

무인항공기 작동기 컨트롤러를 위한 퍼지 자동 이득 조정 PID 제어 연구

Research of Fuzzy Auto gain tuning control to apply actuator controller of Unmanned Aerial Vehicle

김태완*, 백진욱*, 이형철**

Tae-Wan Kim*, Jin-Wook Baek* and Hyeong-Cheol Lee**

요 약

무인항공기의 에일러론 및 플랩, 엘리베이터 등을 제어하기위한 작동기들은 구조적으로 Time variant한 비선형적인 특성을 가지고 있을 뿐 아니라, 비행 중에 풍향 및 풍량에 따라 모델링하기 힘든 외란이 발생할 경우가 많이 발생하기 때문에 우수한 제어성능을 보이는 제어기 설계에 많은 어려움이 있었다. 본 논문에서는 기존의 PID 제어기의 장점을 그대로 살리면서 실시간으로 변화하는 시스템에 adaptive하게 대응할 수 있고 Auto gain tuning을 이용하여 개발자의 시간과 노력을 현저히 줄일 수 있는 Fuzzy Auto gain tuning PID 제어 알고리즘을 비행체 Actuator 제어에 적용한 연구내용을 기술하였다.

Abstract

Designing actuator controllers of aircraft, which control aileron, flap, elevator and so on, is quite difficult, because they have time variant nonlinear mechanical structures and also have many kinds of disturbances which are not been able to model easily. This paper reports about the performance of Fuzzy Auto gain tuning Control algorithm applied unmaned aerial vehicle. Fuzzy Auto gain tuning PID control uses PID control and Fuzzy control, therefore It can be applied very easily and it also has advances of PID control. It can control a unmaned aerial vehicle actuators adaptively even though the designer does not have enough information of plant.

Key words : PID control, Fuzzy control, Auto-gain tuning, Unmaned Aerial Vehicle Control

I. 서 론

무인항공기를 개발에 있어 자동으로 비행체 동역학을 제어하는 기술은 무인항공기 개발에 있어 가장 핵심적인 기술의 하나로 무인항공기 제어 명령에 따라 비행체의 에일러론, 플랩, 엘리베이터 등의 조종

장치를 제어한다. 기존의 비행체들은 Actuator를 제어할 때, 유압을 이용하여 그 무게가 크고, 무인항공기의 디지털 비행 조종 컴퓨터와 호환성이 좋지 않았다. 하지만 현재에는 무인항공기 비행체의 규모가 점점 소형화되어감에 따라 각 부품들이 디지털화되어 각종 작동기 및 제어장치를 전기, 전자시스템으로 구

* LIG넥스원(LIG Nex1 co. Ltd.)

** 한양대학교 공과대학(Electrical Engineering, Hanyang University)

· 제1저자 (First Author) : 김태완

· 투고일자 : 2009년 11월 10일

· 심사(수정)일자 : 2009년 11월 13일 (수정일자 : 2009년 12월 22일)

· 게재일자 : 2009년 12월 30일

현하는 Fly by Wire기술이 적용되었다. 그러므로 무인항공기의 에일러론, 플랩, 엘리베이터 등의 조종 장치는 전기식 모터를 이용한 위치 및 속도 제어 성능이 첨단 무인항공기 개발의 매우 중요한 역할을 하게 되었다. 하지만 무인항공기 조종 장치는 매우 복잡한 구조로 설계되어있고, 그 기계적인 구조의 특성상 비선형 시스템의 요소를 많이 포함하고 있다.

제어기를 설계하기 위해서는 플랜트의 모델링 및 각 제어 파라미터를 분석하는 것이 우선이지만, 비선형 시스템을 모델링 하기는 매우 어려웠던더러 복잡한 구조물의 마찰력 및 Damping 등의 파라미터들은 시스템 상황에 따라 변화할 뿐 아니라 측정하기도 매우 힘들다. 무인항공기 작동기의 이러한 특성을 반영하여 본 논문에서는 Fuzzy Auto gain tuning PID 제어 알고리즘을 적용하여 플랜트에 충분한 정보가 없어도 최적의 제어성능을 낼 수 있도록 설계하였다. Fuzzy PID 제어와 Auto gain tuning PID 제어 이렇게 두 가지 제어기가 합쳐진 형태의 Fuzzy Auto gain tuning PID 제어기는 기존의 산업에서 가장 많이 쓰이고 있는 PID 제어 알고리즘을 기초로 하기 때문에 기존의 제어기에 쉽게 적용이 가능하며 PID Gain에 따라 에러 반영 비율을 조절하는 Membership Function을 적용하였기 때문에 비선형 시스템 및 외란이 심한 시스템에도 Adaptive하게 대응할 수 있도록 알고리즘을 적용하였다. 그리고 시스템의 상황에 맞추어 적절하게 PID Gain값을 Tuning함으로써 Fuzzy의 Member들이 양극화되는 현상을 방지하였다.

