論文 DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.2.114

지상 목표물 추적을 위한 다수 무인항공기의 협력제어

윤승호*, 김유단**

Cooperative Control of Multiple Unmanned Aircraft for Standoff Tracking of a Moving Target

Seungho Yoon* and Youdan Kim**

ABSTRACT

This paper presents a cooperative standoff tracking of a moving target using multiple unmanned aircraft. To provide guidance commands, vector fields are designed utilizing the Lyapunov stability theory. A roll angle command is generated to keep a constant distance from the target in a circular motion. A speed command and a heading angle command are designed to keep a constant phase angle with respect to the front aircraft and to prevent a collision between aircraft. Numerical simulation is performed to verify the tracking and collision performance of the proposed control laws.

초 록

본 논문에서는 다수의 무인항공기가 저속으로 이동하는 지상 목표물을 추적하기 위한 협력제어 기법을 제안한다. 유도명령을 생성하기 위하여 르야프노프 안정성 이론을 이용한 벡터필드를 설계한다. 목표물과 일정한 거리를 유지하며 선회하기 위한 롤각 명령을 생성한다. 이와 동시에 목표물에 대한 항공기의 위상각을 조절하기 위한 속도 명령과 기수각 명령을 생성하고, 항공기 간 충돌방지를 고려한 기법을 제시한다. 다수의 무인항공기를 이용한 수치 시뮬레이션을 수행하여 제안된 제어기법의 성능을 검증하였다.

Key Words : Cooperative Control(협력제어), Formation Flight(편대비행), Standoff Tracking(목표물 추적), Vector Field(벡터필드), UAV(무인항공기)

Ⅰ. 서 론

고정익 무인항공기가 저속으로 이동하는 지상 목표물을 지속적으로 추적하기 위해서는 목표물을 중심으로 선회하는 기동이 필요하다. 목표물이 위협적이거나 목표물 상공을 비행하는 것이 제한될 경우, 항공기는 임무조건 및 안전상의 이유 때문에 목표물로부터 일정한 거리를 유지해야 한다. 일반적으로 항공기가 정상선회를 수행하기 위해서는 측방향 속도와 롤각속도가 0이 되도록 롤각이 유지되어야 한다[1]. 이와 동시에 목표물로부터 일정한 거리를 유지하기 위하여 거리오차에 비례하도록 롤각이 제어된다. 이러한 방식은 고정된 목표물에 대하여 우수한 수렴성능을 보이지만, 목표물이 이동할 경우 거리유지 성능이 저하될 뿐만 아니라 상대거리가 지속적으로 일정하게 유지된다는 것을 증명하기가 어렵다. Wise는 목표물 추적 문제에 대한 다양한 기법을 비교하였으며 [2], Flew와 Summers는 벡터필드 기법을 사용하여 목표물 추적을 구현하였다[3,4]. 기존

† 2010년 9월 2일 접수 ~ 2011년 1월 18일 심사완료
* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부, 대학원
** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부
교신저자, E-mail : ydkim@snu.ac.kr
서울시 관악구 신림동 산 56-1

연구에서는 목표물에 대한 항공기의 위상각을 조절하기 위하여 항공기 속도를 제어하였다. 속도제어는 목표물에 대한 수렴성 측면에서 안정적인 결과를 보이지만, 속도제어의 응답속도 및 크기에 대한 제한 때문에 고정익 항공기 간 충돌을 방지하는데 부적합하다.

본 연구에서는 다수의 무인항공기가 저속으로 이동하는 지상 목표물을 추적하기 위한 유도제어 명령을 설계한다. 벡터필드 기법을 이용하여 항공기가 목표물과 일정한 거리를 유지하며 선회하는 동시에, 항공기 간 위상각 간격을 일정하게 유지하는 유도제어 명령을 제시한다. 항공기 간 충돌을 방지하고 위상각 유지성능을 향상시키기 위하여 기존에 연구된 항공기 속도제어 대신 기수를 제어하는 기법을 설계한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 항공기가 목표물로부터 일정 거리를 유지하며 선회하기 위한 벡터필드와 롤각 명령을 설계한다. 3장에서는 목표물에 대한 항공기의 위상각 차를 유지하기 위한 속도 명령과 기수각 명령을 설계한다. 4장에서는 수치 시뮬레이션을 수행하여 속도제어 모드와 기수제어 모드의 목표물 추적 및 충돌방지 성능을 비교한다.

