



3-자유도 헬리콥터 시스템의 입자군집최적화 기법을 이용한 시스템 식별

A Study on Identification using Particle Swarm Optimization for 3-DOF Helicopter System

이호운 · 김태우 · 김태형[†]
Ho-Woon Lee, Tae-Woo Kim, and Tae-Hyoung Kim[†]

중앙대학교 기계공학과
School of Mechanical Engineering, Chung-Ang University

요 약

본 연구는 Quanser사의 3-자유도 헬리콥터 시스템에 대한 종래의 선형 수리 모델을 개선한 수리 모델을 제안하고, 실험을 통해 제안된 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기의 제어 성능을 종래의 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기의 제어 성능과 비교함으로써 그 타당성을 검증한다. 이에 대한 연구 진행 과정은 다음과 같다. 첫째, 3-자유도 헬리콥터 시스템의 동특성을 분석하고, 종래의 선형 수리 모델을 구축한다. 둘째, 종래의 수리 모델의 구축을 위해 수행된 선형화 과정에서 제거된 비선형적 요소들을 파악한다. 그리고 이 제거된 비선형적 요소들에 대응하는 파라미터들을 추가하여 개선된 수리 모델을 구축한다. 이 때, 수리 모델을 구축하기 위해 메타 휴리스틱 전역 최적화 기법인 입자군집최적화 알고리즘을 이용한다. 마지막으로, 제안된 모델을 기반으로 제어기를 설계하고, 이를 종래의 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기의 제어 성능을 비교하여 제안된 수리 모델의 타당성을 검증한다.

키워드 : 3-자유도 헬리콥터 시스템, 시스템 식별, 입자군집최적화

Abstract

This study proposes the more improved mathematical model than conventional that for the 3-DOF Helicopter System in Quanser Inc., and checks the validity about the proposed model by performance comparison between the controller based on the conventional model and that based on the proposed model. Research process is next : First, analyze the dynamics for the 3-DOF helicopter system and establish the linear mathematical model. Second, check the eliminated nonlinear-elements in linearization process for establishing the linear mathematical model. And establish the improved mathematical model including the parameters corresponding to the eliminated nonlinear-elements. At that time, it is used for modeling that Particle Swarm Optimization algorithm the meta-heuristic global optimization method. Finally, design the controller based on the proposed model, and verify the validity of the proposed model by comparison about the experimental results between the designed controller and the controller based on the conventional model.

Key Words : 3-DOF Helicopter System, System Identification, Particle Swarm Optimization

Received: Feb. 9, 2015
Revised : Apr. 8, 2015
Accepted: Apr. 9, 2015
[†]Corresponding author(kimth@cau.ac.kr)

1. 서 론

헬리콥터 시스템에 적용할 수 있는 피드백 제어기의 설계 문제는 이와 관련된 연구기술들이 국 방-민간 부분을 망라하여 수많은 잠재적 응용 분야를 갖는다는 점과 맞물려 그 관심과 중요성이 커지고 있다. 이러한 배경에서 헬리콥터 시스템에 적용하기 위한 다양한 모델링 기법과 제어기 설계 방법들에 대한 연구가 현재까지도 활발히 수행되어 오고 있다. 하지만, 시스템이 나타내는 비선형적인 동특성, 그리고, 비행 시 동적 거동의 차원들 간 상호 의존성이 존재한다는 점 등이 관련 연구에 있어서 주요한 어려움으로 대두되고 있다. 이와 같은 시스템의 비선형적 특성을 고려한 수리 모델 구축에 관한 문제의 난해함을 피하기 위해, 시스템에 대한 수리 모델의 의존도가 비교적 낮은 퍼지논리 기반 제어에 관한 연구들이나[1,2], 혹은 헬리콥터 시스템의 비선형적 동특성을 선형화함으로써 수리 모델을 구축하는 방법론들이 주류를 이루었고, 이에 따라 제어기 설계 기법 또한 이 선형 수리 모델에 근거한 연구들이 많은 부분을 차지해 왔다[3]. 종래의 선형화 기법을 기반으로 구축된 시스템의 수리 모델은 실제 시스템의 동적 거동을 충분히 모사할 수 있을 만큼 정밀도가 높지 않았고, 이는 곧 이 선형 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기의 제어 성능 또한 만족스럽지 못하게 되는 요인이 되고 있다.

