거리 정보를 이용한 되먹임 선형화 기법 무인기 편대 비행제어

Multi-UAV Formation Based on Feedback Linearization Technique Using Range-Only Measurement

김 성 환, 유 창 경*, 박 춘 배
(Sunghwan Kim, Chang-Kyung Ryoo, and Choon-Bae Park)

Abstract : This paper addresses how to make a formation of multiple unmanned aerial vehicles (UAVs) using only the relative range information. Since the relative range can easily be measured by an on-board range sensor like the laser range finder, the proposed method does not require any expensive and heavy wireless communication system to share the navigation information of each vehicle. Based on the two-dimensional (2-D) nonlinear equations of motion, we propose a nonlinear formation controller using the typical input-output feedback linearization method. The performance of the proposed formation controller is verified by various numerical simulations.

Keywords : feedback linearization, formation guidance, UAV

I. 서론

편대 비행은 다수의 항공기가 동일한 목표를 향해 비행할 때 항공기 간의 충돌의 예방이나 항법상의 부담 경감, 정찰 범위 확대, 공격 및 방어 능력의 증대와 같은 많은 이점들을 가지고 있다[1]. 유인기의 이러한 편대 비행을 보다 쉽게 활용하기 위해, 이미 다양한 연구가 진행되어왔다[2-4].

최근 무인기의 활용 범위가 기본적인 정찰임무에서부터 공대공 및 공대지 공격 임무 등의 다양한 임무로 확대되고 있다. 무인기의 경우도 다수가 여러 임무를 동시에 수행하려면, 편대 비행이 요구된다. 그러나 기존에 유인기의 편대 비행 알고리즘은 무겁고 값비싼 무선 데이터 통신 시스템을 기반으로 하고 있어, 소형 무인기의 탑재 시스템으로는 이를 구현하기가 어렵다.

만약 무인기간의 각도나 거리를 독립적으로 측정이 가능하다면, 이러한 데이터를 이용해 다수의 무인기들을 자동으로 편대비행을 이루도록 할 수 있다. 이미 무인기 편대 비행에 있어, 기체간의 상대 각도 데이터만을 이용한 편대비행 자동화 알고리즘에 대한 연구가 수행된 바 있다[5]. 참고문헌[5]에서는 그림 1과 같이 호위기2(wingman2)의 위치 제어를 위하여, 선두기(leader)와 호위기1(wingman1)에 대한 상대 각도와 각속도만을 측정 데이터로 사용하였다.

본 논문에서는 무인기간의 상대 거리 측정치 만을 사용한 편대 비행 제어를 제안한다. 편대 비행의 제어 기법은 비선형 시스템을 되먹임 선형화 기법을 이용하여 선형화하고 비례미분 제어기법을 적용하였다. 호위기2와 선두기/호위기1 간의 상대 거리는 저가 거리 측정센서 중 하나인 레이저 거리계(laser range finder)를 이용하여 호위기2가 독립적으로 측정할 수 있다. 여기서, 편대 비행의 호위기2의 위치는 선두기/호위기1에 대한 상대 거리로 결정할 수 있으므로, 이러한 거리를 이용한 호위기2의 편대비행 목표점 추종 비행 제어도 가능하다.

참고문헌[5]와 같이 편대 비행에서 호위기2의 목표점을 각도 정보에 의존해 설정하면, 선두기와 호위기1의 상대 거리가 가까워지는 만큼 호위기2의 상대 위치도 근접하게 되어 충돌 가능성이 높아진다. 반면에 본 논문에서 제안하는 거리 측정치만을 이용하는 방법의 장점은, 호위기2는 항상 선두기와 호위기1에 대해 상대적으로 안전거리를 유지하기 때문에 선두기와 호위기1의 충돌이 발생해도 호위기2는 충돌하지 않는다는 것이다. 또한, 본 논문과 상대 각도를 이용하는 방법과의 차이는, 상대 거리 측정치만을 이용하는 방법의 경우

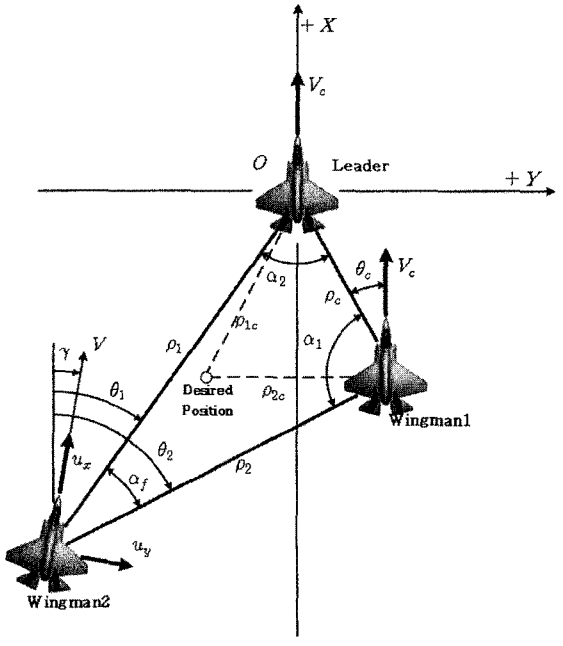


그림 1. 무인기 편대비행 구조.
Fig. 1. Multi-UAV formation geometry.

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.
김성환, 유창경, 박춘배 : 인하대학교 항공우주공학과
(body@kari.re.kr/ckryoo@inha.ac.kr/parkcb@inha.ac.kr)
※ 본 연구는 한국과학재단 특정기초연구(R01-2008-000-20103)의 지원하에 수행되었음.

에는 거리로부터 각도 정보를 변환하여 상대 각도를 유추해야 하는 상황이기 때문에 각도의 방향성을 알 수 없다는 것이다. 그래서 무인기 편대비행의 구조 그림 1가 참고문헌의 그림 2과 다르게 나타나고, 무인기가 유도되는 궤적의 형태가 ρ_{1c} 과 ρ_{2c} 에 대한 오차에 따라 나타난다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II 장에서는 호위기2의 목표점 제어 방법에 대한 문제를 정의하고, III 장에서는 편대비행의 비선형 운동방정식을 유도한다. IV 장에서는 입출력 되먹임 선형화 기법을 적용한 편대 비행 제어기를 소개하고, V 장에서는 앞서 제안한 제어기의 성능을 검증하기 위해, 다양한 초기위치에 따라 서로 다른 목표점들로 유도하는 문제에 대해 2차원 시뮬레이션을 수행하였다. VI 장에서는 결론을 맺고 추가 연구가 필요한 내용을 제시한다.

