

추적이 가능한 쿼드로터 호버링 시스템 구현

Implementation of Quad-rotor Hovering Systems with Tracking

정 원 호 · 정 재 필*

가천대학교 전자공학과

Won-Ho Jung · Jae-Pil Chung

Department of Electronic Engineering, Gachon University, Gyeonggi-do 13120, Korea

[요 약]

쿼드로터는 일반 무인항공기와 달리 구조가 단순하고 그 활용 가치가 매우 높아 많은 사람들의 관심을 받고 있다. 하지만 드론에 대한 관심이 높아짐에 따라 항공 안전사고 또는 분실에 대비한 비행체의 안정성과 위치파악의 중요성이 대두되고 있다. 따라서 본 논문에서는 쿼드로터의 모델링을 수식적으로 유도하여 이를 선형화시켜 간단한 제어기로 모델을 안정화시키고 다양한 센서로부터 얻은 데이터를 필터를 거쳐 기울어진 정도를 파악하여 보다 안정한 호버링이 가능한 추적 시스템을 제안하였다. 개발된 추적시스템은 비행 중인 쿼드로터의 위치를 컴퓨터로 전송해 이를 경로로 나타내어 비행경로를 파악할 수 있고 비행속도, 고도 등의 다양한 정보를 동시에 확인할 수 있게 하였다. 그리고 실제 쿼드로터에 사용되는 센서는 외란과 진동에 의해 정확한 센서 값을 측정할 수 없기 때문에 칼만필터와 상보필터를 통한 센서 결합으로 이를 극복하여 쿼드로터 호버링의 안정성을 PID 제어를 통해 구현하였다. 이를 모의 실험을 통하여 쿼드로터의 속도, 위치, 고도 등의 다양한 정보를 실시간으로 확인하였다.

[Abstract]

Unlike general unmanned aerial vehicles, the quad-rotor is attracting the attention of many people because of simple structure and very useful value. However, as the interest in drones increases, the safety and location of vehicles are becoming more important provide against aviation safety accidents or lost accidents. Therefore, in this paper, we propose a tracking system that stabilizes the model with a simple controller by linearized modeling and grasp tilt angle data from various sensor through the filter. The developed tracking system transmits the position of the quad-rotor in flight to the computer and shows it through the route, so it can check the flight path and various information such as flight speed and altitude at the same time. Then the sensor used in the actual quad-rotor can not measure exact sensor data for disturbance and vibration. So we use sensor fusion of Kalman filter and Complementary filter to overcome this problem and the stability of the quad-rotor hovering is realized by PID control. Through simulation, various information such as the speed, position, and altitude of the quad-rotor were confirmed in real time.

Key word : Hovering systems, Unmanned aviation systems, Quad-rotor, Tracking.

<https://doi.org/10.12673/jant.2016.20.6.574>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 29 November 2016 Revised 2 December 2016
Accepted (Publication) 29 December 2016 (30 December 2016)

*Corresponding Author; Jae-Pil Chung

Tel: +82-31-750-5318

E-mail: jpchung@gachon.ac.kr

I. 서론

최근 무인항공기의 관심이 지속적으로 증가함에 따라 무인항공시스템인 드론(drone)에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 여러 종류의 무인항공기 중에서도 쿼드로터(quad-rotor)는 신속하게 다양한 임무를 수행할 수 있고 조종의 편리성과 안정성으로 인하여 학계와 산업계에서 많은 주목을 받고 있다. 실제로 무인항공기는 이미 군사용을 넘어 민간에서도 그 사용 용도가 다변화 되고 있는 추세이다[1].

이런 관심이 증가하는 상황이지만 무인항공기에 대한 사고 대처방안에 대해서는 미미한 수준이다. 따라서 쿼드로터의 안전한 운용을 위한 호버링 시스템이 필요한 실정이고 지상에서 비행체를 운용하고 있는 조종자는 기체의 정확한 위치를 파악하기가 어려워 사고를 유발할 수 있기 때문에 비행 정보 수집이 가능한 장치가 필요한 상황이다.