본 연구는 문화체육관광부 및 한국콘텐츠진흥원의 2014년도 문화기술연구개발지원사업의 연구 결과로 수행되었음.

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.

상기 문제점들을 해결하기 위하여 본 논문에서는 Quanser사의 3-자유도 헬리콥터 시스템을 대상으로, 종래에 수리 모델을 구축하기 위한 선형과 과정 중 무시된 비선형적 요소들에 대응하는 파라미터들이 부가적으로 고려되도록 함으로써 기존의 수리 모델을 개선한 구조를 갖는 선형 수리 모델을 제안한다. 이 때, 이 시스템의 식별을 수행하기 위하여 메타 휴리스틱 최적화 기법인 입자군집최적화 알고리즘을 사용한다. 그리고 제안된 수리 모델의 타당성을 검증하기 위해, 종래의 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기와 제안된 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기를 각각 적용한 실제 시스템으로 실험을 수행하고, 그 결과들을 서로 비교한다.

2. 3-자유도 헬리콥터 시스템의 특성 및 선형 수리 모델

2.1 Quanser 3-자유도 헬리콥터 시스템의 구성 및 특성

본 논문에서 동특성의 해석 및 선형 수리 모델 구축을 위해 사용한 시스템은 Quanser사의 3-자유도 헬리콥터이고, 이에 대한 모식도는 다음과 같다.[4]

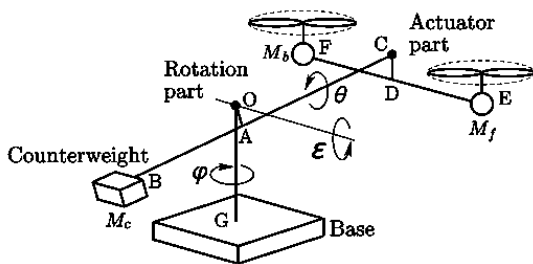


그림 1. 3-DOF 헬리콥터 시스템의 모식도
Fig. 1. Diagram for 3-DOF Helicopter System (Quanser Inc.)

이 시스템은 3-자유도를 갖는 헬리콥터의 비선형적 동특성을 모사한 실험 장비로써, 전방 및 후방 모터에 인가되는 전압과 이로 인해 발생하는 추력으로 인해 변화하는 시스템의 거동을 나타내는 3개의 각도를 각각 입력과 출력으로 하는 다중입력-다중출력(MIMO) 시스템이다. 이 시스템은 프로펠러를 각각 부착한 전방 DC 모터와 후방 DC 모터가 하나의 프레임에 부착되어 있는 구동부, 그리고 이 구동부 프레임을 지면에 수직인 중심축을 기준으로 긴 팔결이 부분의 끝단에 연결 및 구속시키는 회전부로 구성되어 있다. 이 때, 시스템의 거동은 헬리콥터의 지면으로부터의 높낮이의 정도를 나타내는 고도각 ϵ , 지면에 대하여 평행한 정도를 나타내는 평형각 θ , 그리고 지면과 수직을 이루는 중심축에 대한 회전 정도를 나타내는 요각 λ 에 대하여 자유도를 가지며, 이에 대한 각도의 크기는 옵티컬 엔코더에 의하여 측정된다.

상기 3-자유도 헬리콥터 시스템에 대한 운동 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{\epsilon} &= P_1 \cos \epsilon + P_2 \sin \epsilon + P_3 \dot{\epsilon} + P_4 \cos \theta (V_f + V_b) & (1) \\ \ddot{\theta} &= P_5 \cos \theta + P_6 \sin \theta + P_7 \dot{\theta} + P_8 (V_f - V_b) & (2) \\ \ddot{\lambda} &= P_9 \dot{\lambda} + P_{10} \sin \theta (V_f + V_b) & (3) \end{aligned}$$

윗 식들에 포함된 파라미터들은 다음과 같이 정의 된다.

