

퍼지논리 및 신경회로망 기법을 적용한 비행제어시스템 설계 고찰

Applications of Fuzzy Logic and Neural Network Technology to Flight Control System Design: an Overview

홍성경*, 김병수

(Sung Kyung Hong and Byung Soo Kim)

Abstract : In this survey paper, we attempt to introduce the subjects of fuzzy logic and neural network technology for flight control systems based on completed and ongoing research programs other developed countries. Also, it is prepared with intention of providing the reader with an overview of related topics and a basic concepts of fuzzy logic and neural network control. The focus is on relatively practical control schemes realistically applicable in the area of flight control system design that could find its usage in the near future in our country. It is hoped that this paper will serve as a useful reference and even concepts provide solutions for current problems and future designs.

Keywords : fuzzy logic, neural network, flight control, overview

I. 서론

현재 사용하는 대부분의 항공기 제어법칙은 주로 고전적 제어 설계기법에 바탕을 두고 있으며, 이러한 제어법칙은 50년대에 개발되어 최근에는 상당히 표준화된 설계 절차로 정립되었다[1]. 이러한 고전적 제어 설계기법은 기동이 적은 저속의 큰 비행체에 적용할 경우에는 문제점이 없었으나, 최근의 소형, 고속, 고기동의 비행체에 적용할 경우에는 여러 한계에 직면하게 된다. 이러한 한계는 주로 극심한 비선형 비행 동역학 특성, 비행체의 수학적 모델링의 불확실성 등에 기인한다[2,3]. 결과적으로 위와 같은 문제점으로 인하여, 설계된 제어기의 최적성을 아무도 보장할 수 없게 된다. 현재까지도 항공기의 제어는 대부분의 제어기법들이 완벽하게 다루기에는 매우 까다롭고 특별한 적용대상으로 여겨지고 있다. 더욱이 여러 최첨단의 제어기법이 항공기에 적용되어 시뮬레이션 상의 한정된 범위 내에서 우수한 성능을 입증하여도 그 제어기법이 항공기 생산에 도입된 적은 거의 없는 실정이다[4].

한편, 최근에 신경회로망(Neural Network)이나 퍼지 로직(Fuzzy Logic)을 적용한 뉴로-퍼지(NN/FL)제어 시스템이 여러 산업 분야에서 혁혁한 성공을 거둠에 따라 그 잠재능력을 비행제어에 적용해 보고자 하는 검토가 꾸준히 자연스럽게 이루어지고 있다. 이미 잘 알려져 있는 바와 같이 뉴로-퍼지 제어는 입출력 관계에 대한 정량적인 자료를 얻기 힘들고, 수학적으로 잘 정의되지 않은 시스템의 제어기를 설계하는데 효과적이다. 뉴로-퍼지 제어기술이 항공기에 적합할 때 직접적인 이유 중의 하나는 진정한 비선형 제어법칙의

설계 및 구현방법을 제공한다는 점이다. 오래 전부터 비행 제어 성능을 향상시키기 위한 비선형 요소의 접목이 시도되어져 왔으나, 그럼에도 불구하고 모드 스위칭, 계인 스케줄러, 제한기, 다중화 관리 등과 같은 이산적 비선형 요소를 제외하고는 비행제어 시스템에 사용된 다른 비선형 요소는 거의 찾아볼 수가 없다[5]. 그러나 분명한 사실은 숙련된 조종사는 극심한 비선형 제어 전략을 수행한다는 것이다. 뉴로-퍼지 시스템이 매력적인 이유는 제어시스템을 좀더 숙련된 조종사와 근접한 비선형성을 갖도록 지능화할 수 있다는 점이다[6].

그러나 위와 같은 장점에도 불구하고 뉴로-퍼지 제어시스템이 만능이 될 수는 없으며, 뉴로-퍼지제어 시스템이 어떤 비행제어임무에 적합한가를 적절히 판단하여 적용하여야 한다. 그 판단기준은 다음과 같다. 첫째 제어 대상 시스템 모델이 복잡하고 수학적으로 잘 정립되지 않을 경우, 또는 성능기준이 모호하고 복잡할 경우이다. 이러한 판단기준이 충족되지 않았을 경우에는 뉴로-퍼지 제어시스템과 동일한 또는 보다 우수한 성능을 발휘하는 다른 기존의 방법들도 있을 수 있다. 둘째는 제어법칙이 적절히 하드웨어로 구현되어 항공기에 탑재될 수 있는가를 판단하여야 한다. 이 기준은 하드웨어 구현성과 비행 안정성과 깊이 관련되어 매우 중요하게 고려되어야 한다. 따라서 이 기준이 뉴로-퍼지 제어시스템을 실제 항공기에 구현하는데 결정적인 장애 요소이며, 현재 대부분의 뉴로-퍼지 시스템이 중요도가 낮은 비행임무를 수행하거나, 중요도가 높은 비행임무라 할지라도 매우 제한적인 권한을 가질 수밖에 없는 이유이다. 그럼에도 불구하고 해외의 많은 연구 및 적용사례를 통하여 보듯이 분명한 사실은 비행제어의 비선형성과 성능 강건성 측면에서 뉴로-퍼지 로직 기반의 설계는 기존 제어기법을 대체 혹은 보완하는 새로운 설계 영역을 제공할 수 있다는 것이다.

본 논문에서는 현재까지 발표된 뉴로-퍼지 비행제어시스

* 책임저자(Corresponding Author)

† 문접수 : 2003. 11. 5., 채택확정 : 2003. 12. 12.

‡ 성경 : 세종대학교 기계항공우주공학부(skhong@sejong.ac.kr)

§ 병수 : 경상대학교 기계항공공학부(bskim@gsnu.ac.k)

‡ 본 논문은 학술진흥재단 중점연구소 지원사업에서 지원하여 연구하였음.

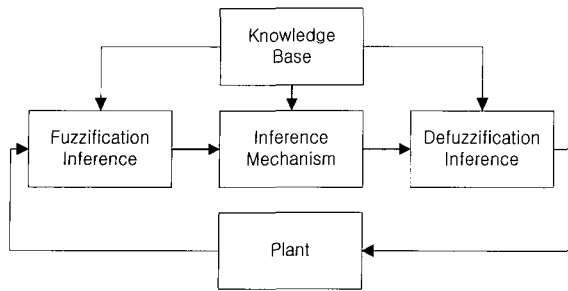


그림 1. 퍼지제어기의 기본 구성.
Fig. 1. Basic configuration of fuzzy control system.

템 적용사례와 진행 중인 프로그램들을 소개하고, 향후 국내의 비행제어시스템 개발에 있어서 문제점을 해결하기 위한 또는 미래의 진보된 설계에 적용하기 위한 적절한 도구로서 활용되도록 기초적 자료를 제공하고자 한다.