II. 목표물에 대한 벡터필드 설계

2.1 운동방정식

본 연구에서는 고정익 항공기를 고려하였으며, 항공기 고도는 일정하다고 가정하였다. 롤각 크기에 따라 기수각이 변하는 2차원 평면상의 질점 모델 운동방정식은 다음과 같다.

$$\dot{x}_i = v_i \cos \chi_i \tag{1}$$

$$\dot{y}_i = v_i \sin \chi_i \tag{2}$$

$$\dot{\chi}_i = (g/v_i)\tan f_i \tag{3}$$

여기서 (x_i, y_i)는 2차원 평면상의 항공기 위치, v_i는 항공기 속도, χ_i는 기수각, f_i는 롤각, 그리고 g는 중력가속도이다. 아래 첨자 i는 i번째 항공기를 의미하며, 본 연구에서는 4대의 항공기를 고려한다.

관성좌표계에서의 항공기와 목표물 간의 관계를 그림 1에 나타내었다. 항공기 고도와 지상 목표물 고도는 일정하다는 가정 하에 항공기와 목표물을 동일 평면상에 표시하였다. 항공기와 목표물 간의 상대거리는 다음 식으로 표현된다.

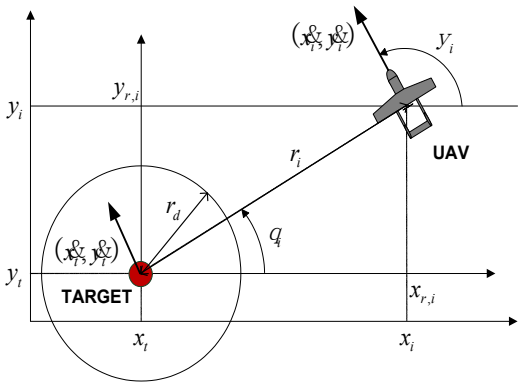

그림 1. 동일 평면상에 정의된 항공기와 목표물 좌표

$$x_{r,i} = x_i - x_t \tag{4}$$

$$y_{r,i} = y_i - y_t \tag{5}$$

$$r_i = \sqrt{x_{r,i}^2 + y_{r,i}^2} \tag{6}$$

여기서 $(x_{r,i}, y_{r,i})$는 목표물에 대한 항공기의 상대좌표, (x_t, y_t)는 2차원 평면상의 목표물 위치이고, r_i는 목표물과 항공기 간 거리이다.

2.2 목표물 거리 유지를 위한 롤각 제어

무인항공기가 목표물로부터 일정한 거리를 유지하기 위한 기수각을 계산하기 위하여 다음과 같이 르야프노프 함수를 정의한다[3].

$$V_{D,i}(x_i, y_i) = \left(r_i^2 - r_d^2\right)^2 \quad 0 \tag{7}$$

여기서 r_d는 그림 1에 표시된 바와 같이 목표물로부터 유지하고자 하는 거리이다. 식 (7)을 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{V}_{D,i} = \begin{bmatrix} 4x_{r,i}\left(r_i^2 - r_d^2\right) & 4y_{r,i}\left(r_i^2 - r_d^2\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_{r,i} \\ \dot{y}_{r,i} \end{bmatrix}^T \tag{8}$$

이 식에서 $\dot{x}_{r,i}$과 $\dot{y}_{r,i}$를 다음과 같이 정의한다.

$$\dot{x}_{r,i} = -v_i \left\{ x_{r,i}\left(r_i^2 - r_d^2\right) + y_{r,i}\left(2r_d r_i\right) \right\} \Big/ \left\{ r_i\left(r_i^2 + r_d^2\right) \right\} \tag{9}$$

$$\dot{y}_{r,i} = -v_i \left\{ y_{r,i}\left(r_i^2 - r_d^2\right) - x_{r,i}\left(2r_d r_i\right) \right\} \Big/ \left\{ r_i\left(r_i^2 + r_d^2\right) \right\} \tag{10}$$

여기서 $\dot{x}_{r,i}$과 $\dot{y}_{r,i}$은 각각 x, y 축 방향의 상대속도를 나타낸다. $\dot{x}_{r,i}$과 $\dot{y}_{r,i}$을 극좌표계에서의 속도로 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{r}_i = -v_i\left(r_i^2 - r_d^2\right)\Big/\left(r_i^2 + r_d^2\right) \quad (11)$$

$$\dot{\theta}_i = -2r_d v_i\Big/\left(r_i^2 + r_d^2\right) \quad (12)$$

항공기가 목표물로 접근할수록 r_i는 r_d로 수렴하고, 각각 식 (11)의 $\dot{r}_i$은 0으로 식 (12)의 $\dot{\theta}_i$은 $-v_i/r_i$로 수렴하여 결과적으로 등속원운동을 하게 된다. 식 (9), (10)을 식 (8)에 대입하면 다음과 같이 $\dot{V}_{D,i}$이 0보다 작거나 같아서 안정하게 된다.

