기와 신경망제어기의 자세응답특성을 Fig. 13-14에 비교하여 도시하였다. PID 제어기는 Fig. 13과 같이 세로축 제어성능이 매우 부족하지만, 신경망을 적용한 경우 플랜트모델이 과도안정성을 갖는 경우에도 Fig. 14와 같이 세로축 자세제어가 효과적으로 가능함을 알 수 있다.

그 이유는 신경망 제어기는 동역학역변환을 이용하기 때문에 동역학의 과도안정성을 역변환식에서 고려

해서 상쇄할 수 있기 때문이다. 또한 주어진 참조모델(Reference Model)과의 오차를 최소화 할 수 있도록 신경망 제어기가 의사제어(pseudo-control)명령을 생성하여 비행체의 동역학특성이 참조모델을 잘 추종하도록 개선시키기 때문이다.

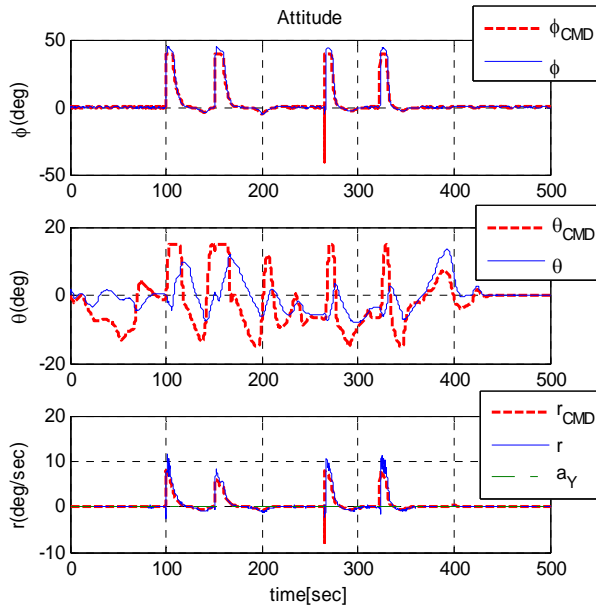


Fig. 13 Attitude Response of PID [4]

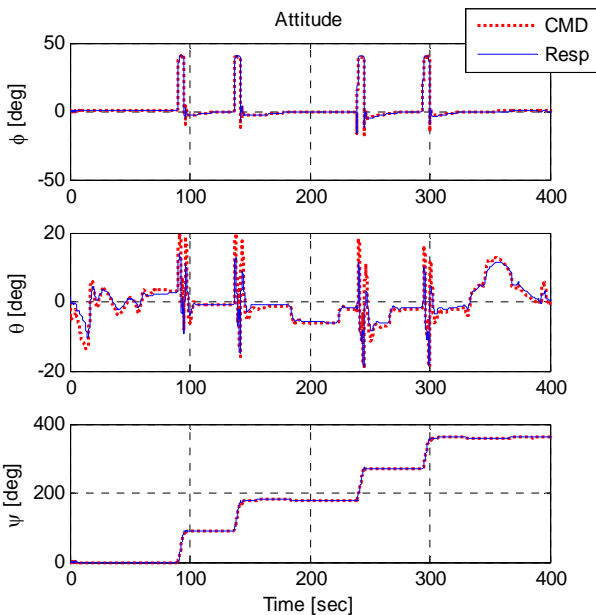


Fig. 14 Attitude Response of SPNN

다만 Fig. 14에 도시된 바와 같이 신경망제어를 적용하는 경우 참조명령(CMD)이 매우 빠르게 입력되고

의사제어(pseudo-control)명령이 포함된 비행체 반응도 매우 빠르게 발생한다. 이로 인해 시스템의 안정성 여유(stability margin)가 부족하여 실제 비행시 불안정한 현상을 발생시킬 수 있다. 그러므로 실제 비행시에는 실시간으로 모니터링을 수행하여 시스템의 불안정성이 발생하는 경우 신경망 제어기를 강제로 종료시키는 등의 신속한 조치가 필요할 것으로 판단된다.

한편 Fig. 13에서 나타난 것과 같이 운동모델에 문제가 없는 가로축과 방향축은 PID제어기의 명령을 매우 잘 추종한다. 다만, 제어명령의 차이로 인해 방위각 대신 요각속도를 도시하였다.

5. 결 론

과도한 세로축 안정성을 갖도록 모델링된 틸트덕트 무인기에 대해 선형 파라미터를 갖는 SPNN 신경망 제어를 적용하여 기존 PID 제어기의 성능과 비교하였다. 기존 PID 제어기는 과도한 안정성으로 인해 세로축 추종성능이 매우 느리게 반응하였고, 이로 인해 고도/속도 유지반응에 큰 오버슈트가 발생하였다.