II. Fuzzy PID controller

산업현장에서 쓰이고 있는 제어기중 80%이상의 비중을 차지하고 있는 PID 제어기는 그 구조가 간단하면서도 제어성능이 뛰어나고 제어 이득 조정이 비교적 쉬워서 어느 시스템에도 쉽게 적용할 수 있다는 장점이 있다. 하지만 기존의 PID 제어는 PID 각각 제어기의 Gain값을 어떻게 정하느냐에 따라서 제어 성능에 크게 영향을 미친다. 그러므로 최적의 PID Gain 값을 구하기 위해서는 정확한 플랜트의 분석을 통하여 원하는 제어성능에 맞추어 Gain값을 계산해야 한

다. 하지만, 무인항공기 작동기에서는 기계적인 구조의 많은 부분을 분석하기 힘들고, PID는 선형제어기로서 비선형 특성을 가지는 플랜트에서는 제어성능을 보장할 수 없다는 단점을 가지고 있다. 그러므로 시변 하는 시스템과 큰 외란에도 좋은 제어 성능을 낼 수 있는 방법으로 Fuzzy 로직을 PID 제어기에 적용하였다.

무인항공기에 작동기 컨트롤러는 아래 그림 1과 같이 디지털 비행 제어 컴퓨터(Digital Flight Control Computer: DFCC)를 통해 전달받은 위치제어명령에 따라 DSP프로세서를 통해 제어 알고리즘을 계산하고 PWM의 Duty ratio를 통하여 모터를 제어할 수 있도록 설계되어있다. 모터의 위치 및 속도, 전류를 측정할 수 있도록 RVDT, Tacho Generator, Hall sensor 등의 아날로그 센서를 탑재하였다.

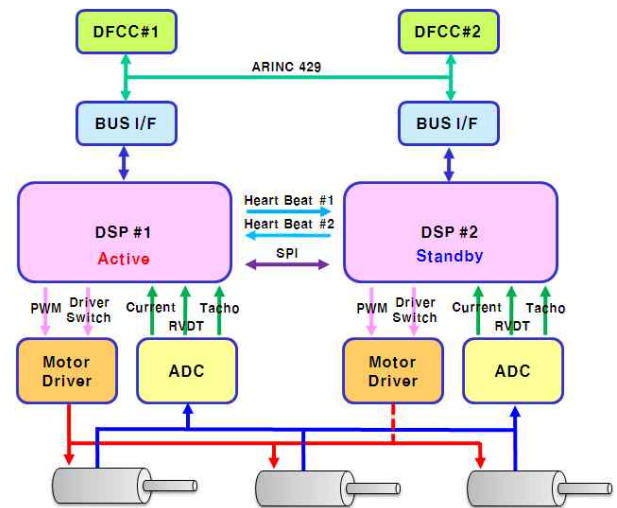


그림 1. 무인항공기 작동기 컨트롤러의 구성
Fig. 1. Unmanned Aerial Vehicle Actuator Controller Block Diagram

아날로그 Feedback 신호들은 Analog/Digital Converter(ADC)의 성능에 따라 거의 무제한의 분해능을 갖지만, 신호 자체에 노이즈를 성분을 많이 가지고 있어서 부정확한 위치정보를 Feedback 받아서 제어기 성능에 영향을 미친다. 특히나 모터의 저속제어에서는 ADC의 분해능 최소 측정 단위 이하에서 모터가 움직이고 있을 때, 노이즈 레벨과 신호 레벨을 구분하기 매우 어려우므로 RVDT를 이용하여 위치정보를 받는 동시에, 속도 정보는 RVDT 값을 미분

하여 사용하지 않고, Tacho Generator를 통하여 속도 정보를 받아 아날로그 센서 Feedback 신호의 노이즈를 보정하고 저속에서도 정확한 위치 및 속도 정보를 얻을 수 있도록 설계하였다. 그러므로 그 정보를 처리하는 제어가 역시 위치 및 속도 정보에 대하여 그림 2와 같이 각각의 제어기를 통하여 제어가 될 수 있도록 설계하였다. 일반적인 PID 제어는 식(1)과 같이 표현할 수 있다.