II. 문제 설정

편대 비행에 관한 비선형 운동 방정식의 유도에 앞서 다음 세 가지를 가정한다.

1) 선두기는 기동을 하지 않는 등속 수평비행을 한다.
2) 호위기1은 자신의 위치를 확고히 고수한다.
3) 호위기2의 초기위치는 ρ_c 연장선 아래 영역으로 제한한다.

1)과 2)는 호위기2이 편대 비행에서 자신의 위치를 파악하기 위한 기본적인 조건이다. 또한 본 논문에서 사용되는 제어기는 정확한 시스템의 모델링이 전제되어야 하기 때문에 이 조건이 필수적이다. 호위기2의 편대비행 제어에 있어 사용되는 데이터는 상대 거리 정보뿐이다. 평면상에 두 점에 대한 두 상대 거리를 이용해 목표위치를 구하면 두 개의 해를 갖는다. 그림 1을 보면, ρ_{1c} 와 ρ_{2c} 로 정의되는 목표위치는 ρ_c 선을 기준으로 대칭되는 위치에도 존재한다. 때문에 처음 문제를 설정하는 단계에서 이점을 제외시키기 위한 조건으로 3)의 가정이 요구된다. 이렇게 정의된 세가지 가정을 기반으로 호위기 3을 초기 위치로부터 목표점으로 유도하는 것이 본 논문의 문제이다.

III. 편대 비행 비선형 운동 방정식

먼저, 그림 1에 나타낸 기하학적 관계로부터 ρ_1 과 ρ_2 는 선두기와 호위기의 좌표평면상의 위치 값을 이용해 아래와 같이 계산될 수 있다.

$$\begin{aligned}\rho_1 &= \sqrt{(x_l - x)^2 + (y_l - y)^2} \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_w - x)^2 + (y_w - y)^2}\end{aligned} \tag{1}$$

이렇게 얻어진 거리 정보는 제어기에 제공될 센서 데이터를 모사하기 위한 것이다. 얻어진 거리 정보를 이용해 무인기 간의 편대비행을 이루는 각 정보 α_1, α_2 과 α_f 는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\alpha_1 = \cos^{-1}\left(\frac{{\rho_c}^2 + {\rho_2}^2 - {\rho_1}^2}{2\rho_c\rho_2}\right)$$

$$\alpha_2 = \cos^{-1}\left(\frac{{\rho_c}^2 + {\rho_1}^2 - {\rho_2}^2}{2\rho_c\rho_1}\right)$$

$$\alpha_f = \cos^{-1}\left(\frac{{\rho_1}^2 + {\rho_2}^2 - {\rho_c}^2}{2\rho_1\rho_2}\right) \tag{2}$$

그림 2는 선두기와 호위기2 간의 상대 운동 방정식을 정의하고자 극 좌표계를 나타내었다. 선두기도 기준 좌표계의 X 축을 따라 비행하므로, 극 좌표계를 이용한 선두기와 호위기의 상대 속도 방정식은 식 (3)과 같이 정의된다.

$$\vec{V} = \dot{r}\vec{e}_r + r\omega\vec{e}_\theta = \dot{\rho}\vec{e}_r + \rho(\dot{\theta} + \dot{\gamma})\vec{e}_\theta \tag{3}$$

식 (3)으로부터 무인기 간의 상대거리 변화율은 ρ_1 방향의 선두기와 호위기2의 속도변화의 합 $\dot{\rho}_1$ 과 ρ_2 방향의 호위기1과 호위기2의 속도변화의 합 $\dot{\rho}_2$ 으로 다음과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned}\dot{\rho}_1 &= V_c\cos\theta_1 - V\cos(\theta_1 - \gamma) \\ \dot{\rho}_2 &= V_c\cos\theta_2 - V\cos(\theta_2 - \gamma)\end{aligned} \tag{4}$$

또한, 무인기 간의 상대 비행 경로 각 변화율은 ρ 에 수직한 방향 성분들로 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned}\dot{\theta}_1 &= \frac{1}{\rho_1}\left[V\sin(\theta_1 - \gamma) - V_c\sin\theta_1\right] \\ \dot{\theta}_2 &= \frac{1}{\rho_2}\left[V\sin(\theta_2 - \gamma) - V_c\sin\theta_2\right]\end{aligned} \tag{5}$$

호위기2의 제어입력에 대해 다음과 같이 정의하였다.

$$\begin{aligned}\dot{V} &= u_x \\ \dot{\gamma} &= \frac{u_y}{V}\end{aligned} \tag{6}$$

u_x 는 기체의 x 축 방향 가속도 제어입력 성분을 의미하며, u_y 는 비행 경로 각 변화율을 생성하여 비행 경로 각을 바꾸기 위한 y 축 방향 제어입력이다.

식 (4)와 식 (6)을 정리하여 입력과 출력에 대한 비선형 운

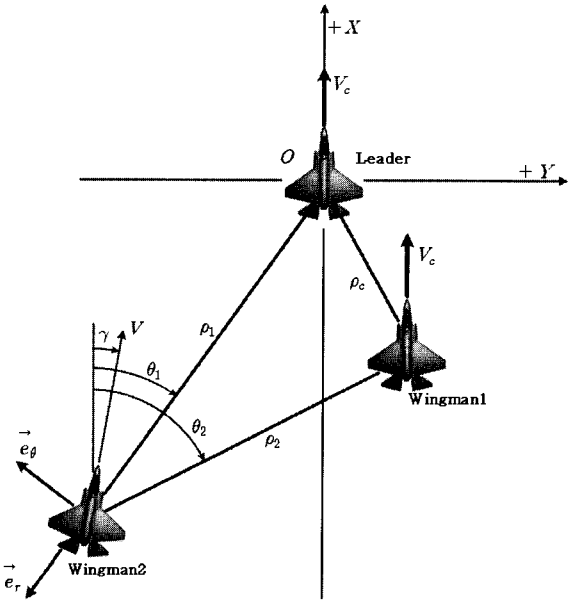


그림 2. 무인기 편대비행 극좌표계.
Fig. 2. Polar coordinates of multi-UAV formation.