$$\dot{V}_{D,i} = -4v_i r_i\left(r_i^2 - r_d^2\right)^2\Big/\left(r_i^2 + r_d^2\right) \quad 0 \quad (13)$$

따라서 식 (9), (10)에 의해 2차원 평면상의 항공기 속도벡터가 정의되고, 다음 식으로 기준 기수각 $\gamma_{d,i}$가 계산된다.

$$\gamma_{d,i} = \tan^{-1}\left(\frac{\dot{y}_{r,i}}{\dot{x}_{r,i}}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{y_{r,i}\left(r_i^2 - r_d^2\right) - x_{r,i}\left(2r_i r_d\right)}{x_{r,i}\left(r_i^2 - r_d^2\right) + y_{r,i}\left(2r_i r_d\right)}\right) \quad (14)$$

식 (14)의 기준 기수각을 추종하기 위하여 다음과 같이 항공기 롤각 명령을 정의한다.

$$f_{d,i} = \tan^{-1}\left\{\dot{\gamma}_{d,i} - K_\gamma\left(\gamma - \gamma_{d,i}\right)\right\}\Big/g \quad (15)$$

여기서 K_γ는 기수각 오차에 대한 이득이고, $\dot{\gamma}_{d,i}$는 기준 기수각의 변화율이다. 기수각 오차는 다음과 같이 정의된다.

$$e_{\gamma,i} = \gamma_i - \gamma_{d,i} \quad (16)$$

항공기가 식 (13)의 롤각 명령을 따라 기동할 경우, 항공기의 기수각 변화율은 다음과 같이 계산된다.

$$\dot{\gamma}_i = (g/v_i)\tan f_{d,i} = -K_\gamma\left(\gamma_i - \gamma_{d,i}\right) + \dot{\gamma}_{d,i} \quad (17)$$

식 (16)의 기수각 오차를 이용하여 식 (17)을 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{e}_{\gamma,i} = -K_\gamma e_{\gamma,i} \quad (18)$$

양수인 K_γ에 대하여 기수각 오차는 0으로 수렴한다. 즉, 항공기가 식 (14)의 기준 기수각을 추종하게 된다. 기준 기수각은 항공기의 목표물 대한 상대위치와 거리를 이용하여 계산되기 때문에, 이로부터 임의의 위치에서 목표물을 향하는 벡터필드가 형성된다. 항공기가 이 벡터필드를 따라 비행하면 목표물을 중심으로 하는 반경 r_d인 원에 수렴하게 된다.

III. 항공기 간 위상차 제어 설계

다수의 무인항공기가 식 (15)의 롤각명령을 따라 동일 목표물을 추적할 경우, 모든 항공기가 목표물을 중심으로 식 (14)에서 정의된 벡터필드를 따라 비행한다. 이 때, 항공기 간 거리나 목표물에 대한 항공기의 위상각을 제어하지 않으면 근접한 항공기 간 충돌이 발생할 수 있다. 한편, 목표물의 위치, 속도 측정성능을 극대화하기 위해서는 목표물의 다방면을 동시에 관찰할 필요가 있다. 즉, n대의 항공기가 위상차를 $2p/n$로 일정하게 유지하면, 항공기의 충돌을 방지하는 동시에 사방에서 목표물을 관찰할 수 있다.

본 연구에서는 그림 2와 같이 목표물에 대한 i번 항공기의 위상각 q_i를 정의하고, 위상각 오차를 다음과 같이 정의한다.

$$e_{q,i} = \left(q_{i-1} - q_i\right) - q_d \quad (19)$$

여기서 q_i는 i번 항공기의 위상각이고, q_d는 두 항공기가 유지하고자 하는 위상각 차이다. 참고문헌 [3], [4]에서는 식 (19)의 위상각 오차를 0으로 유지하기 위하여 항공기 속도를 제어하였다. 본 연구에서는 속도제어 대신 기수제어 명령을 설계하고, 두 기법 간의 성능 차이를 분석한다.