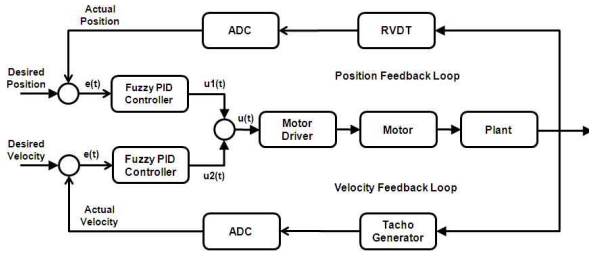


그림 2. 퍼지 PID 제어기 블록 다이어그램
그림 2. Fuzzy PID Controller Block Diagram

$$u(t)_{cmd} = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d e(t) \quad (1)$$

여기에서 $e(t) = r(t) - y(t)$ 로 속도 제어기와 위치 제어기에 각각 적용이 된다. 위 식을 Laplace 변환하면,

$$U(s)_{cmd} = K_p E(s) + K_i \frac{E(s)}{s} + K_d e(t) \quad (2)$$

위 식에서 s 는 식(3)과 같이 표현할 수 있으므로,

$$s = \frac{2}{T} \frac{1 - z^{-1}}{1 + z^{-1}} \quad (3)$$

위 식을 디지털 변환하기 위하여 Z-transform으로 변환 하면 식(4)과 같이 유도된다.

$$U(z)_{cmd} = K_p E(z) + K_i \frac{T}{2} \frac{1 + z^{-1}}{1 - z^{-1}} E(z) + K_d E(z) \quad (4)$$

여기서 양변에 $1 - z^{-1}$ 을 곱해주면, 식(5)와 같이

된다.

$$U(z)_{cmd}(1 - z^{-1}) = K_p E(z)(1 - z^{-1}) + K_i \frac{T}{2} (1 + z^{-1}) E(z) + K_d E(z)(1 - z^{-1}) \quad (5)$$

이 식을 Inverse Z-Tansform한 후, PID Gain에 대하여 다시 정리하면, 식(6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$u(nT)_{cmd} - u(nT - T)_{cmd} = K_p e(nT) - K_i \frac{T}{2} e(nT) + 2K_i \frac{T}{2} e(nT) - (K_p e(nT - T) - K_i \frac{T}{2} e(nT - T)) + K_d (e(nT) - e(nT - T)) \quad (6)$$

여기서 $n = 0, 1, 2, 3 \dots e(nT)$ 로 정의된다. PID의 각 Gain이 에러에 미치는 영향의 정도를 알기 위해 식(7), 식(8)과 같이 정의하면,

$$\widetilde{K}_p = K_p - \frac{TK_i}{2} \quad (7)$$

$$\widetilde{K}_i = K_i T \quad (8)$$

위의 정의 따라 식(6)을 다시 정리하면 식(9)와 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta u_{cmd} = \widetilde{K}_i (e(nT)) + \widetilde{K}_p (e(nT) - e(nT - T)) + \widetilde{K}_d (\dot{e}(nT) - \dot{e}(nT - T)) \quad (9)$$

그러므로 Fuzzy PID 제어기의 입력이 되는 $e(t)$ 는 식(10)과 같이 표현할 수 있다.

$$e_i = \widetilde{K}_i e(nT) \Delta u_{cmd} = e_i + e_p + e_d \quad (10)$$

$$e_p = \widetilde{K}_p (e(nT) - e(nT - T))$$

$$e_d = \widetilde{K}_d (\dot{e}(nT) - \dot{e}(nT - T))$$

$$\Delta u_{cmd} = e_i + e_p + e_d$$

식(10)에서 보는 바와 같이 Fuzzy 제어기로 들어가는 Δu_{cmd} 는 PID 제어기의 Gain이 weight된 입력 값으로 PID Gain 값이 Fuzzy 제어기 Member들에 미치는 영향의 정도를 결정하므로 기존 PID 제어의 장점을 반영하는 동시에 Fuzzy의 장점을 살려 플랜트의 모델링 및 분석 정보가 부족한 상태에서도 외란이 큰 비선형 시스템을 제어할 수 있다.