동 방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix}\dot{\rho}_1\\ \dot{\rho}_2\\ \dot{V}\\ \dot{\gamma}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}V_c\cos\theta_1 - V\cos(\theta_1-\gamma)\\ V_c\cos\theta_2 - V\cos(\theta_2-\gamma)\\ u_x\\ \dfrac{u_y}{V}\end{bmatrix} \tag{7}$$

$$y=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&1&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\rho_1\\ \rho_2\\ V\\ \gamma\end{bmatrix} \tag{8}$$

IV. 시스템 선형화 및 제어기 설계

삼각 편대 비행 형태의 경우 호위기2의 목표점은 ρ_c 와 θ_c 를 이용해 X 축 대칭점인 ρ_{1c} 와 ρ_{2c} 를 구할 수 있다. 또한 직접 ρ_{1c} 와 ρ_{2c} 의 값을 정의해 호위기2의 목표점으로 이용할 수도 있다. 이제 무인기의 편대비행의 문제는 ρ_1 과 ρ_2 로 표현되는 선두기와 호위기1에 대한 호위기2의 상대거리와 ρ_{1c} 와 ρ_{2c} 의 차이를 영으로 보내는 것이 된다. 이제 앞서 유도된 비선형 운동방정식을 이용하여 호위기2를 목표점으로 유도하기 위한 제어입력 u_x 와 u_y 를 생성하는 입출력 선형화 기법의 제어기를 설계한다[6].

입출력 선형화 기법을 적용하기 위해서는 다음 두 가지 조건이 우선적으로 만족되어야 한다[7].

1) 모든 상태변수는 측정 가능
2) 정확한 시스템 모델링의 수행

앞장에서 유도한 비선형 시스템의 입출력 함수는 다음과 같이 단순한 구조로 재정의 할 수 있다.

$$\begin{aligned}\dot{x}&=f(x,u)\\ y&=h(x)\end{aligned} \tag{9}$$

비선형 시스템의 출력 $y(t)$ 는 제어 입력과 직접적인 연관이 없는 구조이다. 출력 $y(t)$ 와 입력 $u(t)$ 의 관계가 형성되도록 관계식을 유도해야 입출력 선형화 기법의 적용이 가능하다.

위 식의 출력에 대한 미분식 $\dot{y}(t)$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix}\dot{\rho}_1\\ \dot{\rho}_2\end{bmatrix}&=\begin{bmatrix}V_c\cos\theta_1 - V\cos(\theta_1-\gamma)\\ V_c\cos\theta_2 - V\cos(\theta_2-\gamma)\end{bmatrix}\\ &=\begin{bmatrix}V_c\cos(\alpha_2-\theta_c)-V\cos(\alpha_2-\theta_c-\gamma)\\ -V_c\cos(\alpha_1+\theta_c)+V\cos(\alpha_1+\theta_c+\gamma)\end{bmatrix}\end{aligned} \tag{10}$$

$$\because\ \begin{cases}\theta_1=\alpha_2-\theta_c\\ \theta_2=\pi-\theta_c-\alpha_1\end{cases} \tag{11}$$

$\dot{y}(t)$ 의 첫 번째 식을 한번 더 미분하면 다음과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned}\ddot{\rho}_1&=-V_c\dot{\theta}_1\sin\theta_1-\dot{V}\cos(\theta_1-\gamma)+V(\dot{\theta}_1-\dot{\gamma})\sin(\theta_1-\gamma)\\ \ddot{\rho}_2&=-V_c\dot{\theta}_2\sin\theta_2-\dot{V}\cos(\theta_2-\gamma)+V(\dot{\theta}_2-\dot{\gamma})\sin(\theta_2-\gamma)\end{aligned} \tag{12}$$

여기서 $\dot{\theta}_1$ 과 $\dot{\theta}_2$ 는 호위기2의 상대 비행 경로 각속도로 제어입력 u_y 에 의해 생성된다. 이제 $\dot{\theta}_1$, $\dot{\theta}_2$, $\dot{V}$ 과 $\dot{\gamma}$ 를 제어입력 u_x 와 u_y 로 전환하고 식(5)와 식(6)을 적용하면,

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix}\ddot{\rho}_1\\ \ddot{\rho}_2\end{bmatrix}&=\begin{bmatrix}\dfrac{1}{\rho_1}\left[V_c\sin\theta_1-V\sin(\theta_1-\gamma)\right]^2\\ \dfrac{1}{\rho_2}\left[V_c\sin\theta_2-V\sin(\theta_2-\gamma)\right]^2\end{bmatrix}\\ &\quad-\begin{bmatrix}\cos(\theta_1-\gamma)&\sin(\theta_1-\gamma)\\ \cos(\theta_2-\gamma)&\sin(\theta_2-\gamma)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u_x\\ u_y\end{bmatrix}\end{aligned} \tag{13}$$

위와 같이 제어입력과 출력의 관계를 정의할 수 있다. 이제 $y(t)$ 를 두 번 미분하여 $\ddot{y}$ 와 u 에 직접적인 관계식을 얻었다.

전개된 식 (13)에서, 입력과 출력의 비선형성을 제거하기 위해 새로운 입력 ν 를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned}\ddot{y}&=\nu\\ \nu&=\ddot{y}_d-k_1\dot{e}-k_2e\end{aligned} \tag{14}$$

여기서, y_d 는 원하는 출력 값을 의미하고 오차 e 는 다음과 같다.

$$e=y_d-y \tag{15}$$

오차에 대한 이득 값 k_1 과 k_2 는 양의 상수이고 폐회로 시스템의 오차는 다음과 같이 정의된다.

$$\ddot{e}-k_1\dot{e}-k_2e=0 \tag{16}$$

위의 선형 시스템은 점근적 안정성을 갖도록 만드는 k_1 와 k_2 가 항상 존재한다. 또한, 만일 초기치가 $e(0)=\dot{e}(0)=0$ 이면, $e(t)\equiv 0,\ \forall\, t\geq 0$ 를 만족한다. 반면에, $e(0)\neq 0$, 또는 $\dot{e}(0)\neq 0$ 의 경우에 $e(t)$ 는 점근적으로 0으로 수렴한다[8].