본 논문에서는 쿼드로터의 모델링을 수식적으로 유도하여 이를 선형화시켜 간단한 제어기로 모델을 안정화시키고 다양한 센서로부터 얻은 롤(roll), 피치(pitch) 데이터를 필터를 거쳐 기울어진 정도를 파악하여 보다 안전한 호버링이 가능토록 하는 시스템을 제안하고 개발하였다.

따라서 쿼드로터의 간단한 모델링 과정과 센서의 데이터 처리과정을 기술하고 MPU-6050센서를 이용하여 쿼드로터의 호버링 제어를 가능토록 한다. 그리고 위치 추적 장치를 활용하여 쿼드로터의 위치, 속도, 고도 등 다양한 비행정보를 실시간으로 수집할 수 있는 장치를 설계하고 이를 모의 실험을 통해 검증하고자 한다.

본 논문은 제 2장에 구현한 시스템의 구성을 나타내었고, 제 3장에 시스템 구현에 대한 내용을 설명하였다. 설계하고 구현한 시스템의 모의실험 결과 및 검토를 제 4장에 기술하고 제 5장에 결론과 향후 연구 방향을 제시하였다.

II. 시스템의 구성

구현한 쿼드로터는 크게 구동부, 센서부, 제어부 총 3가지 부분으로 나눌 수 있다. 그 중 센서부에서 측정된 데이터를 제어부로 전달하고 제어부는 이러한 데이터를 확인하고 목표치를 충족시키기 위한 명령을 구동부로 내리게 된다. 명령을 받은 구동부는 명령을 충족시키기 위한 동작을 진행하고 다시 새로운 변화에 대해 센서부가 감지를 한다. 그림 1은 위와 같은 과정을 도식적으로 나타내었다[2].

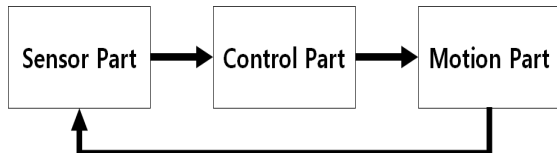


그림 1. 구현한 쿼드로터 시스템
Fig. 1. Implemented Quad-rotor systems.

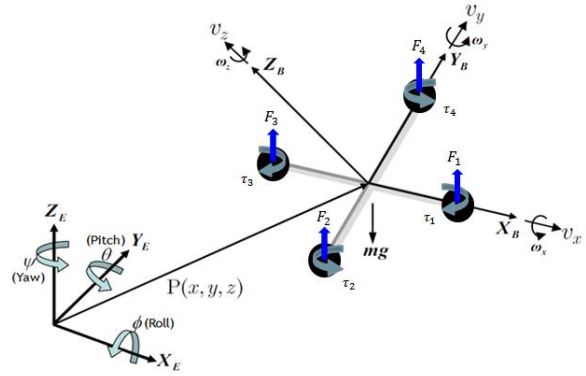


그림 2. 쿼드로터의 좌표계 모델
Fig. 2. Coordinates System Model of Quad-rotor.

III. 시스템 구현

3-1 쿼드로터 모델링

고전 역학 중 뉴턴의 운동법칙을 유일하게 성립하는 관성 좌표계 (inertia frame)는 우주에 고정되어 있는 좌표계이다. 그리고 항공기 기체에 고정된 좌표계인 기체 좌표계 (body fixed frame)는 각각의 관성모멘트가 일정하므로 모멘트 방정식을 기술하는데 편리하다. 하지만, 기체 좌표계는 비행체의 비행 특성을 해석하기 위해서 관성좌표계로 가정하여 운동방정식을 유도해야하므로 오일러 각을 통해 관성좌표계로 변환한다. 그림 2에서 관성좌표계에서 x축의 기울어진 정도를 φ, y축은 θ, z축은 ψ로 정의하고 다음과 같이 변수를 선언하였다[3].