II. 퍼지로직을 이용한 비행제어시스템

1. 퍼지로직 제어의 개요

퍼지논리는 의사결정구조가 기존의 다른 논리체계들 보다 훨씬 인간의 구조와 근사하다는 사실은 이미 잘 알려져 있다. 따라서 그 논리체계를 이용한 퍼지제어기법을 사용한 적용사례로는 가전제품에서부터 첨단 비행제어시스템까지 매우 다양하다. 퍼지제어의 주요 장점은 다음과 같다[7-10].

- 1) 퍼지제어는 고전적인 PID 구조에서는 다루기 힘든 인간의 전문적 기술을 상황-반응 규칙으로 표현하여 비선형적으로 구현된다.
- 2) 수학적으로 잘 정의되지 않은 복잡한 플랜트 모델에 대해서 퍼지제어는 간단한 그러나 강력한 해법을 제공한다.

퍼지 시스템의 작동흐름은 그림 1과 같이 퍼지화 도입부(fuzzification interface), 지식 베이스(knowledge base), 추론부(inference), 비퍼지화 부(defuzzification interface)의 단계로 구성된다. 퍼지화 도입부에서는 제어기 입력 변수값을 측정하여 그 영역(range)을 이에 상응하는 전체집합(universe of discourse)으로 크기 변환(scale mapping)시켜 언어적인 값으로 변환하는 퍼지화 기능을 수행한다. 지식베이스에는 제어 대상부에 대한 지식과 제어 목적이 기술되며, '데이터 베이스'와 '퍼지 제어규칙부'로 구성된다. 추론부는 퍼지논리제어의 실행부가 된다. 이는 퍼지관계와 퍼지논리의 추론 규칙을 도입하여 인간의 의사결정방식을 묘사하여 퍼지제어입력을 구하는 기능을 한다. 마지막으로 비퍼지화 부는 출력 퍼지값을 실제 제어입력의 전체집합에 맞추어 크기 변환을 시킨다. 즉, 위에서 계산된 퍼지값은 실제 제어입력으로 사용할 수 없으므로, 이를 명확한 비 퍼지값으로 변환시킨다. 이상과 같은 구분은 편의상 도입되었으며, 이들은 상호 관련이 있고 반드시 독립되지는 않는다.

이러한 퍼지제어는 1970년대에 시스템의 특성이 복잡하여 기존의 정량적인 방법으로는 해석할 수 없거나, 얻어지는 정보가 정성적이고 부정확하고 불확실한 경우에 기존 제어기들 보다 우수한 제어결과를 나타내는 것을 볼 수 있었으며, 현재는 무수히 많은 분야에서 활용되어지고 있다.

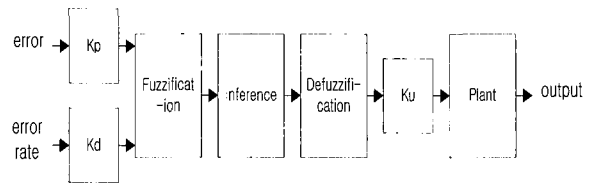


그림 2. 퍼지 비례-미분 제어기.
Fig. 2. Fuzzy PD controller.

이러한 퍼지이론의 도입으로 인하여 퍼지제어는 기존의 정확한 수학적 모델을 기초로 한 제어기의 단점을 보완하고, 인간의 의사결정 방식을 도입하는 보다 인공 지능적인 제어기가 될 수 있는 것이다. 한편 퍼지 알고리즘은 자동제어 분야뿐만 아니라 추정(estimation), 의사결정(decision making) 등의 다양한 분야에서도 사용되어지고 있다.

2. 퍼지로직 기반의 비행제어 시스템

전장에서는 퍼지제어의 기본원리에 대하여 언급하였으며, 본 장에서는 퍼지제어의 원리를 이용한 다양한 적용방법과 비행제어시스템의 응용사례에 대하여 살펴본다.

1) 퍼지 비례-적분-미분 제어기

이 경우에는 오차 신호와 오차의 1차 미분의 입력을 바탕으로, 실시간으로 퍼지 룰(rule)과 추론(reasoning)을 거쳐 제어 출력을 결정한다. 이러한 구조가 퍼지제어의 가장 기본적인 구조이며, 제어 출력의 방법에 따라 두 가지 형태로 구분된다. 첫째는 퍼지 비례-미분 제어(fuzzy-PD)이며, 오차와 오차 변화율에 대해서 제어출력 값을 결정하는 위치제어 형태이다. 둘째는 퍼지 비례-적분 제어(fuzzy-PI)이며, 오차와 오차 변화율에 대해서 제어출력의 증감 값을 결정하는 속도제어 형태이다[10]. 제어규칙들과 퍼지추론을 오차와 오차 변화율로부터 제어출력으로의 비선형 사상(nonlinear mapping)으로 생각한다면 퍼지제어기는 비선형 PID 제어기를 의미함을 알 수 있다. 그림 2는 각각 정규(normalization)/비정규(denormalization) 과정을 포함하는 퍼지 비례-미분 제어기를 보여주고 있다. 최근에는 단순화된 퍼지 추론방법을 이용하여 위의 두 형태의 제어기를 합성한 퍼지 PID제어기를 구현하였다[11,12].

위와 같은 제어 형태는 비행제어법칙 설계에 쉽게 적용될 수 있다. 퍼지 PD제어 형태는 다양한 미사일의 자동종장치(autopilot) 설계에 적용되고 있으며[13,14], 퍼지로직 기반의 자동종장치 입력-출력 안정성 해석도 수행되었다[15]. 또한 일반적인 운송체(vehicle)의 횡방향 제어를 위한 퍼지 제어기가 제안되기도 하였다[16].

한편, PID 제어기의 파라미터를 실시간으로 결정하기 위하여 퍼지 룰과 추론을 사용하는 퍼지 기반의 PID 제어기의 게인 스케줄링 기법이 제안되었다[17,18]. 즉, 보다 효과적인 PID 게인 스케줄링을 위하여 인간의 전문적 기술/지식을 퍼지 규칙으로 구현하였다.

2) 혼합 퍼지 제어기

혼합 퍼지 제어기는 앞서의 퍼지 PID 제어기의 기본 기능 및 형태를 그대로 유지하면서 전단에 기존의 제어기(필터)를 설치하는 구조로서 그림 3과 같다. 오차 신호가 우선 기존 제어기에 입력되고, 기존 제어기는 그 신호를 필터링

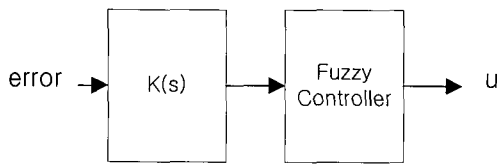


그림 3. 혼합 퍼지제어기.
Fig. 3. Mixed fuzzy controller.