신경망 제어는 의사제어명령을 통해 동역학 역변환 모델과의 반응 추종오차를 감소시킬 수 있어 과도한 안정성을 갖는 비행체 모델에 대해서도 매우 우수한 제어성능을 보였다. 또한 본 논문에 포함되지는 않았지만 과도 안정성이 개선된 운동모델에 대해서도 별도의 이득튜닝없이 유사한 제어성능을 보였다. 즉, 신경망 제어기를 적용하는 경우 운동모델이 실제 플랜트 모델과 차이가 있다고 하더라도 이와 관계없이 유사한 제어성능을 도출할 수 있음을 알 수 있다. 본 연구를 통해 신경망 제어기는 PID제어기와 달리 주어진 운동모델의 동역학과 관계없이 우수한 제어성능을 도출할 수 있음을 입증하였다. 이를 통해 PID로 해결하기 어려운 설계초기의 운동모델 오류를 극복할 수 있는 제어법칙을 설계할 수 있었다.

본 논문의 결과에서 보였듯이 신경망제어기는 운동모델과 관계없이 제어성능이 우수하지만 이득여유나 위상여유등 상대안정성을 검증하기 어렵다. 따라서 신경망 제어기를 이용해서 실제 비행시험을 수행한다면 실시간 모니터링을 통해 불안정성이 발생하는 경우 신경망 제어기를 강제로 종료시킬 수 있는 안전장치가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 로봇산업 원천기술개발사업의 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] Martin, P. and Tung, C., "Performance and Flowfield Measurements on a 10-inch Ducted Rotor VTOL UAV," Proceedings of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.
- [2] Graf, W., Fleming, J., and Ng, W., "Improving Ducted Fan UAV Aerodynamics in Forward Flight," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 7-10 Jan. 2008, Reno, Nevada, AIAA 2008-430.
- [3] Ryu, M., Cho, L., and Cho, J., "Experimental Study on the Aerodynamic Characteristics of the Ducted Fan for the Propulsion of a Small UAV", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.40, No.5, 2012, pp.413-422.
- [4] Kang, Y.S., Park, B.J., Cho, A. Yoo, C.S., Choi, S. W., "Guidance Law Design for a Tilt-Duct Unmanned Aerial Vehicle," 2014 Fall Aerospace System Conference, 2014.10.31. Muju.
- [5] Kang, Y.S., Park, B.J., Cho, A. Yoo, C.S., "Design Improvement of Guidance Control for Tilt Duct UAV", 2015 The Korean Society for Aviation and Aeronautics Conference, 2015.5.22. Hanseo Univ.
- [6] H. K. Khalil, 2002, Nonlinear Systems, 3rd Ed., Prentice Hall, New Jersey.
- [7] A. Isidori, 1995, Nonlinear Control Systems, 3rd Ed., Springer, New York.
- [8] Kim, B. and Calise, A., "Nonlinear Flight Control Using Neural Networks", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No. 1, 1997, pp. 26-33.
- [9] Kim, B.M., Kim, B.S, Kim, N.W., "Trajectory Tracking Controller Design Using Neural Networks for a Tiltrotor Unmanned Aerial Vehicle", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* August 1, 2010, Vol. 224, No. 8, pp. 881-896.
- [10] Kang YS, Kim NW, Kim BS, et al. Autonomous Waypoint Guidance for Tilt-rotor Unmanned Aerial Vehicle that Has Nacelle Fixed Auxiliary Wings. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G - Journal of Aerospace Engineering 2014; Vol. 228, No.14, pp. 2695-2717. DOI:10.1177 /0954410014525127.
- [11] T. I. Fossen, *Marine Control Systems - Guidance, Navigation and Control of Ships, Rigs and Underwater Vehicles*. Marine Cybernetics (<http://www.marinecybernetics.com>), Norway, 2002, pp. 167-169.
- [12] P. Kim, *Rigid Body Dynamics for Beginners - Euler Angles & Quaternions*, CreateSpace Independent Publishing Platform, USA, 2013, pp.64-69.
- [13] Kang, Y.S., Park, B.J., Cho, A. Yoo, C.S., Choi, S. W., "Control Law Design for Tilt-Duct UAV", 2013 Fall Aerospace System Conference, 2013.11.01. Kyungju.
- [14] Eric N. Johnson and Anthony J. Calise, "Pseudo-Control Hedging: A new method for adaptive control", *Advances in Navigation Guidance and Control Technology Workshop* November 1-2, 2000, Redstone Arsenal, Alabama.
- [15] Rysdyk, R. T. and Calise, A. J. "Nonlinear Adaptive Flight Control Using Neural Networks," *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 18, No. 6, Dec 1998, pp. 14-25.