시스템에서 사용된 관성 좌표계에서 표현되는 쿼드로터의 위치는 $p = [x \ y \ z]^T$, 오일러 각은 $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 로 표현된다. 또한 기체 좌표계에서 선속도는 $v = [v_x \ v_y \ v_z]^T$, 각속도는 $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 로 표현되므로 다음의 식(1)과 같이 나타내었다.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= Rv \\ \omega &= C\dot{\eta} \end{aligned} \quad (1)$$

식 (2)에서 R은 관성 좌표계에 대하여 기체 좌표계를 회전 변환하는 행렬로 다음과 같다.

$$R = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \quad (2)$$

여기서, R_x, R_y, R_z 는 각 축에 대한 회전 행렬이다. 식 (3)은 관성 좌표계의 오일러 각의 속도 성분과 기체 좌표계의 각속도 벡터간의 관계식이다.

$$\begin{bmatrix} \dot{w}_x \\ \dot{w}_y \\ \dot{w}_z \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = C \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

그리고 식 (4)는 식 (1)을 양변에 미분을 취한 결과이다.

$$\begin{aligned} \ddot{p} &= R\dot{v} + \dot{R}v \\ \ddot{\omega} &= C\dot{\eta} + \dot{C}\eta \end{aligned} \quad (4)$$

또 식 (5)는 식 (2)에서 각 축에 대해 미소 값($d\lambda$)이 주어졌을 때의 결과이다.

$$R(d\lambda) = R(d\lambda_x, d\lambda_y, d\lambda_z) = \begin{pmatrix} 1 & -d\lambda_z & d\lambda_y \\ d\lambda_z & 1 & -d\lambda_x \\ -d\lambda_y & d\lambda_x & 1 \end{pmatrix} \quad (5)$$

식 (5)에서부터 단위 시간으로 미분을 하면 식 (6)을 얻을 수 있다 [4].

$$\frac{dR}{dt} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} R \quad (6)$$

식 (6)을 활용하면 식 (7)의 결과를 도출할 수 있다.

$$\dot{R}v = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} Rv \approx 0 \quad (7)$$

따라서 식 (4)은 식 (8)처럼 간소화된다.

$$\begin{aligned} \ddot{p} &= R\dot{v} \\ \ddot{\omega} &= C\dot{\eta} + \dot{C}\eta \end{aligned} \quad (8)$$

식 (9)는 지표면에서 z축 방향으로 기체에 항상 중력이 가해 지므로 중력 가속도(g)를 보상하면 식(9)에 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z}-g \end{bmatrix} = R \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ v_z \end{pmatrix} \quad (9)$$

그리고 아래와 같은 조건 하에 식 (9)를 선형화시킬 수 있다.

- 조건 1 : ψ 는 0으로 고정함.
- 조건 2 : 고도를 일정하게 유지함.
- 조건 3 : 작은 각도 근사(Small-angle approximation)

$$\ddot{x} = -\theta g$$

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= 10\phi \\ \ddot{z} &= 0 \end{aligned} \quad (10)$$

따라서 식 (10)와 같이 쿼드로터를 간단한 식으로 모델링을 하였다 [5].

3-2 쿼드로터 센서부

센서부는 가속도 센서와 자이로 센서를 활용하여 쿼드로터가 기울어진 정도를 측정한다. 가속도 센서는 센서에 작용하는 중력가속도를 x, y, z축으로 3개의 방향으로 나누어 기울어진 정도를 파악한다. 하지만 센서의 특성상 움직임이 있으면 순간적인 측정값이 왜곡되는 단점이 있다. 자이로 센서는 x, y, z 축의 각속도 변화량을 측정하고 이를 토대로 각 축에 대한 각도를 측정한다. 하지만 누적오차가 발생하여 시간이 지남에 따라 센서의 Raw data값이 부정확해지는 현상이 일어난다.