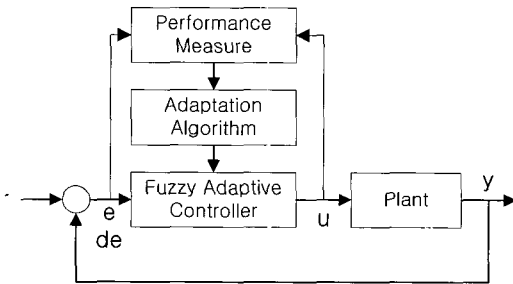


그림 4. 퍼지 적응제어기 1.
Fig. 4. Fuzzy adaptive controller 1.

후 그 신호를 퍼지 제어기에 입력하는 것이다. 이와 같이 오차 신호가 기존 제어기에 의해 적절히 정확되기 때문에, 퍼지시스템에서 오차 신호를 구분하기 위한 퍼지집합의 수가 줄어들게 되어 퍼지추론시 덜 복잡한 룰 베이스가 요구되는 장점을 갖고 있다.

3) 퍼지 적응제어기

퍼지 적응제어기는 앞서의 퍼지 PID 제어기와 구조가 유사하나, 그 제어 알고리즘이 환경의 변화에 따라 스스로 변화하는 기능을 한다. 흔히 자기조정(self organizing) 또는 학습제어라고도 하는데, 이는 과거의 제어 입력과 그 결과를 조절히 조합하여 작동이 결정되기 때문이다. 이 제어기의 특징은 미리 결정된 수준에 도달할 때까지 스스로 성능을 개선해 나가는데 있다. 퍼지 적응제어기는 두 가지 일을 동시에 수행한다. 즉, 적절한 제어입력을 출력하면서 환경을 관측하며, 이 제어입력으로 인한 결과를 이용하여 다음 결과를 향상시킨다. 퍼지 적응제어기는 시스템을 규명(identification)할 수 있으므로 환경을 몰라도 제어가 가능하며, 모델링이 훨씬 간단해진다. 따라서 이 제어기는 플랜트 파라미터 변화에 보다 강건한 성능을 보장한다[19]. 퍼지 적응제어기는 그림 4에서 보는 바와 같이 일반 퍼지제어기에 성능평가부 와 알고리즘 수정부가 추가되는 구조이다.

1998년 Lin 과 Wang[20]의 논문에서는 Bank-to-Turn 미사일제 대한 Autopilot 개발 사례를 소개하고 있으며, 1994년 Huang 등[21]은 X-29 전투기의 Autopilot 설계에 적응 퍼지 시스템을 적용하였다.

또 다른 퍼지 적응제어기중의 하나는 퍼지 모델추종제어기(fuzzy model-following controller) 이다. 이는 결정된 수준에 도달할 때까지 스스로 성능을 개선해 나가는 점에서 위의 자기조정 제어기와 유사하나 그 성능 수준을 특정한 기준(reference) 모델로 설정한다는 점이 다르다. 그림 5의 구조에서 보듯이 플랜트 출력과 기준 모델 출력과의 오차가 퍼지 제어기의 소속함수를 조정하는데 이용된다[22].

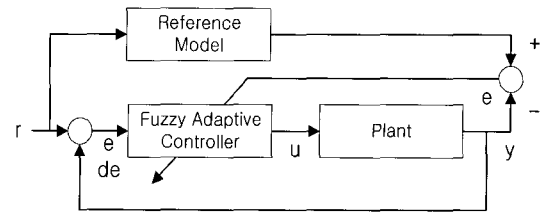


그림 5. 퍼지 적응제어기 2.
Fig. 5. Fuzzy adaptive controller 2.

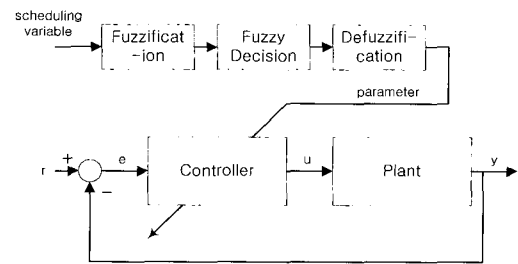


그림 6. 퍼지 게인 스케줄링.
Fig. 6. Fuzzy gain scheduling.

4) 퍼지 게인 스케줄링

기존의 고전적 게인 스케줄링의 문제점은 측정변수가 급격히 변할 때, 예기치 않는 운동을 일으키거나 심지어 안정성을 잃는 경우가 발생할 수 있다는 것이다. 또한 다수의 설계점에서 정확한 선형 시불변 모델을 추출하여야 하는데, 이것이 항상 가능한 일이 아닐 뿐만 아니라, 매우 많은 노력이 요구된다. 이러한 단점을 극복하기 위하여 제어기 파라미터를 결정하는데 퍼지 추론을 이용하는 퍼지 게인 스케줄링 기법이 제안되었다[23,24]. 여기에서는 선형 제어설계에 있어서 인간의 전문적 지식과 고전적 게인 스케줄링 방법이 퍼지 규칙으로 표현되고, 과도 영역(transition region)에서는 퍼지 추론을 이용하여 제어기 파라미터를 내삽(Interpolation) 하여 추출한다[25]. 그림 6은 퍼지 게인 스케줄링 구조를 보여준다.

한편 복잡한 비선형 시스템을 표현하기 위하여 그 비선형 모델을 여러 개의 구간별(piecewise) 선형 서브 모델로 분해하고 퍼지 물과 추론을 통하여 모델링하는 Takagi-Sugeno (TS) 퍼지 모델 기법이 제안되었다. 이러한 TS 퍼지 모델에 대하여 선형행렬부등식(linear matrix inequality) 방법을 통한 퍼지 게인 스케줄링 제어기를 얻는 연구가 많이 이루어졌다[26,27]. 또한 안정성과 강건성을 고려한 H ∞ 게인 스케줄링 기법도 제안되었다[28]. 이 분야의 항공기 적용 연구 사례는 다른 분야에 비해 매우 많은 편이다. 참고문헌 [29,30]에서는 위 퍼지 게인 스케줄링기법을 항공기 비행제어에 적용하였으며, 참고문헌[31]에서는 항공기의 Autopilot 설계를 위하여 강건한 퍼지 게인 스케줄링기법을 적용하였다. 한편 참고문헌[32]은 이 기법을 인공위성 자세제어에 적용하였다.