3.1 위상차 유지를 위한 속도 제어

속도제어 모드에서는 위상각 차의 기준이 전방에서 비행하는 항공기의 위상각이다. 전방 항공기와 일정한 위상각 차를 유지하기 위하여 다음과 같이 르야프노프 함수를 정의한다[3].

$$V_{P,i} = \left(q_{i-1} - q_i\right) - q_d^{\,2} \quad 0 \quad (20)$$

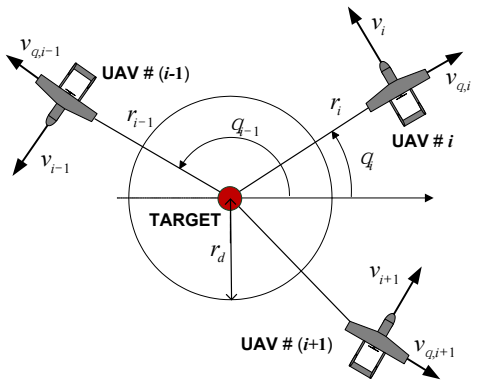

그림 2. 목표물에 대한 항공기의 위상각 정의

여기서 두 항공기가 유지하고자 하는 위상각 차 q_d 는 n 대의 항공기에 대하여 $2p/n$ 로 설정한다. 식 (20)을 시간에 대해 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{V}_{P,i} = 2(q_{i-1} - q_i - q_d)(\dot{q}_{i-1} - \dot{q}_i) \quad (21)$$

이 식에서 i 번 항공기의 위상각 변화율 $\dot{q}_i$를 다음과 같이 정의한다.

$$\dot{q}_i = \dot{q}_{i-1} + K_q(q_{i-1} - q_i - q_d)(r_d/r_i)^2 \quad (22)$$

여기서 K_q 는 위상각 오차에 대한 이득이다. 식 (22)를 식 (21)에 대입하면 다음과 같이 $\dot{V}_{P,i}$ 이 0 보다 작거나 같게 되어 안정하게 된다.

$$\dot{V}_{P,i} = -2K_q(q_{i-1} - q_i - q_d)^2(r_d/r_i)^2 \quad 0 \quad (23)$$

식 (22)의 $(r_d/r_i)^2$ 항은 목표물과의 거리 r_i 가 r_d 와 같을 때는 1이지만, 목표물과의 거리가 멀어질수록 감소한다. 이는 거리가 멀수록 위상각 대신 식 (15)의 롤각을 우선적으로 제어하기 위해서이다. 식 (22)를 이용하여 다음과 같이 i 번 항공기의 속도 명령을 정의한다.

$$v_{d,i} = r_i\dot{q}_{i-1} + K_q(q_{i-1} - q_i - q_d)(r_d^2/r_i) \quad (24)$$

결과적으로 속도제어 모드에서는 항공기가 식 (14)에서 설계된 벡터필드 방향으로 식 (24)의 속도 명령을 따라 비행하여, 목표물을 중심으로 하는 반경 r_d 인 원에 수렴한다.

3.2 위상차 유지를 위한 기수 제어

기수제어 모드에서는 항공기 간 위상각 차를 조절하기 위하여 속도 대신 기수각을 제어한다. 3.1절에서 설계된 속도제어 모드는 앞, 뒤 항공기와의 위상각 차를 유지하기 위하여 모든 항공기의 속도를 변화시킨다. 따라서 다른 조종면에 비하여 상대적으로 반응속도가 느린 추력제어를 지속적으로 수행하게 된다. 또한, 전방에서 비행하는 항공기와의 거리가 가까워 감속하는 과정에서 실속 속도 이하의 기동을 할 수 없기 때문에 항공기 간 충돌을 예방하는데 한계가 있다[5].

본 논문에서는 항공기 속도를 일정하게 유지하며 기수각을 제어하여 항공기 간 위상각 차를 조절하는 방법을 제안하였다. 제안한 방법은 항공기 간의 거리가 가까워질수록 항공기의 기수를 선회하는 원의 바깥쪽 방향으로 틀어서 선회반경을 증가시키는 동시에 각속도를 감소시키도록 한다. 반면에 항공기 간의 거리가 멀어질수록 항공기 기수를 선회하는 원의 안쪽 방향으로 틀어서 선회반경을 감소시키는 동시에 각속도를 증가시키도록 한다. 이러한 방식의 기수 제어를 위해 측방향 속도를 다음과 같이 정의한다.