따라서 위와 같은 단점을 극복하고 센서의 정확도를 높이기 위해 칼만 필터(kalman filter)와 상보 필터(complementary filter)를 사용하여 개선하였다.

$$z = 0.95 \cdot (z_p + Gyro_Data \cdot dt) + 0.05 \cdot (Acc_Data)$$

$$z_p = \text{이전각도}, z = \text{현재각도} \quad (11)$$

식 (11)는 기본적으로 상보 필터를 나타낸 것이다. 여기서 Gyro_Data는 자이로 센서로부터 얻은 각속도 값이고, Acc_Data는 가속도 센서로부터 얻은 각도 데이터이다. 식 (11)에서 나타난 0.95값과 0.05값은 센서 튜닝으로부터 얻은 상수 값이다 [6].

칼만 필터는 최소 제곱법을 이용하여 일정 시간 후의 위치를 예측할 수 있도록 하는 필터이며 예측(prediction)단계, 보정(update)단계로 2가지 구조로 이루어져 있다 [7]. 예측 단계에서는 이전 시간에 추정된 상태에 따라 입력이 들어왔을 경우 예상되는 상태를 계산하고 보정단계에서는 앞의 예측상태와 실제 측정 상태를 토대로 정확한 상태를 계산한다 [8].

또한, 그림 3의 과정처럼 센서의 주파수에 따른 응답 특성을 분석하여 저역통과필터와 고역통과필터도 추가하여 데이터 값을 보정하였다 [9].

그리고 그림 4와 같이 쿼드로터의 안정적인 비행을 위한 위치, 속도 및 다양한 정보를 위성 항법 장치 (GPS; global positioning system)을 통해 수집하고 이를 블루투스 모듈을 이용해 구글 지도와 OLED(organic light emitting diode)에 실시간 출력을 하였다 [10].

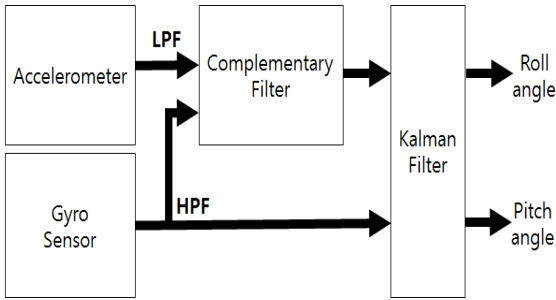


그림 3. 센서 데이터 보정 과정
Fig. 3. Sensor data calibration process.



그림 5. 구현된 쿼드콥터
Fig. 5. Implemented quad-rotor.

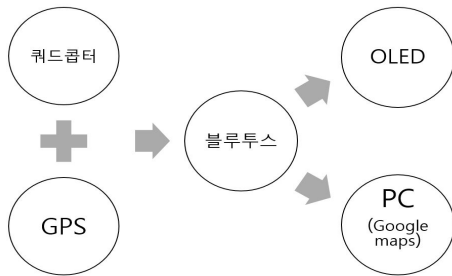


그림 4. 쿼드콥터 위치 수집 과정
Fig. 4. Quad-rotor location acquisition process.

3-3 제어부

식 (12)에서 유도한 식을 이용하여 각 축에 대한 방향을 결정하는 Plant 전달함수를 구하고 PD(proportional, derivative) 제어기를 사용하여 시스템을 안정화시켰다. 여기서 K_p 는 Proportional gain, K_D 는 Derivative gain이다 [11].

■ x축 방향 제어

$$\frac{X(s)}{\theta(s)} = \frac{9.8}{s^2} \quad (12)$$

$$C(s) = K_p + K_D s = 0.356 + 0.315s$$

■ y축 방향 제어

$$\frac{Y(s)}{\phi(s)} = \frac{10}{s^2} \quad (13)$$

$$C(s) = K_p + K_D s = 0.349 + 0.309s$$

IV. 모의 실험 및 결과

그림 5는 본 논문에서 분석한 내용을 토대로 제작한 쿼드콥터이다.

표 1에서 가속도 센서와 자이로 센서로 인한 오차가 필터로 인해 보상되어 적절한 호버링이 가능토록 한 것을 확인할 수 있다. 여기서 Comp는 상보 필터를 통과한 데이터이고,

Kal은 칼만 필터를 통과한 데이터이다. 그림 6은 표 1에 대한 데이터를 그래프로 나타낸 것으로 가로축은 데이터를 수집한 시간, 세로축은 센서의 각도 정보이다.