입력 대 출력의 관계식 (13)을 먼저 입력에 대해 재구성하고, 새로 정의된 입력 ν 를 이용해 식 (17)로 표현하였다.식 (17)에서 앞서 가정한 조건 **1)**을 확인하면, 사용된 α_1, α_2 는 식 (2)에 의해 모두 측정 가능한 ρ_1 과 ρ_2 로 표현 가능하다.

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix}u_x\\ u_y\end{bmatrix}&=-\begin{bmatrix}\cos(\theta_1-\gamma)&\sin(\theta_1-\gamma)\\ \cos(\theta_2-\gamma)&\sin(\theta_2-\gamma)\end{bmatrix}^{-1}\\ &\quad\begin{bmatrix}\nu_1-\dfrac{1}{\rho_1}\left[V_c\sin\theta_1-V\sin(\theta_1-\gamma)\right]^2\\ \nu_2-\dfrac{1}{\rho_2}\left[V_c\sin\theta_2-V\sin(\theta_2-\gamma)\right]^2\end{bmatrix}\\ &=-\begin{bmatrix}\cos(\alpha_2-\theta_c-\gamma)&\sin(\alpha_2-\theta_c-\gamma)\\ -\cos(\alpha_1+\theta_c+\gamma)&\sin(\alpha_1+\theta_c+\gamma)\end{bmatrix}^{-1}\\ &\quad\begin{bmatrix}\nu_1-\dfrac{1}{\rho_1}\left[V\sin(\alpha_2-\theta_c-\gamma)-V_c\sin(\alpha_2-\theta_c)\right]^2\\ \nu_2-\dfrac{1}{\rho_2}\left[V\sin(\alpha_1+\theta_c+\gamma)-V_c\sin(\alpha_1+\theta_c)\right]^2\end{bmatrix}\end{aligned} \tag{17}$$

$$-\begin{bmatrix}\cos(\theta_1-\gamma) & \sin(\theta_1-\gamma)\\ \cos(\theta_2-\gamma) & \sin(\theta_2-\gamma)\end{bmatrix}^{-1}= \frac{1}{\sin(\theta_1-\theta_2-2\gamma)}\begin{bmatrix}\sin(\theta_2-\gamma) & -\sin(\theta_1-\gamma)\\ -\cos(\theta_2-\gamma) & \cos(\theta_1-\gamma)\end{bmatrix} \quad (18)$$

위에서 구성된 제어입력 u 는 식 (18)의 역행렬을 포함한다. 이 역행렬이 해를 가지지 못하는 $\theta_1-\theta_2-2\gamma=0,\ \pi,\ 2\pi$ 인 특이점을 제외하고는 제안된 제어기는 정의될 수 있다.

다시 원래 문제로 돌아가 선형화된 되먹임 제어기 식(17)은 다음과 같이 간략히 쓸 수 있다.

$$\begin{bmatrix}u_x\\ u_y\end{bmatrix}=A^{-1}\begin{bmatrix}v_1-X_1\\ v_2-X_1\end{bmatrix} \quad (19)$$

그리고 식 (14)는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}v_1&=\ddot{\rho}_{1c}-K_1\dot{e}_1-K_2e_1\\ v_2&=\ddot{\rho}_{2c}-K_1\dot{e}_2-K_2e_2\end{aligned} \quad (20)$$

또한, 오차 e_1 과 e_2 는

$$\begin{aligned}e_1&=\rho_{1c}-\rho_1,\quad \dot{e}_1=\dot{\rho}_{1c}-\dot{\rho}_1\\ e_2&=\rho_{2c}-\rho_2,\quad \dot{e}_2=\dot{\rho}_{2c}-\dot{\rho}_2\end{aligned} \quad (21)$$

이렇게 다시 표현된다. 여기서, ρ_{1c} 과 ρ_{2c} 는 상수이므로, 미분 값 $\dot{\rho}_{1c}$ 과 $\dot{\rho}_{2c}$ 는 모두 0 이다. 또한, v_1 과 v_2 의 구성을 보면 e_1, e_2 와 $\dot{e}_1$, $\dot{e}_2$ 에 동일한 이득 값 k_1, k_2 을 사용하였다. 실제 반응은 ρ_1 과 ρ_2 의 오차를 줄이는데, 큰 오차에 큰 제어입력이 입력되도록 하여 두 값을 동일한 비율로 오차를 줄이면서 목표점으로 도달하도록 만들기 위한 것이다.

식에 물리적 의미를 부여하기 위해 이득 값 K_1 과 K_2 를 ω_n 과 ξ 로 다시 정의하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}K_1&=2\xi\omega_n\\ K_2&=\omega_n^2\end{aligned} \quad (22)$$

이렇게 제안된 제어기는 상대 위치를 파악하는데, 처음 논문의 문제 설정에 나타낸 것과 같이 상대 거리 데이터만을 이용한 위치 제어가 가능하다.

만일 선두기와(또는) 호위기1이 기동을 하면, V_c, ρ_c, 그리고 θ_c 은 더 이상 고정된 상수가 아니라 변화하게 된다. 이것은 원래의 모델에 오차가 발생하는 것으로 정의될 수 있으며, 시스템을 선형화하기 위해 모델을 포함하고 있는 제어기의 모델링 오차를 발생시킨다. 그래서, 이러한 문제를 풀기 위해서는 식 (21)의 제어기 구조를 시스템의 불확실성에 대한 오차를 포함하도록 변경해야 한다.

V. 수치 시뮬레이션 평가

본 논문은 제안된 편대비행 제어기의 안정성 검증을 위하여 다음 네 가지의 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하였다.

첫 번째 경우는 가장 기본적인 편대 비행 구성으로, 선두기와 호위기1이 완전한 등속 수평비행으로 편대 비행의 한 쪽 면을 유지하고, 호위기2가 초기 위치에서 목표점까지 비행하여 편대 비행을 완성하는 것이다.

두 번째 경우는 호위기2의 초기위치를 다양하게 설정해, 초기 위치에 따른 제어기의 안정성을 파악하고자 하였다. 이러한 첫 번째와 두 번째 시뮬레이션의 초기조건 설정은 참고문헌[5]의 그림 3과 7의 결과와 경향성이 비슷하다는 것을 보이기 위해 수행하였다.