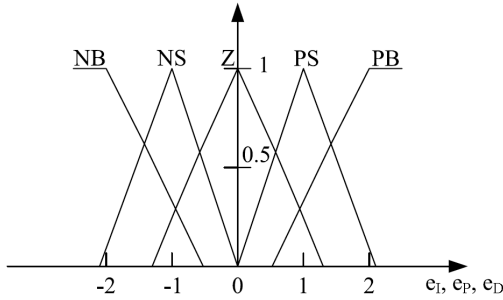


그림 3. 입력 멤버쉽 함수
 그림 3. Input Membership Function

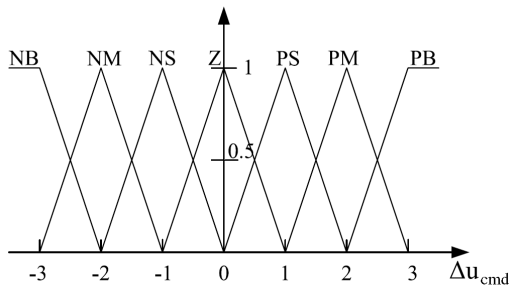


그림 4. 출력 멤버쉽 함수
 그림 4. Output Membership Function

무인항공기 작동기 컨트롤러의 경우에는 초기 Auto gain tuning을 통하여 얻은 PID Gain의 크기에 따라 제어기의 미치는 영향이 달라지므로 PID 제어기로부터 전달받은 에러에 대한 Membership function은 그림 3과 같이 정의하였다. Output Membership Function은 그림 4와 같이 정의하여 Fuzzy PID 제어기를 설계하였다.

III. Auto Gain Tuning PID controller

Fuzzy PID 제어기는 PID 제어기를 거쳐서 발생하

는 에러를 참조하여 동작하지만, Fuzzy 제어에 적용되는 K_p , K_i , K_d 의 값은 고정되어 변하지 않는다. 초기에 PID의 Gain값이 최적의 Gain값의 근방에 설정이 되었다면 Fuzzy 제어기에 의해 좋은 제어 성능이 나오겠지만, 극단적으로 잘못된 PID Gain값이 설정되어 있다면, Fuzzy 제어기의 Member들이 NB, PB의 극단적인 값들만 입력되므로 아무리 좋은 Membership Function을 설계하였다고 하더라도 좋은 제어 성능을 기대하기 힘들다. 게다가 무인항공기의 작동기들은 그 기계구조상 비선형적인 요소가 많이 존재하므로, PID의 Gain값이 고정되면 비선형적으로 변화하는 시스템에 효과적으로 대응하기가 힘들다.

그러므로 Fuzzy 제어기의 Member들이 극대화되지 않도록 초기 PID Gain값을 설정하는 것이 매우 중요하다. 무인항공기 작동기들은 모델링이 쉽지 않고 환경에 따라 변화하는 파라미터들이 많기 때문에 모델링이 되지 않은 상태에서 최적에 근접하는 PID Gain값을 얻어낼 수 있어야 한다.

Relay Feedback은 Feedback된 에러에 따라 Relay를 이용한 구형파를 입력하여 이에 대한 시스템 응답에 따라서 Gain 값을 설정하는 방법이다. Relay Feedback을 이용한 Auto Gain Tuning방법은 PID Gain을 Tuning하는 과정이 간단하고 구현이 쉬우며, 상대 안정성의 척도인 위상 여유를 고려하여 PID 제어기의 Gain값을 Tuning하기 때문에 시스템의 상대 안정성을 필요한 만큼 확보하고 견실성을 향상시킬 수 있다는 장점이 있다.

시스템에 전달되는 PID 제어기의 전달 함수를 식 (11)과 같이 정의할 때,

$$C(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (11)$$

K_p , T_i , T_d 의 값을 정의하기 위하여 그림 5와 같이 Feedback되는 에러가 양이면 +h, 음이면 -h로 입력을 발진시킨다.

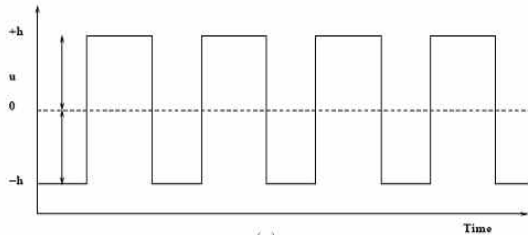


그림 5. 릴레이 입력 파형
 그림 5. Waveform of Relay Input

Relay 입력에 대한 시스템의 응답이 그림 6과 같이 나올 경우 한계 이득을 식(12)와 같이 정의할 수 있다.