$$\begin{aligned} P_1 &= [-(M_f + M_b)gL_a + M_g L_c] / J_\epsilon \\ P_2 &= -[(M_f + M_b)gL_a \tan \delta_a + M_g L_c \tan \delta_c] / J_\epsilon \\ P_3 &= -\eta_\epsilon / J_\epsilon \\ P_4 &= K_m L_a / J_\epsilon \\ P_5 &= -(M_f + M_b)gL_h / J_\theta \\ P_6 &= -(M_f + M_b)gL_a \tan \delta_h / J_\theta \\ P_7 &= -\eta_\theta / J_\theta \\ P_8 &= K_m L_h / J_\theta \\ P_9 &= -\eta_\lambda / J_\lambda \\ P_{10} &= -K_m L_a / J_\lambda \\ \delta_a &= \tan^{-1}((L_d + L_e) / L_a) \\ \delta_c &= \tan^{-1}(L_d / L_c) \\ \delta_h &= \tan^{-1}(L_e / L_h) \end{aligned}$$

전방 및 후방 모터에 인가되는 전압은 각각 V_f, V_b [V]이고, 전방 및 후방 모터에 의해 발생하는 추력은 각각 $F_f = K_m V_f, F_b = K_m V_b$ 로 가정하며, K_m 은 추력 상수이다. 헬리콥터의 전방 부분 및 후방 부분의 질량은 각각 M_f, M_b [kg], 평행추의 무게는 M_c [kg]이고, $J_\epsilon, J_\theta, J_\lambda$ 는 각각 고도각, 평형각, 요각에 대응하는 축에 대한 관성 모멘트이다. 그리고 $\eta_\epsilon, \eta_\theta, \eta_\lambda$ 는 각각 고도각, 평형각, 요각에 대응하는 축에 대한 점성마찰계수이고, L_d, L_c, L_a, L_e, L_h 는 각각 $OA, AB, AC, CD, DE = DF$ 의 길이이며, g 는 중력가속도이다.

2.2 선형 수리 모델

3-자유도 헬리콥터 시스템의 선형 수리 모델은 이 시스템에 대한 비선형 운동 방정식의 선형화를 통한 근사식을 이용하여 상태공간 방정식으로 나타낼 수 있으며, 이 과정은 다음과 같다.

먼저, 상기된 비선형 운동방정식 (1),(2) 와 (3)의 선형화를 통한 근사식은 다음과 같다[5].

$$\begin{aligned} \ddot{\epsilon} &\approx \frac{L_a K_f}{2m_f L_a^2 + m_c L_c^2} (V_f + V_b) & (4) \\ \ddot{\theta} &\approx \frac{K_f}{2m_f L_f} (V_f - V_b) & (5) \\ \ddot{\lambda} &\approx -\frac{(L_c m_c - 2L_a m_f)g}{m_c L_c^2 + 2m_f L_h^2 + 2m_f L_a^2} \theta & (6) \end{aligned}$$

다음으로, 이 근사식 (4), (5), (6)을 통해 구축된 헬리콥터 시스템의 상태공간방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) & (7) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) + w(t) & (8) \end{aligned}$$

이 때, 각 행렬들은 아래와 같이 정의된다[6,7].

본 논문에서 제안된 3-자유도 헬리콥터 시스템의 선형 수리모델에 관한 식 (14), (15)에 대하여,

$$A_{ident} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 \\ -0.8113 & 0 & 0 & 0.4891 & 0 & 0 \\ 0 & 2.0000 & 0 & 0 & -1.1965 & 0 \\ 0 & -0.6132 & 0 & 0 & 0 & -0.6956 \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$B_{ident} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.0586 & 0.0586 \\ 0.3889 & -0.3889 \\ -0.0036 & -0.0036 \end{bmatrix} \quad (17)$$

이며, 식 (16) A_{ident} 와 식 (17) B_{ident} 는 각각 입자군집최적화 알고리즘을 이용해 식별한 상태-공간방정식 상의 상태 행렬과 입력 행렬이다.