5) 기타

앞서 언급한 대표적인 퍼지제어 구조 이외에도 계층적 구조의 퍼지제어(hierarchical fuzzy control) 및 최적제어 등

여러 구조가 있으며 미사일의 유도 및 제어 시스템 설계에 적용된 사례가 많이 있다. 한편, 위에서 언급한 직접적인 비행체 제어(내부루프)의 적용 외에 조종사 임무를 보조 또는 자동화할 수 있는 진보된 기능의 외부루프에 적용한 사례도 많이 있다. 이런 종류의 임무에 퍼지 시스템을 적용하는 것은 퍼지 논리가 조종사의 비선형적인 지능을 근접하게 묘사할 수 있다는 점에서 적합하며, 따라서 그 활용의 증대가 예상된다. 예를 들면, F/A-18의 자동 착륙장치(FACLS)가 그 중의 하나이다[33,34]. 여기서는 선박위에 안전한 착륙을 위하여 3차원의 비행 궤적, 속도, 하강률, 자세를 제어하며, 조종사의 지능을 결합하기 위하여 기존의 제어기에 6개의 퍼지로직 룰을 합성하는 형태를 취하였다. 설계결과를 검증하기 위하여 터블런스, 센서 잡음, 시간 지연 요소등을 포함한 비선형 6 DOF 시뮬레이션을 수행하였으며, 기존의 자동착륙장치에 비하여 23%가량 향상된 성공률을 입증하였다. 또 다른 외부루프의 적용 예로서, 미 해군 E-6A 항공기의 위험도가 낮은 비행임무에 제한된 권한을 갖는 퍼지제어기를 들 수 있다[35]. 여기서는 조종사의 임무 중 단조로운 반복적인 일을 자동화 하는데 퍼지로직을 사용하고 있으며 성공적인 시뮬레이션 데모를 수행하여 가까운 시일에 비행시험이 예정되어 있다.

III. 신경회로망을 이용한 비행제어시스템

제어 대상 시스템의 불확실성(Uncertainties)을 감당하는 수단으로 온라인 학습능력 및 함수 표현 능력이 있는 신경회로망이 부각되어 왔다[36,37]. 신경회로망을 비행제어법칙 설계에 적용하려는 시도는 많은 참고문헌에 나타나 있다. Baron과 그의 동료는 다항식 형태의 신경회로망을 이용하여 결합 검출과 재형상 비행제어에 적용하였고[38], Linse와 Stingel은 공력계수를 추출하는데 신경회로망을 이용하였다[39]. 참고문헌[40]과 [41]에서는 신경회로망을 비선형 영역인 높은 받음각에서의 비행제어에 적용하였다. 그 외에 Werbos[42]와 Steinberg[43,44]는 비행제어 시스템 설계에서 신경회로망의 역할에 대해 요약 정리하였다.

최근에는 선형되먹임기법(Feedback Linearization)과 신경회로망을 조합한 비선형 적응제어기법이 개발되어 적용되고 있다. 이 기법은 제어게인 스케줄링이 필요 없으며, 모델링 오차, 매개변수 불확실성 및 구동기 결합 등의 불확실한 비선형 효과에 대해 실시간 적용이 가능하다는 것에 관심을 끌고 있다. 더불어 결합 내성(Fault Tolerance)을 갖는 재형상(Reconfiguration) 제어기 설계에 효과적이다. 따라서 이 기법의 적용은 제어기 설계에 드는 비용, 시간 및 인력을 줄이므로, 선형 제어기에 기반을 둔 이득 스케줄링을 대신할 좋은 대안으로 고려되고 있다.

본 장에서는 현재 적용연구가 성공적으로 진행되고 있는 미국 조지아 공대(Georgia Institute of Technology)의 Calise 교수팀이 제안한 “신경회로망 기반의 적응비행제어기법”에 대해 기술하고, 실제 비행체에 적용할 때 직면하는 문제점과 그 문제점을 해결하기 위해 새로이 제안된 기법과 그 응용에 대해 기술한다.

1. 신경회로망 기반의 적응제어기법 개요

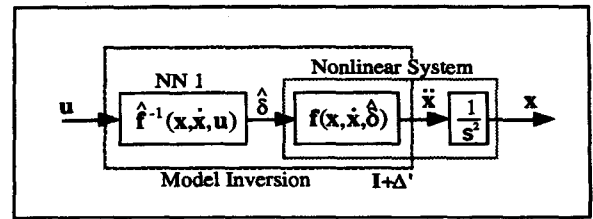


그림 7. 상태변수 선형되먹임기법의 모델 역변환.
Fig. 7. Model Inversion via state feedback linearization.

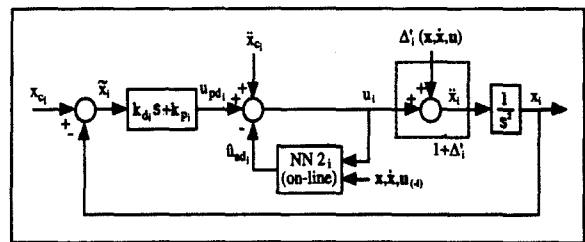


그림 8. 신경회로망을 이용한 비선형 적응제어 구조.
Fig. 8. Nonlinear adaptive control using neural network.

제안된 적응 제어기법[45]은 상태변수 되먹임을 통해 운동방정식을 선형화하는 선형되먹임기법에 기반을 두고, 선형되먹임기법의 역변환 오차(Bounded)를 보상하기 위해 신경회로망(Neural Networks)을 조합한 구조를 갖는다. 그림 7은 (1)의 형태를 갖는 비선형 시스템에 선형되먹임기법을 적용한 모델 역변환 개념을 나타내는 블록선도이다.

$$\ddot{x} = f(x, \dot{x}, \delta) \tag{1}$$

여기서, $x(t), \dot{x}(t) \in R^n$, $\delta(t) \in R^n$, 그리고 $f: R^n \times R^n \times R^n \rightarrow R^n$ 이다.

그림 7에서 보듯이 역변환, \hat{f}^{-1} 는 시스템의 수학적 모델을 기반으로 계산되므로 역변환 오차 및 모델 불확실성에 의한 오차가 필연적으로 수반되며, 이 오차가 제어루프의 안정성 및 성능에 치명적인 영향을 미칠 수 있다.

그림 8은 신경회로망을 이용한 비선형 적응제어기의 구조를 나타내는 것으로 역변환 오차(Δ_i')를 신경회로망이 상쇄시키는 구조를 가지고 있다.

위의 제어법칙을 구성하고 있는 기법 중 선형되먹임기법은 제어이득 스케줄링이 필요 없어 제어법칙 설계시 소요되는 시간과 비용을 절감시키고, 신경회로망의 온라인 적응은 모델링 오차, 매개변수 불확실성 및 구동기 결합 등의 불확실한 비선형 효과에 대해 실시간 적용을 가능하게 하여 비행체 모델링의 정확도를 높이기 위한 비용을 절감시키며, 작동기의 부분적인 결합 및 고장에 대한 내성(Tolerance)을 갖는 재형상 제어기 설계에 효과적이다. 반면에, 모델 역변환 시 작동기 동역학이 고려되지 않았기 때문에 실제로 작동기의 동적 반응이 느린 경우에는 전체 시스템의 안정성 및 성능이 저하될 수 있다. 또한, 이 제어법칙에 적용할 수 있는 신경회로망은 RBFN(Radial Basis Function Network)이

나 SPN (Sigma-Pi Network)과 같이 내부연결 가중치(Weight)가 선형적으로 나타나는 형태를 가져야 하는 제약조건이 있다.