그림 7과 그림 8은 쿼드콥터의 비행 정보를 수집하기 위해 GPS 모듈을 활용하여 비행체의 위도, 경도, 날짜, 시간, 고도, 속도정보를 추출하고 이를 블루투스 통신을 거쳐 OLED와 구글 지도에 실시간 데이터 출력한 결과이다. 표 2에 그에 대한 raw data를 나타내었다.

표 1. 필터를 거친 각도(°) 데이터

Table 1. Filtered angle data.

Comp_axis X	Comp_axis Y	KaL_axis X	KaL_axis Y
179.26	157.9	181.4	159.27
179.26	157.91	181.37	159.33
179.24	157.94	181.37	159.3
179.23	157.93	181.42	159.36
179.26	157.96	181.4	159.33
179.28	157.97	181.43	159.26
179.3	157.94	181.38	159.36
179.29	157.99	181.37	159.32
179.29	157.96	181.3	159.31
179.24	157.96	181.28	159.27
179.23	157.94	181.22	159.21
179.2	157.89	181.2	159.2
179.19	157.9	181.28	159.21
179.23	157.88	181.25	159.21
179.21	157.88	181.25	159.14
179.21	157.87	181.28	159.15
179.24	157.85	181.26	159.16
179.25	157.86	181.31	163.24
179.22	157.84	181.33	165.25
179.23	157.81	181.29	164.84

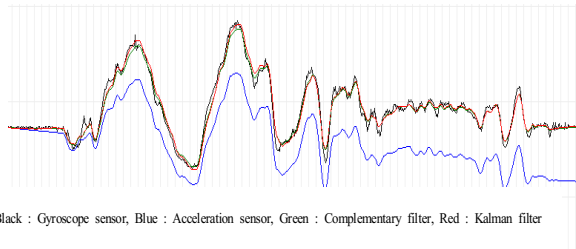


그림 6. 필터를 거친 데이터와 Raw data 비교
 Fig. 6. Comparing filtered data to raw data.



그림 7. 구글 지도에서의 쿼드로터 주행 경로
 Fig. 7. Quad-rotor driving routes in Google maps.



그림 8. OLED 출력 데이터
 Fig. 8. Result value of data in OLED.

Lat/Long: 37.44960	127.12931
Date: 10/5/2016	Time: 9:46:31.0
Course (degrees): 215.70	Speed(kmph): 5.61
Lat/Long: 37.44956	127.12930
Date: 10/5/2016	Time: 9:46:34.0
Course (degrees): 196.19	Speed(kmph): 7.26
Lat/Long: 37.44947	127.12929
Date: 10/5/2016	Time: 9:46:37.0
Course (degrees): 189.83	Speed(kmph): 6.67
Lat/Long: 37.44942	127.12928
Date: 10/5/2016	Time: 9:46:40.0
Course (degrees): 196.33	Speed(kmph): 7.04

그림 9. 위치 정보 raw data
 Fig. 9. Result value of raw data in location.

표 2. 위치 추적 장비로부터 얻은 데이터
 Table 2. Raw data from position tracking devices.

Latitude	Longitude	Speed [km/h]
37.44960	127.12931	5.61
37.44956	127.12930	7.26
37.44947	127.12929	6.67
37.44937	127.12928	7.04
37.44942	127.12792	5.02
37.44946	127.12793	5.74
37.45003	127.12794	4.87
37.45026	127.12796	5.20
37.45035	127.12807	5.43
37.45020	127.12853	5.11
37.45008	127.12890	5.28
37.44980	127.12911	5.02
37.44967	127.12907	4.17
37.44962	127.12905	4.78
37.44951	127.12906	3.83
37.44952	127.12928	4.44
37.44943	127.12945	6.63
37.44942	127.12968	1.11
37.44942	127.12971	1.01
37.44942	127.12973	0.56

V. 결 론

본 논문에서는 쿼드로터의 안정적인 비행을 위한 호버링 제어 시스템을 구축하기 위해 다양한 센서로부터 얻는 정보를 적절한 알고리즘에 의해 처리하는 과정을 소개하고 쿼드로터 호버링 제어 실험에 이용하였다. 또한 비행되고 있는 비행체의 정보를 실시간으로 수집하여 비행체의 경로, 고도, 속도 등 다양한 정보를 저장하여 안전한 비행을 위한 필수정보를 비행 중에도 알 수 있게 하는 방법을 제안하였다.