아래의 그림 2. 와 그림 3. 은, 제어 대상인 3-자유도 헬리콥터 시스템의 고도각 ϵ [rad]과 요각 λ [rad]에 대하여, 제안된 방법에 의해 식별된 이 시스템의 수리 모델의 시뮬레이션 결과를 실제 실험 결과와 각각 비교한 결과이다. 이 때, 검은 점선은 참조 입력, 푸른 실선은 실제 실험 결과이고, 붉은 실선은 본 논문에서 제안된 방식으로 식별된 시스템의 수리 모델에 의한 시뮬레이션 상의 출력 결과이다. 식별된 모델의 시뮬레이션 출력과 실제 시스템의 출력의 결과를 비교해 볼 때, 제어 대상으로 삼고 있는 고도각과 요각에 대한 결과의 차이가 크지 않음을 확인할 수 있다.

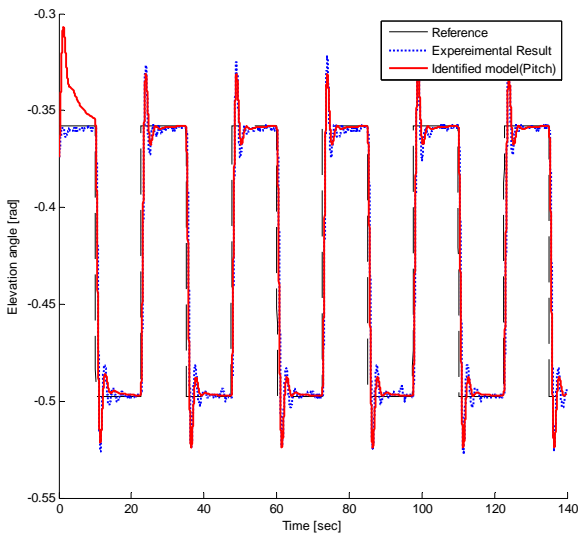


그림 2. 제안된 알고리즘을 통해 식별된 모델의 시뮬레이션 결과와 실제 시스템의 출력 결과 비교 - 고도각 ϵ

Fig. 2. Result comparison between the simulation output by proposed model and the experimental output by actual system - elevation ϵ

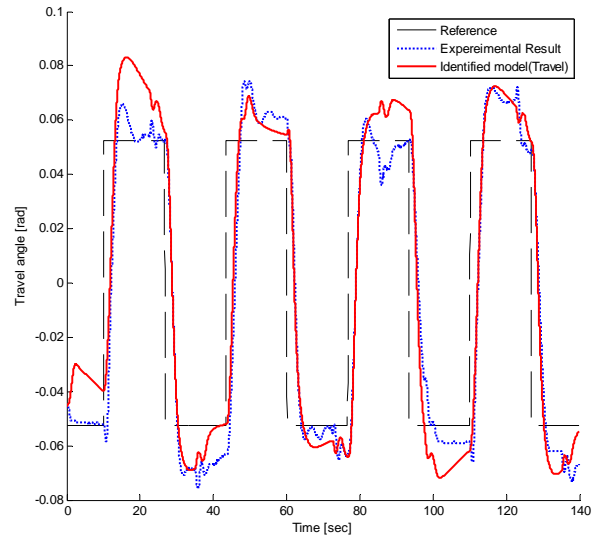


그림 3. 제안된 알고리즘을 통해 식별된 모델의 시뮬레이션 결과와 실제 시스템의 출력 결과 비교 - 요각 λ

Fig. 3. Result comparison between the simulation output by proposed model and the experimental output by actual system - travel λ

4. 실험 결과

4.1 제안된 수리 모델 기반 제어기 설계

3-자유도 헬리콥터 시스템은 고도각, 평형각, 요각에 대한 비례기(P)와 미분기(D)가 각각 한 개씩, 고도각과 요각에 대한 적분기(I)가 한 개씩 적용된 PID 제어기 두 개가 각각 전방 모터와 후방 모터의 제어를 위해 설계되어 있다. 이에 대한 각각의 제어이득은 다음과 같다.

$$K_f = \begin{bmatrix} 51.9211 \\ 16.1899 \\ -16.1293 \\ 24.6004 \\ 5.2787 \\ -21.2682 \\ 14.1421 \\ -1.4142 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$K_b = \begin{bmatrix} 51.9211 \\ -16.1899 \\ 16.1293 \\ 24.6004 \\ -5.2787 \\ 21.2682 \\ 14.1421 \\ 1.4142 \end{bmatrix} \quad (19)$$

이 때, 식 (18) K_f 와 식(19) K_b 는 각각 전방/후방 모터에 대한 고도각, 평형각 요각에 제어를 위한 비례기(P)와 미분기(D), 그리고 고도각과 요각의 제어를 위한 적분기(I)의 제어이득이다.