2 이론의 확장 및 비행제어 응용

신경회로망을 이용한 적응제어기법은 현재 무인기 [4,48], 미사일[49-54] 및 유도폭탄(Guided Munition) [55], 토탈로터 항공기[56,57], 헬리콥터[58,59] 등의 비행제어에 적용하는 연구가 진행되고 있다. 특히, X-36 무인시험기는 HILS (hardware in the-loop simulation) 를 통한 조종사 평가 뿐 아니라 실제 비행시험을 통해 그 성능을 입증하였다 [4,60]. 그리고 상업용 여객기의 고장 결함 내성 및 제어기 재형상 제어시스템 개발에 적용하는 연구[61]가 진행되고 있다. 이론 및 시험을 통한 연구가 이 기법의 적용성을 넓히고, 향상시키며, 특히, 개발비용 및 비행안전에 대한 실제 유용성 확대에 연구의 초점을 맞추고 있다.

1) 전형적인 MNN(Multiperception Neural Network)의 적용 앞서 언급한 적응제어법칙에서는 역변환 오차를 상쇄시키기 위해 온라인으로 학습(적용)하는 신경회로망으로 신경회로망 가중치가 선형적으로 나타나는 극히 제한된 신경회로망만을 고려하였으나, 참고문헌[62]에서는 전형적인 신경회로망 형태 중의 하나인 다중 열의 은닉층(Hidden Layer)을 갖는 MNN을 채택하였다. 이는 다중 열의 은닉층을 갖는 MNN이 가중치가 선형적으로 나타나는 RBFN이나 SPN 보나 함수표현 (Universal Approximation) 능력이 우수하기 때문이다. 또한, 참고문헌[62]에서는 Block Triangular 형태의 비선형 시스템에 대한 모델 역변환 기법을 제안하였고, 은닉층을 갖는 MNN의 온라인 적용법칙을 리아프노프 안정성 이론을 적용하여 새로이 유도하였다. 이를 높은 받음각에서 기동하는 최신의 유도 미사일의 Outer-loop 및 Inner-loop 비행제어법칙에 적용하여 다중 열의 은닉층을 갖는 MNN를 이용한 적응제어기 명령추종 성능이 뛰어난 것을 보였다.

2) 출력변수 선형화(Feedback Linearization)으로의 확장

앞서 언급한 적응제어기법은 상태변수 피드백(State Feedback Linearization)을 통해 운동방정식을 선형화하는 선형화 기법에 기반을 두고 있으므로 상태변수 모두를 측정할 수 있어야 한다. 이를 극복하기 위한 방법으로 참고문헌 [63]에서는 출력변수 선형화(Output Feedback Linearization)을 통한 선형화 및 역변환 오차 상쇄를 위한 신경회로망 적응 알고리즘을 리아프노프 안정성 이론을 적용하여 직접 적응제어(Direct Adaptive Control) 형태로 유도하였다. 이 제어법칙에 대한 구조는 그림 9와 같다. 여기서 선형화를 위한 모델 역변환, $\hat{h}^{-1}(\cdot)$ 을 계산할 때 획득 가능한 출력변수만을 사용해야하는 제약으로 인해 모든 상태변수를 이용하는 경우보다 역변환 오차가 크게 될 수밖에 없으나, 이는 온라인 신경회로망으로 보완할 수 있다. 또한, 참고문헌 [64,65]에서는 관측기(Observer)를 설계하여 상태변수의 예측치를 이용한 간접적응제어(Indirect Adaptive Control) 기법을 도입한 신경회로망 적응 알고리즘을 유도하였고, 이를 통해 관측기 오차에 민감한 적응제어기법을 보완하였다.

3) Pseudo-Control Hedging 기법

일반적으로 적응 제어기법을 실제로 적용할 때 부딪치는

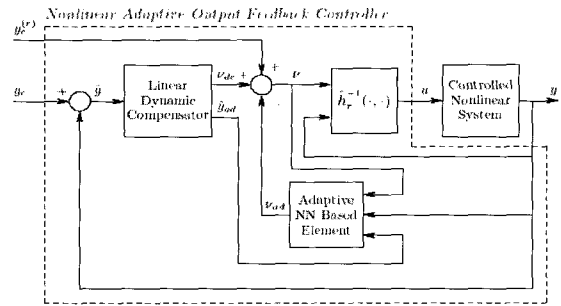


그림 9. 출력변수 선형화(Feedback Linearization)를 이용한 신경회로망 적응제어기.

Fig. 9. Neural network adaptive control using output feedback linearization.

제약 조건에는 작동기 역학에 의한 반응지연, 작동기 포화(Saturation), 제어 루프의 시간지연 등이 있다. 특히, 적응제어 알고리즘 안에서 작동기 포화(작동기의 변위 혹은 속도 제한치)는 고전적인 PID제어기의 적분기 Windup과 같은 현상을 유발시켜 치명적인 문제를 발생할 수 있다. 작동기 포화를 피하는 방법으로는 제어명령이나 피드백 신호를 조절하여 작동기가 포화되지 않도록 하는 방법[66,67]과 작동기 포화상태에서 적응 알고리즘을 멈추던가 적응속도를 감소는 임기응변적인 방법이 사용되어 왔다. 이 방법은 구동기 포화가 일시적이거나 기간이 길지 않은 비행상태에서는 효과가 있으나, 장시간의 구동기 포화 상태에서는 성능을 보장할 수 없다. 즉, 작동기 포화상태에서도 적응 알고리즘이 계속적으로 수행되어 것이 중요하다. 이를 위한 방법으로 참고문헌[68]에서는 고전제어에서 사용하고 있는 Anti-Windup Bumpless Theory[69]와 유사한 방법으로, 적응제어법칙에 사용되는 트래킹 오차 신호로부터 작동기 포화의 비선형 효과로 인해 나타나는 오차분을 감하고 난 후, 신경회로망의 적응 알고리즘을 수행하는 Pseudo-Control Hedging 방법이 그림 10과 같이 제안되었다[70]. 이 방식은 Model Reference Adaptive Control(MRAC)을 기반으로 구성되어 있으며, 기준 모델의 출력 신호를 조절하여 오차신호를 변경함으로써 작동기 포화상태에서도 지속적으로 적응 알고리즘을 수행할 수 있게 한다. 추가적으로 Pseudo-Control Hedging 방법은 작동기의 동역학관련 응답지연과 제어루프의 시간지연에 대해서도 적응제어기의 성능을 보장하며, 로켓과 공력 조종면 혼합 제어에서 자세제어용 로켓추진에 의한 Bang-zero-bang 입력이 주어질 때도 적응제어기가 잘 작동하도록 한다. 또한, 참고문헌[70]에서는 Pseudo-Control Hedging 기법을 적용한 신경회로망 적응 알고리즘을 비행유도(Guidance) 로직으로 확장 적용하여 우주비행체인 X-33의 자율 유도제어법칙을 구성하였다. 그림 11의 적응비행제어시스템에서는 Inner-loop의 동역학 특성 및 신경회로망의 적응 프로세스가 Outer-loop 제어기에 미치는 영향을 제거하기 위해 PCH기법을 사용하고 있다.