세 번째는 여섯 대의 무인기가 초기 위치로부터 편대비행을 이루는 것으로 앞서의 시뮬레이션과는 달리 상대 각도 유도 알고리듬[5]과 비행궤적이 다르게 나타난다는 것을 보이고 있다. 이것은 앞서 언급한 바와 같이 거리 정보만을 가지고 유도를 하기 때문에 나타나는 결과이다.

네 번째는 선두기와 호위기1이 정현파 곡선의 궤적을 그리며 기동하는 동안 초기 위치로부터 호위기2가 편대비행을 이루는 경우이다. 이 경우 초기 60초 동안에만 선두기와 호위기1이 기동을 하고 이후 40초 동안에는 다시 등속 수평 비행으로 돌아가는 형태이다.

그림 3은 시뮬레이션에 사용되는 무인기의 선두기와 호위기의 번호를 다시 정의하여 나타내었다. 그림에 화살표로 표현된 선들은, 목표점으로 이동하기 위해 참고되는 무인기들의 연관관계를 나타내는 것으로, 제어 대상 무인기의 우측 화살표가 ρ_{1c}, 그리고 좌측이 ρ_{2c} 이다.

시뮬레이션 조건

1) 선두기와 호위기1의 상대 위치

$$V_c=100\text{m/s},\quad \rho_c=30\sqrt{2}\text{m},\quad \theta_c=45\text{deg}$$

2) 동적 제약조건

$$V_{\max}=150\text{m/s},\quad V_{\min}=80\text{m/s}$$
$$\left|\dot{V}\right|_{\max}=10\text{m/s}^2\quad \left|\dot{\gamma}\right|_{\max}=0.1\text{rad/s}^2$$

3) 제어이득

$$\xi=1,\quad \omega_n=0.5\,\text{rad/s}$$
$$(\text{or } K_1=1,\quad K_2=0.25)$$

제안된 제어 방법이 ρ_1 과 ρ_2 의 오차를 줄이는데 동일한 제어 이득 값을 사용하였기 때문에, 위치에 따라 둘 사이의 오차의 비율을 조정하기 위해 제어기는 V 의 값을 조정하게 된다. 동일한 제어기로 원거리에서도 목표점에 빠른 속도로

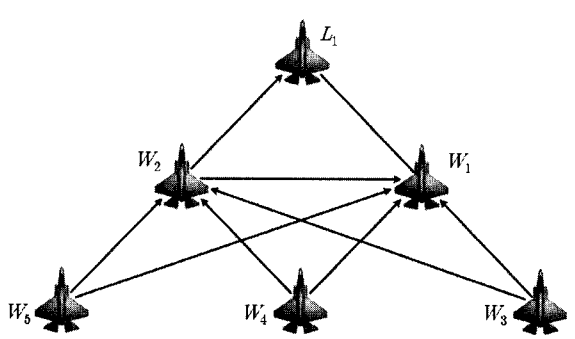


그림 3. 무인기 편대비행 구조.
Fig. 3. Multi-UAV formation geometry.

접근 시키기 위해서 e_1 과 e_2 가 ρ_{1c} 과 ρ_{2c} 의 세 배가 넘는 영역에서는 V 를 $V_{\max}$ 로 제한하였다.

시뮬레이션 I : 초기위치로부터 목표점까지 이동

시뮬레이션은 세 대의 무인기가 비례미분 제어기를 이용해 삼각편대를 이루는 것이다. 먼저 선두기와 호위기1의 초기값은 (0, 0)과 (-30, 30)으로 설정하였다. 호위기2의 초기값은 아래와 같고, 시뮬레이션은 50초 동안 수행하였다.

$$V_0 = 100\text{m/s},\ X_0 = -500\text{m},\ Y_0 = -500\text{m},\ \gamma_0 = 0\text{deg}$$

호위기2가 편대비행에서 목표점에 도달하는데 걸리는 시간은 20초 정도 걸렸다. 그림 4는 시뮬레이션이 진행되는 동안 호위기2와 선두기의 상대 위치 변화를 도시하였다.

그림 5에 호위기2의 상대거리 오차에 대해 나타내었다. 상대 거리 오차가 0으로 수렴할 때 과도응답 특성이 나타나면 오차가 양의 값을 가지게 된다. 만일 이러한 과도응답이 발생하면 편대비행에서 상대 거리가 목표거리보다 작아지는 것으로 무인기간에 충돌의 우려가 있다. 그래서 제어이득의 ξ 값을 1로 설정해 과도응답특성을 방지하였다.

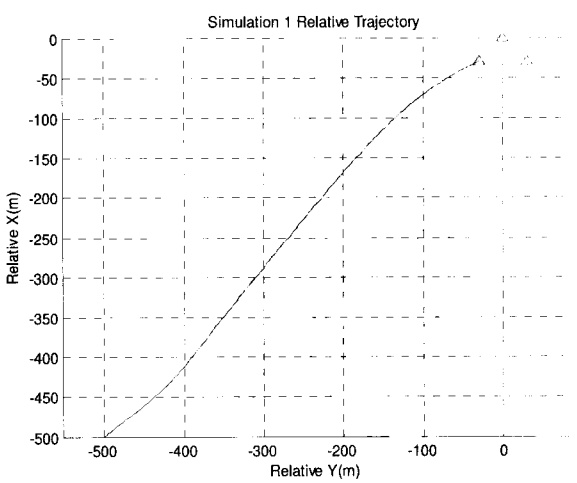


그림 4. 호위기2의 상대 비행궤적.

Fig. 4. Relative trajectory of wingman2.

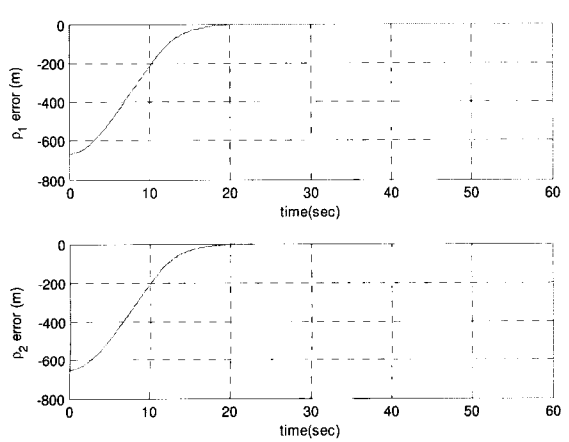


그림 5. 호위기2의 상대 거리오차.