본 논문에서는, 종전의 3-자유도 헬리콥터 시스템의 제어를 위해 적용된 PID제어 방식을 그대로 차용하였다. 앞서 입자군집최적화 알고리즘을 이용한 시스템 식별을 통해 결정된 수리모델을

기반으로 헬리콥터 시스템에 대한 PID 제어를 설계하였다. 이때, 최적화를 위해 찾게 될 파라미터는 총 8개 이며, 최적화된 PID 제어기의 제어이득들은 다음과 같다.

$$K_{f,opt} = \begin{bmatrix} 52.4603 \\ 14.0000 \\ -14.7227 \\ 24.5482 \\ 5.0000 \\ -21.3301 \\ 14.2510 \\ -1.2063 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$K_{b,opt} = \begin{bmatrix} 52.4603 \\ -14.0000 \\ 14.7227 \\ 24.5482 \\ -5.0000 \\ -21.3301 \\ 14.2510 \\ 1.2063 \end{bmatrix} \quad (21)$$

단, 식(20) $K_{f,opt}$ 와 식(21) $K_{b,opt}$ 는 각각 입자군집최적화 알고리즘을 통해 최적화된 전방/후방 모터의 제어를 위한 제어이득이다.

4.2 실험 결과

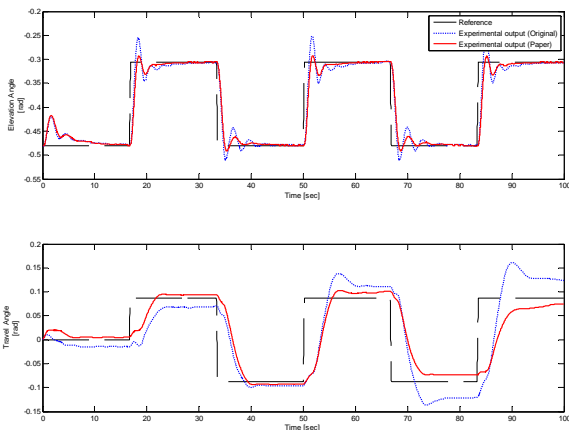


그림 4. 종래의 수리 모델 기반 PID 제어기와 제안된 수리 모델 기반 PID 제어기의 작동 성능 비교 결과 - 고도각 ϵ 과 요각 λ

Fig. 4. Result comparison between output by the PID controller based on proposed model and conventional model - elevation ϵ and travel λ

앞서 시스템 식별을 통해 구축된 선형 수리 모델의 타당성을 검증하기 위해, 제안된 수리 모델을 기반으로 한 제어를 설계하였고, 이를 실제 시스템에 적용한 후 실험을 수행하였다. 그림 4.는 각각 본 논문에서 제안된 수리모델을 기반으로 설계된 제어기와 기존의 선형 수리모델을 기반으로 설계된 제어기의 시간영역에서의 고도각과 요각에 대한 제어성능 실험 결과를 비교한 것이다. 이 때, 검은 점선은 참조 입력, 푸른 실선은 종전의 모델을 기반으로 설계된 제어를 적용한 시스템의 실험 결과이고, 붉은 실선은 본 논문에서 제안된 수리 모델을 기반으로 설계된 제어를 적용한 시스템의 실험 결과이다.

제안된 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기가 적용된 시스템의 실험 결과와 종전의 수리 모델을 기반으로 설계된 제어를 적용한 시스템의 실험 결과를 비교해 볼 때, 제어 대상인 고도각과 요각에 대하여, 전자의 결과가 후자의 그것보다 오버슈트의 크기가 줄어들고 추종하는 궤적에 보다 빠르게 수렴하는 것을 확인 할 수 있다. 이를 통해, 제안된 수리 모델이 종전의 수리 모델보다 높은 정밀도를 가짐이 검증되었다.