본 연구에서 쿼드로터의 안전비행을 위한 호버링 제어방식과 비행체의 위치 추적 및 다양한 정보를 실시간으로 수집하는 장치를 구현하고 이를 시뮬레이션으로 검증을 해보았다. 향후 연구에서는 다수의 쿼드로터가 자율비행 시 상호간의 통신을

이용하여 자동으로 주행 경로를 다르게 설정하는 시스템을 제안하고 외부 사이버 공격이나 물리적인 타격이 있을 시에도 비행에 지장이 없는 제어기에 대한 많은 연구가 진행되어야 할 것이다.

참고 문헌

- [1] S. J. Song, and B. O. Kil, "A study on the global UAV market," *Korea Association of Defense Industry Studies*, Vol. 22, No. 4, pp.49-76, Dec. 2015
- [2] W. H. Jung, and J. P. Chung, "Implementation of quadcopter control using Arduino module," in *The Korea Navigation Institute autumn conference*, Seoul: Korea, pp.191-192, Oct. 2015.
- [3] Korea Institute of Industrial Technology. Quadrotors unmanned aerial vehicle dynamic modeling [Internet]. Available: <http://blog.daum.net/pg365/64>.
- [4] F. Hamano, "Derivative of rotation matrix – direct matrix derivation of well-known formula," in *Proceedings of Green Energy and Systems Conference*, Los Angeles: CA, pp.10-11, Nov. 2013.
- [5] E. H. Sun, T. H. Luat, D. Y. Kim, and Y. T. Kim, "A study on image based automatic flight control of mini-drone," *Korean Institute of Intelligent Systems*, Vol. 25, No. 6, pp.536-541, Dec. 2015.
- [6] H. G. Min, J. H. Yoon, J. H. Kim, S. H. Kwon, and E. T. Jeung, "Design of complementary filter using least square method," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol.16, No. 12, pp.125-130, Dec. 2010.
- [7] S. P. Kim, *Essential Kalman Filter*, 1-st ed. Seoul, Korea: Ajin, 2010.
- [8] D. H. Yu, J. H. Seung, J. H. Park, D. J. Lee, and K.T. Chong, "Attitude control for quadcopter based on fusion using Kalman filter," in *The Institute of Electronics Engineers of Korea Summer Conference*, Jeju: Korea, pp.1162-1163, Dec. 2014.
- [9] A. V. Oppenheim, A. S. Willsky, and S.H. Nawab, *Signals and Systems*, 2th Ed. London, Pearson, 2013.
- [10] T. W. Yoo, High precision drone path control using real time location system based on UWB communication, Master's thesis, Hanyang University, Seoul, Korea, Dec. 2016.
- [11] F. Golnaraghi, and B. C. Kuo, *Automatic Control Systems*, 9th Ed. New York, NY: Wiley, 2009.



정 원 호 (Won-Ho Jung)

2013년 3월 ~ 2017년 2월 : 가천대학교 전자공학과 졸업 예정
 ※ 관심분야 : 강인제어, 군집제어, 쿼드콥터



정 재 필 (Jae-Pil Chung)

1985년 2월 : 단국대학교 전자공학과 (공학사),
 2000년 8월 : 한국항공대학교 대학원 통신정보공학과 (공학박사),
 1990년 12월~1992년 3월 : (주)케피코 기술연구소 연구원
 1994년 2월~현재 : 가천대학교 전자공학과 교수
 ※ 관심분야 : 무선통신, 통신신호처리, USN

1989년 8월 : 단국대학교 대학원 전자공학과 (공학석사)
 1989년 8월~1990년 12월 : (주)동양전자통신 중앙연구소 연구원