Fig. 5. Relative range error of wingman2.

시뮬레이션 II : 다양한 초기위치에 대한 응답

이제 호위기2의 다양한 초기 위치에 따른 제어기의 성능을 확인하기 위해 다음과 같은 일곱 가지의 초기 위치를 정하고 그 값을 기준으로 시뮬레이션을 수행하였다. 여기에는 ρ_1 과 ρ_2 가 목표점의 좌표보다 작은 값에 대해서도 제어기의 안정성을 파악하기 위해 초기 위치에 포함시켰다.

초기위치: (-50, 0), (-50, -30), (-50, -50), (-30, -50), (0, -50), (-20, -20), (-20,-10)

그림 6에서 일곱 가지의 모든 초기위치에 대해 제어기가 목표점으로 호위기2를 유도하는 것을 알 수 있다. 또한 아래 그림에 초기위치에서 목표점으로 이동하는 동안의 V 와 γ 의 변화에 대해 나타내었다. 시뮬레이션 I과 II를 통해 제안된 제어기의 성능을 참고문헌[5]과 비교할 수 있는 형태로 나타내었다.

이제 초기 위치를 원거리에 여러 점으로 다시 설정하여 제어기의 안정성을 확인하기 위한 시뮬레이션을 수행하였다.

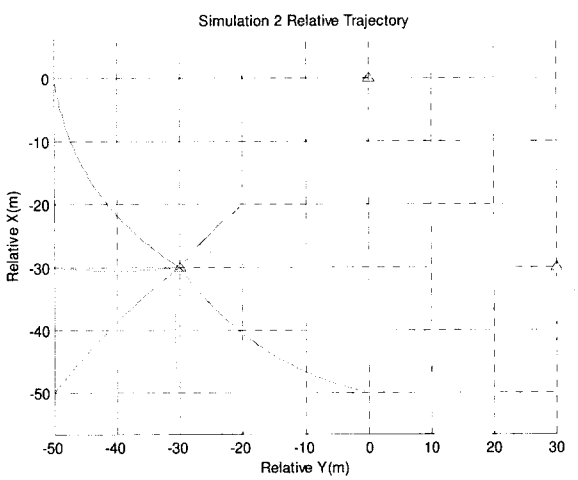


그림 6. 호위기2의 초기위치에 따른 상대 비행궤적.

Fig. 6. Relative trajectory of Wingman2 for various initial points.

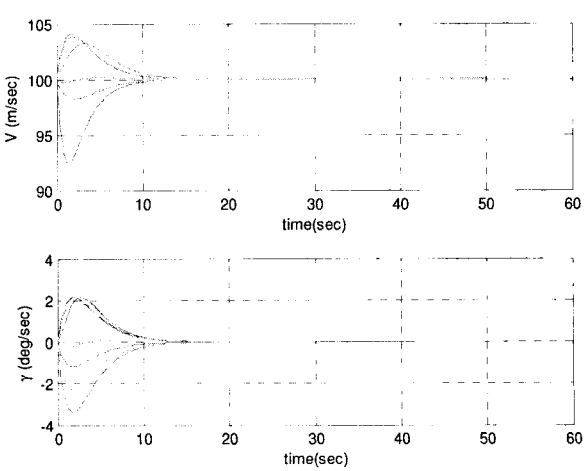


그림 7. 호위기2의 제어입력 V 와 γ 의 변화.

Fig. 7. Control input V and γ change of Wingman2.

이렇게 초기 위치를 x 축을 기준으로 y 값을 다양하게 설정한 이유는 이것으로 초기로부터 목표점으로 유도되는 동안 ρ_1과 ρ_2의 오차가 서로 다르게 나타나 오차를 줄이기 위해 비행 경로 각이 어떻게 바뀌는지 보이기 위한 것이다.

초기위치: (-1000, -900), (-1000, -700), (-1000, -500),
(-1000, -300), (-1000, -100), (-1000, 100), (-1000, 300)

그림 8에서도 앞서 시뮬레이션과 마찬가지로 호위기2의 초기위치 모두 목표점으로 수렴하는 것을 알 수 있다. 또한 그림 9에서 상대비행궤적을 보면 모든 초기위치에 대해 유사한 형태의 비행궤적을 갖는 것으로 나타난다.

시뮬레이션III: 편대비행

다음 시뮬레이션은 6대의 무인기가 편대비행을 초기위치에서 각각 목표점으로 이동하는 것이다. 그림 3과 같은 편대비행을 이루기 위해 입력된 각각의 무인기들의 초기위치는 다음과 같다. 또한 선두기와 호위기1, 2가 먼저 삼각편대를 이룬 이후에는 나머지 호위기들은 호위기2를 선두기로 하여 호위기1에 대한 상대위치를 ρ_1과 ρ_2로 측정하는 구조이다.

초기위치: W_2(-500, -500), W_3(-600, -600),
W_4(-700, -700), W_5(-800, -800)

그림 10은 제안된 6대의 무인기가 초기위치로부터 편대비행에서 각각의 목표점으로 이동하는 비행궤적을 나타내었다. 최초 3대의 무인기가 편대비행을 이루고 나면 그 이후의 무인기들의 초기 상대 위치 제약은 ρ_c가 Y 축과 평행한 형태가 되기 때문에 초기 위치에 대한 제약 사항이 줄어든다.

그림 11를 보면, (-600, -600)과 (-700, -700)의 경로 각이 급격히 변화하는 것을 볼 수 있다. 이것은 앞서 언급한 바와 같이 ρ_1과 ρ_2의 오차를 줄이는데 동일한 이득 값을 사용하기 때문에 나타나는 현상이다. 이 두 초기위치 값으로 인해 $\rho_{1\,error}$ 값과 $\rho_{2\,error}$ 값의 차이가 제어 입력을 경로 각이 우선적으로 변경되도록 유도하기 때문이다.