5. 결론

본 논문에서는, 동적 거동 차원 간의 상호의존성 및 비선형 동적 거동을 가지는 3-자유도 헬리콥터 시스템에 대하여 선형화를 통해 구축된 종래의 수리 모델의 정밀도가 낮은 문제점을 개선하기 위해, 이 시스템의 비선형적 요소에 대응하는 파라미터가 추가된 수리 모델을 제안하고, 이의 식별을 위해 메타 휴리스틱 전역 최적화 기법인 입자군집최적화 기법을 사용하였다. 그리고 제안된 수리 모델의 타당성을 검증하기 위해 종래의 선형 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기와 제안된 선형 수리 모델을 기반으로 설계된 제어기의 제어성능 결과를 실험적으로 비교하였고, 전자가 후자보다 오버슈트가 적고 정착 시간이 짧으며 보다 우수한 참조 입력 추종 능력을 보여주었다. 이는 제안된 모델이 종전의 수리 모델보다 정밀하며, 때문에 이 모델의 정밀도에 대한 타당성이 입증되었다.

References

- [1] Zonghua Jin, Yongjool Jang, Wonchang Lee, Geuntaek Kang, " Adaptive fuzzy control of helicopter ", *Korean Institute of Intelligent System*, Vol. 13, No. 5, pp. 564-570, 2003
- [2] Kim moon Hwan, Jin Bae Park, Ho Jae Lee, Young Hoon Joo, " A decentralized control technique for experimental nonlinear helicopter systems ", *Korean Institute of Intelligent System*, Vol. 12, No. 1, pp. 80-84, 2002
- [3] Doo-Hwan Park, Sang-Kyu Sung, Oh-Kel Lee, Jun-Tark Lee, " Attitude control of helicopter simulator system using a Hybrid GA-PID WAVENET controller ", *Korean Institute of Intelligent System*, Vol. 14, No. 1, pp. 168-171, 2004
- [4] Mitsusaki Ishitobi, Masatoshi Nishi, " Nonlinear Adaptive Model Following Control for a 3-DOF Model Helicopter ", *Mechatronic Systems, Simulation, Modeling and Control*, pp. 147-171, 2010
- [5] Koo T.J., Sastry S., " Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization ", *In proceedings of the 37th IEEE conference on decision and control*, pp. 3596-3601
- [6] Apkarian, J., *3D Helicopter Experiment Manual*, Quanser Consulting, Inc., 1998
- [7] Yujia Zhai, Mohamed Nounou, Hazem Nounou, Yasser Al-Hamidi, " Model predictive control of a 3-DOF Helicopter system using successive linearization ",

International Journal of Engineering, Science and Technology, Vol.2, No. 10, 2010, pp. 9-19

저 자 소 개



김태형 (Tae-Hyoung Kim)

1999년 : 중앙대학교 기계공학부 공학사
2001년 : 중앙대학교 기계공학과 공학석사
2006년 : Kyoto Univ., Ph.D. degree in Informatics

2008년~현재 : 중앙대학교 기계공학부 교수

관심분야 : Model Predictive Control, Cooperative Control, Robot Control, Particle Swarm Optimization, System Identification

Phone : +82-2-820-5748
E-mail : kimth@cau.ac.kr



이호운 (Ho-Woon Lee)

2014년 : 중앙대학교 기계공학부 공학사
2014년~현재 : 중앙대학교 대학원 기계공학과 석사과정

관심분야 : Unmanned Aerial Vehicle, Particle Swarm Optimization, System Identification

Phone : +82-2-820-5748
E-mail : howoonlee@cau.ac.kr



김태우 (Tae-woo Kim)

2002년 : 남서울대학교 공학사
2004년 : 성균관대학원 공학석사

2012년~현재 : (주)이산솔루션 연구기획 팀장

관심분야: Robot Management System, Simulation System, Robot Control System

Phone : +82-70-4369-4004
E-mail : stkimtw@isans.co.kr