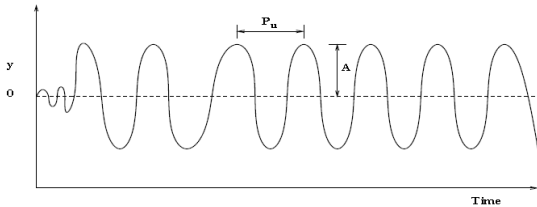


그림 5. 릴레이 입력 파형
 그림 6. Waveform of Relay Feedback response

$$K_{cu} = \frac{4h}{\pi A} \quad (12)$$

한계이득을 식(12)와 같이 정의하였을 때에, K.J Astron, T. Haggglud의 Auto PID gain tuning 방법을 사용하여 아래 표 1과 같이 설정하여 Auto Gain tuning 이 되도록 설계하였다.[1]

표 1. 릴레이 피드백 응답에 따른 자동이득 조정
 Table 1. Gain Tuning using Relay feedback response

	K_p	T_i	T_d
P	$0.5 K_{cu}$	0	0
PI	$0.45 K_{cu}$	$P_u/1.2$	0
PID	$0.6 K_{cu}$	$P_u/2$	$P_u/8$

초기 PID Gain값을 표 1과 같이 정의한 후에도 비선형 시스템을 제어하기 위하여 PID Gain값은 실시간으로 tuning이 되어야한다. Fuzzy PID 제어를 고려할 때, K_i 가 시스템 변화에 따른 에러에 가장 큰

영향을 주므로, 실시간으로 K_i 값을 Tuning하여 Fuzzy 제어기의 제어 성능을 보다 향상시킬 수 있도록 식(13)과 같이 설계하였다.[2]

$$K_i = K_{i_s} \left(1 + \frac{|e(t)|}{a} \right) \quad (13)$$

위 식에서 K_{i_s} 는 Relay Feedback을 이용하여 설정된 K_i 의 초기값이다. 시스템에 따라 a 값을 조절하여 에러에 대한 K_i 의 변화량을 조절할 수 있는데, 무인항공기 작동기 제어기의 경우에는 $a = 10$ 으로 설정하였다. Auto gain tuning이 포함된 전체 시스템은 그림 7과 같이 나타낼 수 있다.

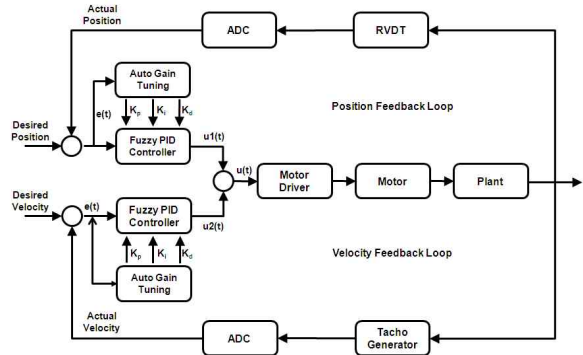


그림 7. 퍼지 자동이득 조정 PID 제어기 블록 다이어그램
 그림 7. Fuzzy Auto gain tuning PID controller Block Diagram

IV. Fuzzy Auto gain tuning PID controller 알고리즘의 제어성능 시뮬레이션 결과

무인항공기 작동기의 비선형 모델을 만들어 Fuzzy Auto gain tuning PID 제어 알고리즘을 Matlab과 Simulink를 이용하여 시뮬레이션으로 제어 성능을 측정 한 결과 그림 8과 같은 그래프로 나타낼 수 있다. 성능을 비교한 결과 Auto Gain tuning PID 제어기와 Fuzzy PID 제어를 병합한 Fuzzy Auto gain tuning PID 제어기가 다른 제어기에 비하여 Overshoot 및 응답속도 면에서 모두 우수한 성능을 보여주고 있다.

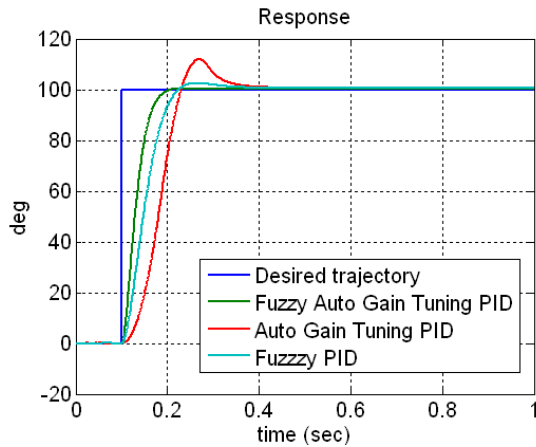


그림 8. 계단 입력에 대한 제어기의 성능 비교 결과
그림 8. The Result of Comparison Control Algorithms performance using step response

각 제어기의 성능을 비교하기 위한 대표적인 기준으로 Integral of the Absolute value of the Error(IAE)를 이용하여 제어기를 비교한 결과 Fuzzy Auto gain tuning PID 제어 알고리즘이 다른 알고리즘에 비하여 현저하게 에러율이 낮음을 알 수 있다.