4) 재형상제어(Reconfigurable Control) 분야 적용

급격히 변화하는 비행환경이나 고장이 발생할 때에도 항공기가 최적의 조건으로 정상 비행이 가능하도록 하는 비행

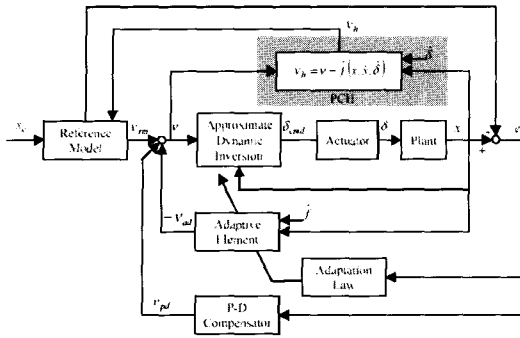


그림 10. Pseudo-Control Hedging 기법의 적용.
Fig. 10. Application of Pseudo-Control Hedging Method.

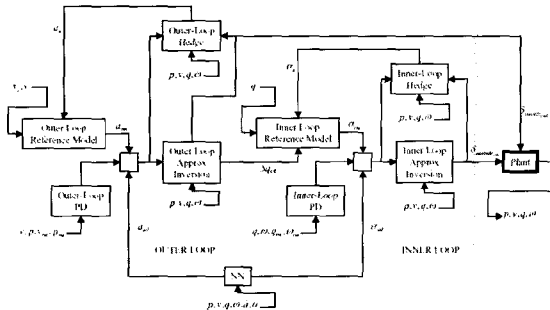


그림 11. Inner-loop 와 Outer-loop가 연계된 적응비행 제어계 구조.
Fig. 11. Adaptive flight control with inner loop and outer loop.

제어시스템에 관심이 집중되고 있다. 이를 위해 비행제어시스템에 시스템 식별기법을 통합 적용하거나, 강건제어 이론, 신경회로망 이론, 적응제어 이론 등 최신 제어이론을 이용하여 비행제어시스템을 개선하고자 하는 연구를 활발히 수행하고 있다. 미공군과 보잉사가 공동으로 연구한 RESTORE(Reconfigurable Flight Control System for Tailless Aircraft) 프로그램은 재형상이 가능한 비행제어 설계에 대한 새로운 접근 방법에 대한 연구를 수행하였으며, 그 하나의 후보로 신경회로망 기반의 적응제어법칙을 채택하여, 꼬리날개가 없는 무인 항공기 X-36에 적용하여 재형상(Reconfiguration) 및 자율적응(Self Adaptive) 능력의 실용 가능성 및 효용성을 평가하였다. 그 결과 이 적응 제어법칙이 여러 결함/고장 모드에서도 비행성이 유지되는 것을 실제 비행시험을 통해 입증하였다[47,48].

RESTORE 프로그램의 성공에 힘입어 보잉사에서는 RACE(Robust Adaptive Controller Experiment) 프로그램을 진행시키게 되었다. 이 프로그램은 보잉사에서 개발하고 있는 모든 비행체(항공기, 헬리콥터, 미사일, 유도폭탄 등)에 적용할 수 있는 강건한 적응제어법칙 개발을 위함이다. 그 일환으로 유도폭탄(Guided Bomb)의 비행제어시스템에 신경회로망 기반의 적응제어기법을 적용하고 있다. 신경회로망 기반의 적응제어기법을 적용한 자동비행조종 설계는 유도폭탄의 임무에 따라 발생할 수 있는 변화를 재설계하지 않고

수용할 수 있으며, 정확한 공기역학적 데이터베이스를 요구하지 않으므로 하나의 키트(Tail Kit)로서 급이 다른 여러 형태의 유도폭탄에 사용하는 것을 목표로 하고 있다.

그 외에 보잉사의 C-17을 이용하여 비행안전 향상을 위한 IDACS (Integrated Data Acquisition and Control Systems) 연구를 추진하고 있다. 이 프로그램에서는 항공기의 비행 안정성과 조종성 등 비행 안전과 관련된 예기치 않은 고장이거나, 결함 발생에도 비행의 안전을 보장하는 비행제어시스템 개발을 목표로 하고 있다. 진행 중인 방법 중에 하나는 장애나 결함 발생 시 작동하는 비상 백업 시스템이고, 다른 하나는 고장 상태를 온라인으로 검출하여 비행제어법칙을 온라인상에서 재설계하는 방법이다. 시스템 상태 추정으로부터 조종면을 최적으로 재배치하는 데 시간이 다소 걸린다는 단점이 있다. 한편, 신경회로망 기반의 적응제어기법은 제어법칙 재설계를 위한 시스템 추정이 불필요하며, 대신에 결함상태에 대응해 적용하는 기법으로 고장/결함 시에도 적절한 수준의 비행성을 유지할 수 있어 하나의 적용 후보로 채택되어 연구 중이다.

IV. 결론

지금까지 뉴로-퍼지제어기법에 대한 각각의 개요와 장점, 그리고 여러 문헌에 소개된 성공적인 적용 예를 소개하였다. 한편 뉴로-퍼지 제어기법이 매우 복잡한 비행제어 문제에 대하여 어느정도의 해결책은 줄수 있으나 만능의 기법은 아니며, 그에 따른 단점도 갖고 있기 마련이다. 뉴로-퍼지 제어기법의 장점으로는 제어기 설계과정에서는 입력과 출력 관계의 정량적인 데이터 없이도 복잡하고, 수학적으로 불충분한 비행동역학 모델에 대하여서 제어 메커니즘을 설계할 수 있는 새로운 설계 기법을 제공하는데 있다. 또한, 주요 외란과 공력 파라메타의 변화에 강건하여 비교적 넓은 비행영역에서 유효한 성능을 발휘할 수 있다. 반면에, 일반적으로 과도 운동 상태에서의 안정성, 성능 및 신뢰성을 입증할만한 체계적인 기법이 없다는 것이 주요 단점중의 하나이다.

해외의 많은 연구 및 적용사례를 통하여 보듯이 분명한 사실은 비행제어의 비선형성과 성능 강건성 측면에서 뉴로-퍼지로직 기반의 설계는 기존 제어기법을 대체 혹은 보완하는 새로운 설계 영역을 제공하는 훌륭한 제어기법 중의 하나라는 것이다. 따라서, 향후 국내의 비행제어시스템 개발 시 기존의 문제점을 해결하고 미래의 진보된 설계로 발전하려 할 때 뉴로-퍼지제어기가 적절한 도구로서 활용될 것으로 판단된다.