시뮬레이션IV: 선두기의 기동

다음 시뮬레이션은 선두기와 호위기1에 비행 경로 각 제어 입력으로 $u_y = \cos(0.2\pi t)$ 을 입력한 경우에 대한 것이다. 이때 선두기와 호위기의 비행속도는 변화하지 않고, 선두기

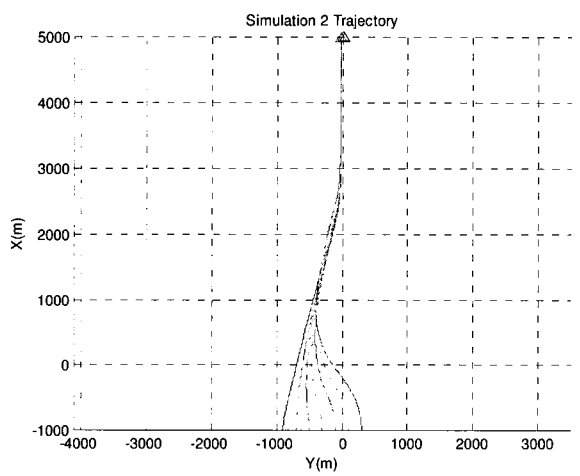


그림 8. 호위기2의 초기위치에 따른 비행궤적.
Fig. 8. Trajectory of Wingman2 for various initial points.

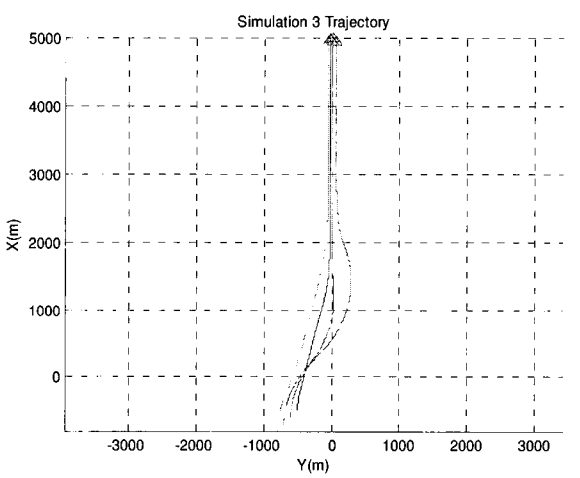


그림 10.6대의 무인기의 편대비행궤적.
Fig. 10.6 UAVs formation flight trajectory.

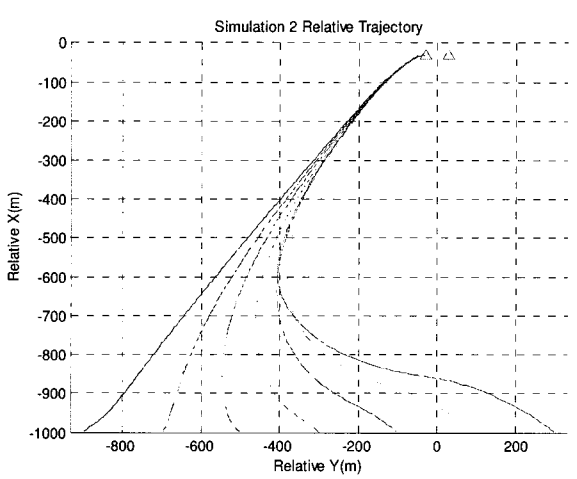


그림 9. 호위기3의 초기위치에 따른 상대비행궤적.
Fig. 9. Relative trajectory of Wingman3 for various initial points.

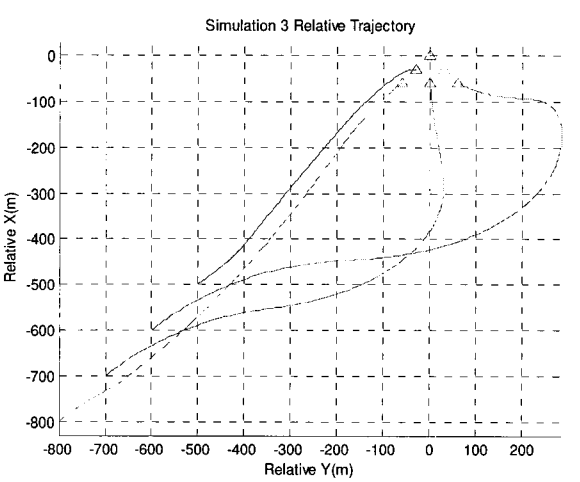


그림 11.4대의 무인기의 초기위치에 따른 상대 비행궤적.
Fig. 11.4 UAVs relative trajectory for various initial points.

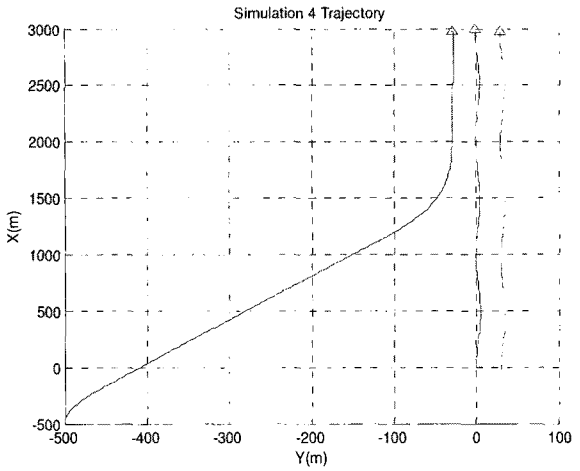


그림 12. 호위기2의 비행궤적.
Fig. 12. Trajectory of wingman2.

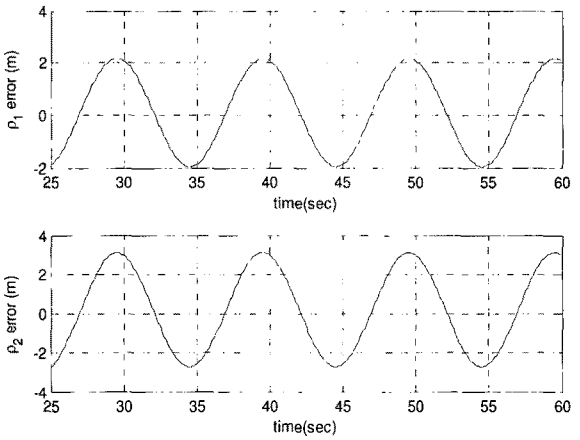


그림 13. 호위기2의 상대 거리오차.
Fig. 13. relative range error of wingman2

와 호위기1의 편대비행도 계속 유지된다고 가정하였다. 이 시뮬레이션은 선두기의 기동에 따라, 제안된 제어기의 성능이 어떻게 변화하는 가를 파악하기 위한 것이다. 이러한 선두기와 호위기1의 기동은 최초 60초 동안 지속되고 나머지 40초는 원래의 등속직선비행을 하도록 설정되었다.