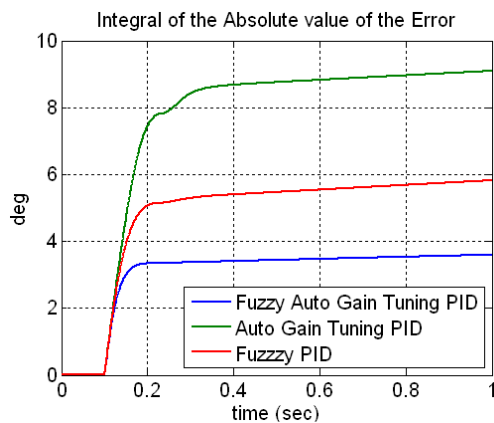


그림 9. IAE를 이용한 제어기의 성능 비교 결과
그림 9. The Result of Comparison Control Algorithms performance using step response

V. 결 론

Fuzzy Auto gain tuning PID 제어기는 무인항공기의 작동기 제어를 위하여 기존의 Fuzzy PID 제어기와 Auto gain tuning PID 제어기를 통합하고 개선하여 모델링 및 시스템 분석이 쉽지 않은 무인항공기의 작동

기에서도 쉽게 적용이 가능하다.

비선형 시스템에서 제어 성능이 우수한 Fuzzy PID 제어기를 무모델링 환경에서 PID값을 정해주기위해 Relay Feedback을 사용하고, 비선형적으로 변화하는 시스템에서도 Fuzzy 제어기의 Member 조합을 개선하기위하여 실시간으로 K_i 값을 변화시켜 PID Gain의 오차를 보정하여 위 시뮬레이션 결과에서 보여주시피 기존의 다른 제어기보다 우수한 제어성능을 보여주고 있다.

Fuzzy Auto gain tuning PID 제어기는 무인항공기의 작동기 컨트롤러 설계에서 뿐 아니라 다른 여러 분야의 산업현장에서도 쉽게 적용이 가능하다.

참 고 문 헌

- [1] C.C. Hang, "Relay Feedback auto-tuning of process controllers - tutorial review" *Journal of Process Control*, pp.143-162, Dec 2002.
- [2] Zhijun Sun, "Fuzzy auto-tuning PID control of multiple joint robot driven by ultrasonic motors", *Ultrasonics*, pp.302-312, vol. 46, April 2007.
- [3] James Carvajal, "Fuzzy PID controller: Design, performance, evaluation, and stability analysis", *Information Sciences*, pp.249-270, vol.123, October 1999.
- [4] Antonio Flores T., "Relay Feedback Auto Tuning of PID Controllers", October 2007



김 태 완 (金泰完)

2007년 2월 : 한양대학교 전자전기
컴퓨터공학부(공학사)

2009년 2월 : 한양대학교 전기공학
과(공학석사)

2009년 1월~현재 : (주)LIG넥스원

항공연구센터 연구원

관심분야 : Embedded Control System, Embedded RTOS,
Advanced PID Control Algorithms.

백진욱 (白秦旭)



2005년 8월 : 고려대학교 전자 및
정보공학부(공학사)

2007년 8월 : 고려대학교 전자정보
공학과(공학석사)

2009년 1월~현재 : (주)LIG넥스원
항공연구센터 주임연구원

관심분야 : Data Acquisition, System
Design, Actuator Control system Design, Electro
Magnetic Compatible System Design

이형철 (李炯哲)

1988년 2월 : 서울대학교 기계공학과(공학사)

1990년 2월 : 서울대학교 기계설계학과(공학석사)

1997년 5월 : University of California at Berkeley
Mechanical Engineering. (공학박사)



2004년 3월~현재 : 한양대학교 전
기제어생체공학부 부교수

관심분야 : In-vehicle Networking, 차
량 동역학, Fail Safe & Fault
Tolerant Control, Embedded Control
System, 차량용 센서와 Actuator,
Electric Machines & Batteries.