참고문헌

- [1] A. S. Locke, Guidance. D. Van Nostrand Co., Princeton, NJ, U.S.A., 1955.
- [2] C. F. Lin, Modern Navigation, Guidance, and Control Processing, Prentice Hall, Englewood Cliffs, NJ, U.S.A., 1991.
- [3] P. Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance, 2nd Ed AIAA, Inc., Washington D. C., U.S.A., 1994.
- [4] M. Steinberg, "An initial assessment of neural network

- and fuzzy logic technology for flight control systems," *Proc. American Control Conference*, pp. 173-177, 1994.
- [5] D. Graham, D. McRuer, "Restospective essay on nonlinearities in aircraft flight control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 14 no. 6, pp. 1089-1099, 1991.
- [6] C. L. Lin, H. W. Su, "Intelligent control theory in guidance and control system design: an overview," *Proc. Natl. Sci. Counc. ROC (A)*, vol. 24 no. 1, pp. 15-30, 2000.
- [7] E. H. Mamdani, and Assilian, S. An experiment in linguistic synthesis with a fuzzy logic controller. *Int. J. Man Machine Studies*, vol. 7 no. 1, 1-13, 1975.
- [8] C. C. Lee, Fuzzy logic in control systems: fuzzy logic controller part I. *IEEE Trans. Syst. Man and Cyb.*, vol. 20 no. 2, 404-418, 1990.
- [9] C. C. Lee, Fuzzy logic in control systems: fuzzy logic controller part II. *IEEE Trans. Syst. Man and Cyb.*, vol. 20 no. 2, 419-435, 1990.
- [10] D. Driankov, H. Hellendoorn, and M. Reinfrank, *An Introduction to Fuzzy Control*, Springer, Berlin, Germany, 1993.
- [11] M. Mizumoto, "Realization of PID controllers by fuzzy control method," *IEEE Int. Conf. Fuzzy Syst.*, 1992.
- [12] Q. Z. Qiao, M. Mizumoto, "PID type fuzzy controller and parameters adaptive method," *Fuzzy Sets and Systems*, 78, pp. 23-25, 1996.
- [13] W. K. Schroeder, K. Liu, "An appropriate application of fuzzy logic: a missile autopilot for dual control implementation," *IEEE Int. Symp. Intell. Contr.*, 1994.
- [14] C. K. Lin, S. D. Wang, "A self-organizing fuzzy control approach for bank-to-turn missile," *Fuzzy Sets and Systems*, vol. 9 no. 6, pp. 281-306, 1998.
- [15] S. S. Farinewata, D. Pirovolou, G. J. Vachtsevanos, "An input-output stability analysis of a fuzzy controller for missile autopilot's yaw axis," *Proc. 3rd IEEE Conf. Fuzzy Syst.*, 1994.
- [16] T. Hessburg, "Fuzzy logic control for lateral vehicle guidance," *Proc. 2nd IEEE Conf. Contr. Appl.*, 1993.
- [17] Z. Y. Zhao, M. Tomizuka, S. Isaka, "Fuzzy gain-scheduleing of PID controllers," *IEEE Trans. Syst., Man, Cyb.*, 23(5), pp. 1392-1398, 1993.
- [18] C. Ling, T. F. Edgar, "A new fuzzy gain-scheduleing algorithm for process control," *Proc. American Control Conference*, 1992.
- [19] P. K. Dash, S. K. Panda, "Gain scheduling adaptive control strategies for HVDC systems using fuzzy logic," *Proc. Int. Conf. Power Electronics, Drives and Energy Systems*, 1997.
- [20] C. K. Lin, and S. D. Wang, "A self-organizing fuzzy control approach for bank-to-turn missiles," *Fuzzy Sets and Systems*, vol. 9 no. 6, pp. 281-306, 1998.
- [21] C. Huang, J. Tylock, S. Engel, J. Whitson, "Comparison of neural-network-based, fuzzy-logic-based and numerical nonlinear inverse flight controls," AIAA 94-3645, 1994.
- [22] W. A. Kwong, K. M. Passino, "Dynamically focused fuzzy learning control," *IEEE Trans. Syst., Man, Cyb.*, vol. 26 no. 1 pp. 53-74, 1996.
- [23] M. Sugeno, *Industrial Applications of Fuzzy Control*, Elsevier Sci. Pub., 1985.
- [24] T. M. Takagi, Sugeno, "Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control," *IEEE Trans. Syst., Man, Cyb.*, vol. 15 no. 1, pp. 116-132, 1985.
- [25] S. Tan, C. C. Hang, J. S. Chai, "Gain scheduling: from conventional to neuro-fuzzy," *Automatica*, vol. 33 no. 3, pp. 411-419, 1997.
- [26] D. Driankov, R. Palm, U. Rehfuess, "A takagi-sugeno fuzzy gain-scheduler." *Proc. 5th IEEE Int. Conf. Fuzzy Syst.*, 1996.
- [27] J. Zhao, V. Wertz, R. Gorez, "Fuzzy gain-scheduling controllers based on fuzzy models." *Proc. 5th IEEE Int. Conf. Fuzzy Syst.*, 1996.
- [28] C. D. Yang, T. M. Kuo, H. C. Tai, "H ∞ gain-scheduling using fuzzy rules," *Proc. 35th Conf. Dec. Contr.*, 1996.
- [29] P. G. Gonsalves, and G. L. Zacharias, "Fuzzy logic gain scheduling for flight control," *Proc. 3rd IEEE Conf. Fuzzy Syst.*, 1994.
- [30] J. W. Wang, Zhang, "A dynamic back propagation algorithm with application to gain-scheduled aircraft flight control system design," *Proc. Intell. Infor. Syst.*, 1997.
- [31] T. Y. Tanaka, Aizawa, "A robust gain scheduler interpolated into multiple models," *Proc. Intell. Infor. Syst.*, 1997.
- [32] W. Pedrycz, J. F. Peters, "Hierarchical fuzzy controllers: fuzzy gain scheduling." *IEEE Int. Conf. Syst., Man, Cyb.*, 1997.
- [33] M. Steinberg, "A fuzzy logic based F/A18 automatic carrier landing system," *Proc. Guidance, Navigation, and Control Conf. AIAA*, 1992.
- [34] M. Steinberg, "Development and simulation of an F/A18 fuzzy logic automatic carrier landing system," *Proc. IEEE Int. Conf. Fuzzy Systems*, 1993.
- [35] R. Borst, G. Greisz, A. Quynn, "Fuzzy logic control algorithm for suppressing E-6A long trailing wire antenna wind shear induced oscillations," *Proc. Guidance, Navigation, and Control Conf. AIAA*, 1993.
- [36] K. Hornik, M. Stinchcombe and H. White, "Multilayer feedforward networks are universal approximators," *Neural Networks*, vol. 2, ho. 5, pp. 359-366, 1989.
- [37] R. M. Sanner and J. E. Slotine, "Gaussian networks for direct adaptive control," *IEEE Transactions on Neural*