그림 12에는 선두기와 호위기1이 기동을 하는 동안에 편대비행의 목표점으로 유도되는 비행궤적을 초기 30초 동안 나타내었다. 이 그림은 선두기의 기동을 상대적으로 크게 나타나게 하기 위해 X와 Y축의 비율이 다르게 표현되었다.

또한, 그림 13에는 선두기가 기동을 하는 과정에서 발생되는 호위기2의 상대 거리오차를 나타내었다. 사실 최초 제어기 설계에 있어 선두기의 기동이 고려되지 않았기 때문에 이러한 오차는 자연스러운 것이다. 반면에 이러한 선두기와 호위기1의 기동이 등속 수평비행으로 전환되는 경우에 오차가 계속 유지되는가를 확인하기 위한 그림을 아래에 추가하였다.

VI. 결론

본 논문에서는 입출력 되먹임 선형화 기법을 적용하여 거리 및 거리변화율 정보 만을 이용한 편대비행 제어기를 제안하였다. 제안된 편대제어기는 편대 내의 목표점으로의 접근과 위치 유지를 모두 하나의 제어기로 수행할 수 있다. 본 논문은 참고문헌 [5]의 시선각 정보만을 이용한 편대비행 개념과 대조된다.

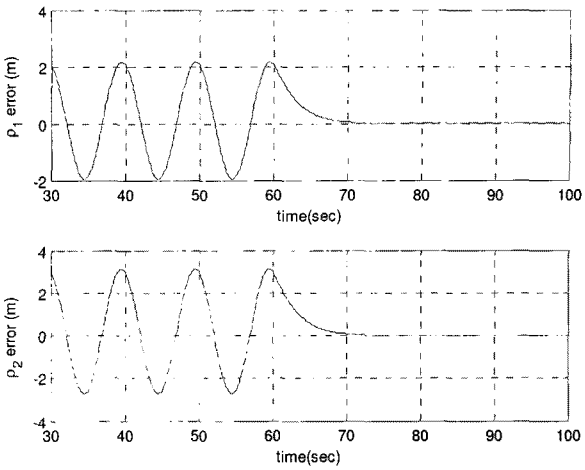


그림 14. 호위기2의 상대 거리오차.
Fig. 14. Relative range error of wingman2.

목표점으로의 이동시 되먹임 선형화의 특성을 이용하여 거리오차가 2차의 과도응답 특성을 가지도록 할 수 있으며, 편대 전체가 기동하는 경우에도 좋은 위치제어 성능을 보여주었다. 특히 편대비행에 참여하는 무인기들 간의 거리정보를 직접 이용할 수 있기 때문에 편대 형성과정에서 발생할 수 있는 충돌회피 알고리듬의 구성이 매우 용이할 것으로 예상된다.

편대 기동에 따른 제어기의 운동 모델의 오차, 상대거리 측정에 있어 발생되는 측정잡음, 데이터 처리와 관련한 응답 시간지연 등에 대한 강건성 문제는 추후 연구 과제로 수행할 계획이다.

참고문헌

[1] S. J. Lee, J. H. Cho, S. W. Lee, and J. S. Cho, "Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of Wings on the Formation Flight," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 35, no. 1, pp. 18-26, 2007.

[2] F. Guilietti, L. Pollini, and M. Innocenti, "Autonomous Formation Flight," *IEEE Control System Magazine*, vol. 20, no. 6, pp. 34-44, 2000.

[3] M. Pachter, J. J. D'Azzo, and A. W. Proud, "Tight Formation Flight Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 2, pp. 246-254, 2001.

[4] P. Binetti, K. B. Ariyur, M. Krstic, and F. Bernelli, "Formation Flight Optimization Using Extremum Seeking Feedback," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 1, 2003.

[5] M. J. Tahk, C. S. Park, and C. K. Ryoo, "Line-of-Sight Guidance Laws for Formation Flight," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 28, no. 4, pp. 708-716, 2005.

[6] 하철근, 최형식, "특이섭동법을 이용한 비행체 자동 착륙 유도제어 알고리즘 설계," 제어 · 자동화 · 시스템

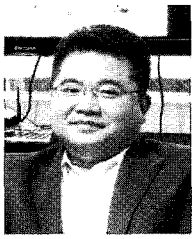
공학 논문지, 제11권 제8호, pp. 726-732, Aug. 2005.
[7] C. K. Ryoo, Y. H. Kim, and M. J. Tahk, "Optimal UAV Formation Guidance Laws with Timing constraint," *International Journal of System Science*, vol. 36, no. 6, pp.415-427, 2006.
[8] H. K. Khalil, *Nonlinear Systems*, 3rd ed., Prentice-Hall, 2002.

김 성 환

2002년 인하대학교 항공공학 공학사. 2004년 인하대학교 항공공학 공학석사. 2006년~현재 한국항공우주연구원 연구원. 관심분야는 무인기 비행제어 컴퓨터, 탑재 시스템, 편대비행 제어.

박 춘 배

1974년 서울대학교 항공우주공학 공학사. 1976년 서울대학교 항공우주공학 공학석사. 1976년~1980년 공군사관학교 교관(전임강사). 1989년 서울대학교 항공우주공학 공학박사. 1980년~현재 인하대학교 교수. 2007년~현재 인하공업전문대학 학장. 관심분야는 항공전자, 비행제어, 시뮬레이터.



유 창 경

1989년 인하대학교 항공공학 공학사. 1991년 KAIST 항공우주공학 공학석사. 2006년 KAIST 항공우주공학 공학박사. 1991~2006년 국방과학연구소 선임연구원. 2006년~현재 인하대학교 조교수. 관심분야는 유도무기/무인기 유도제어, 최적제어, 비선형 제어.