- Networks*, vol. 3, no. 6, pp. 837-863, 1992.
- [38] R. L. Baron *et al*, "Application of polynomial neural networks to FDIE and reconfigurable flight control," *Proceedings of the IEEE national Aerospace and Electronics Conference*, pp. 507-519, 1990.
- [39] D. J. Linse and R. F. Stengel, "Identification of aerodynamic coefficients using computational neural networks," *Proceedings of the AIAA Aerospace Design Conference*, Irvine, CA, 1992.
- [40] W. L. Baker and J. A. Farrell, "Learning augmented flight control for high performance aircraft," *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, pp. 347-358, 1991.
- [41] J. E. Steck and K. Rokhasz, "Use of neural networks in control of high alpha maneuvers," *30th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, 1992.
- [42] P. J. Werbos, "Neural networks and flight control: overview of capabilities and emerging application," *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, pp. 912-919, 1995.
- [43] M. Steinberg, "Potential role of neural networks and fuzzy logic in flight control design and development," *Proceedings of the AIAA Aerospace Design Conference*, Irvine, CA, 1992.
- [44] M. Steinberg, "An initial assessment of neural network and fuzzy logic technology for flight control systems," *Proceedings of the American Control Conference*, pp. 173-177, 1994.
- [45] B. S. Kim and A. J. Calise, "Nonlinear adaptive flight control using neural network," *AIAA Journal of Guidance, Navigation and Control*, vol. 20, no. 1, 1997.
- [46] J. V. R. Prasad, A. J. Calise, and J. E. Corban, and Y. Pei, Adaptive Nonlinear Controller Synthesis and Flight Test Evaluation on an Unmanned Helicopter, *1999 IEEE International conference on control Applications*, 1999.
- [47] J. S. Brinker and K. Wise, "Flight testing of a reconfigurable flight control law on the X-36 tailless fighter aircraft," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, AIAA-2000-3941, Denver, CO, Aug. 2000.
- [48] A. Calise, S. Lee, and M. Sharma, "Development of a reconfigurable flight control law for the X-36 tailless fighter aircraft," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, AIAA-2000-3941, Denver, CO, Aug. 2000.
- [49] M. B. McFarland and A. J. Calise, "Neural networks for stable adaptive control of air-to-air missile," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, Baltimore, MD, 1995, pp. 1280-1285.
- [50] M. B. McFarland and A. J. Calise, "Neural-adaptive nonlinear autopilot design for an anti-air missile," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, San Diego, CA, July 1996.
- [51] M. B. McFarland and A. J. Calise, "Robust adaptive control of uncertain nonlinear systems using neural networks," in *Proceedings of American Control Conference*, Albuquerque, NM, June 1997, pp. 1996-2000.
- [52] M. B. McFarland and A. J. Calise, "Multilayer neural networks and adaptive nonlinear control of agile anti-air missile," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, AIAA 97-3540, New Orleans, LA, 1997.
- [53] M. B. McFarland, "Augmentation of gain-scheduled missile autopilot using adaptive neural networks," in *Proceedings of American Control Conference*, A98-37182, 1998.
- [54] M. B. McFarland and A. J. Calise, "Adaptive nonlinear control of agile anti-air missiles using neural networks," *IEEE Transactions on Control System Technology*, vol. 8, no. 5, September 2000.
- [55] M. Sharma, A. J. Calise, and E. Corban, "Application of an adaptive autopilot design to a family of guided munitions," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, 2000.
- [56] A. J. Calise and R. T. Rysdyk, Adaptive Model Inversion Flight Control for Tiltrotor Aircraft, AIAA 97-3758, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 1997.
- [57] R. Rysdyk and A. J. Calise, "Adaptive model inversion flight control for tiltrotor aircraft," presented at American Helicopter Society 54th Annual Forum, Washington, DC, May 20-22, 1998.
- [58] J. Leitner, A. J. Calise, and J. V. R. Prasad, "Analysis of adaptive neural networks for helicopter flight controls," *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 20, no. 5, Sept.-Oct., 1997, pp. 972-979.
- [59] T. Jiang, J. V. R. Prasad, and A. J. Calise, "Adaptive fuzzy logic flight controller for rotorcraft," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, AIAA 96-35729, 1996.
- [60] J. Brinker and K. Wise, "Flight testing of a reconfigurable flight control law on the X-36 tailless fighter aircraft," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, 2000.
- [61] R. Rysdyk, B. Leonhardt, and A. J. Calise, "Development of an intelligent flight propulsion and control system; nonlinear adaptive control," in *Proceedings of AIAA Guidance Navigation Control Conference*, 2000.
- [62] M. B. McFarland and A. J. Calise, Multilayer Neural Networks and Adaptive Nonlinear Control of Agile Anti-Air Missiles, AIAA 97-3540, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 1997.

- [6.] A. J. Calise, N. Hovakimyan, and Moshe Idan, "Adaptive output feedback control of nonlinear systems using Neural Networks," submitted to Elsevier Preprint, March, 2001.
- [6.] N. Hovakimyan, R. Rysdyk, and A. J. Calise, "Dynamic neural networks for output feedback control," in *Conference on Decision and Control*, Arizona, December 1999.
- [6.] A. T. Kutay, R. A. J. Calise, and N. Hovakimyan, "Adaptive output feedback control with reduced sensitivity to sensor noise," in *American Control Conference*, Denver, CO, June 2003.
- [6.] H. Wang and J. Sun, "Modified model reference adaptive control with saturated inputs," in *Proceedings of the 31st Conference on Decision and Control*, IEEE, 1992.
- [67] A. Leonessa, W. Haddad, and T. Hayakawa, "Adaptive control for nonlinear uncertain systems with actuator amplitude and rate saturation constraints," in *Proceedings of American Control Conference*, 2001.
- [68] E. N. Johnson and A. J. Calise, Neural Network Adaptive Control of Systems with Input Saturation, *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Montreal, Canada, 2001.
- [69] R. Hanus, M. Kinnaert, and J. L. Henrotte, "Conditioning technique, a general anti-windup and bumpless transfer method," *Automatica*, vol. 23, no. 6, 1987.
- [70] E. N. Johnson, A. J. Calise, and J. E. Corban, "Adaptive guidance and control for autonomous launch vehicles," in *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, April 2001.



홍성경

1987년 연세대 기계공학과 졸업. 동대학원 석사(1989), Texas A&M Univ. 기계공학 박사(1998). 1989년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 현재 세종대학교 기계항공우주공학부 조교수. 관심분야는 무인항공기 유도제어, 지능제어, 메카트로닉스 및 센서응용.

제어, 메카트로닉스 및 센서응용.



김병수

1982년 서울대 항공공학과 졸업. 1984년 동대학원 석사. 1994년 Georgia Tech. 항공우주공학 박사. 1994년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 현재 경상대학교 기계항공공학부 조교수. 관심분야는 무인기 자율비행조종 및 신경회로망 적용 적응제어.

응제어.