$$v_{q,i} = -K_{h,i}(q_{i-1} - q_i - q_d) \quad (25)$$

여기서 $v_{q,i}$ 는 그림 2에서 보듯이 항공기의 전진 방향 속도에 영향을 미치지 않는 측방향 속도이고, $K_{h,i}$ 는 위상각 오차에 대한 이득이다. 식 (25)에서 계산된 $v_{q,i}$ 는 항공기의 실제 비행속도를 변화시키지 않고, 기존의 벡터필드 기수각을 변화시키는데 사용된다. 기존 기수각은 식 (14)와 같이 정의되어 제어되는데, 이러한 방식은 항공기 간의 거리 또는 위상차에 대한 항이 직접적으로 고려되지 않기 때문에 항공기 간의 충돌을 적극적으로 방지할 수 없다. 따라서 본 논문에서는 항공기 간 위상차에 따라 크기가 변하는 식 (25)를 식 (26)과 같이 고려하여 식 (27)의 형태로 기준 기수각을 다시 정의하였다.

$$\dot{x}_{q,i} = v_{q,i}\cos q_i, \quad \dot{y}_{q,i} = v_{q,i}\sin q_i \quad (26)$$

$$y_{d,i}\text{¢} = \tan^{-1}\left(\dot{y}_{r,i} + \dot{y}_{q,i}\right)/\left(\dot{x}_{r,i} + \dot{x}_{q,i}\right) \quad (27)$$

위 식의 $y_{d,i}\text{¢}$에는 목표물로 향하는 속도벡터 $(\dot{x}_{r,i}, \dot{y}_{r,i})$와 함께 항공기 간 위상각 차를 유지하는 속도벡터 $(\dot{x}_{q,i}, \dot{y}_{q,i})$가 고려되기 때문에, 다수의 항공기가 안전하게 목표물을 추적할 수 있다. 즉, 항공기 간 거리가 가까워질수록 기수각 명령이 변하여 항공기 간 충돌을 적극적으로 방지할 수 있다. 전방 항공기에 대한 각 항공기의 위상각 오차가 0으로 수렴할수록 식 (25)에서 정의된 측방향 속도도 0으로 수렴한다. 따라서 식 (27)에 의해서 정의된 벡터필드는 다음과 같이 식 (14)에서 정의된 기존의 벡터필드로 수렴하게 된다.

$$y_{d,i}\text{¢}? \tan^{-1}\left(\dot{y}_{r,i}/\dot{x}_{r,i}\right) \text{ as } (q_{i-1} \quad q_i) \quad q_d \quad (28)$$

즉, 기수제어 모드에서는 각 항공기가 속도를 일정하게 유지하면서 식 (27)의 벡터필드를 따라 안전하게 비행하고, 결과적으로 식 (14)의 벡터필드로 수렴하여 목표물을 중심으로 선회한다.

Ⅳ. 수치 시뮬레이션 결과

본 연구에서 제안된 벡터필드의 목표물 추적 성능을 검증하기 위하여 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 본 시뮬레이션에서는 4대의 무인항공기가 1개의 지상 목표물을 추적한다. 목표물은 5m/s의 속도로 곡선운동을 하며, 목표물의 위치와 속도는 모든 항공기에서 측정된다고 가정하였다. 목표물을 사방에서 감시하기 위하여 각 항공기는 전방 항공기에 대하여 90°의 위상각 차를 유지하고, 임무 및 안전상의 이유로 목표물로부터 300m의 거리를 유지한다. 항공기 롤각은 -35~35°의 범위에서 제어되고, 속도제어 모드의 항공기 속도는 20~30m/s이며, 기수제어 모드의 항공기 속도는 25m/s이다. 속도 명령과 롤각 명령을 추종하기 위한 자동조종장치의 반응을 각각 시상수 0.5와 0.1인 1차 전달지연으로 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다.

속도제어 모드의 벡터필드를 이용한 목표물 추적 결과를 그림 3, 4에 나타내었다. 그림 3은 관성좌표계에서 나타낸 항공기와 목표물의 이동궤적이고, 그림 4는 이동 목표물에 대한 상대좌표계에서 나타낸 항공기의 비행궤적이다. 목표물로부터 각각 (800m, 800m), (900m, 900m), (1000m, 1000m), (1100m, 1100m) 떨어진 지점에서 목표물 추적명령이 인가된 4대의 항공기는 이동하는 목표물에 대하여 300m의 거리를 유지하면서 목표물의 4면 을 관찰하였다. 이 때, 전방에서 비행하는 항공기와의 위상각 차를 그림 5에 나타내었고, 근접 항공기 간 거리를 그림 6에 나타내었다. 목표물에 대하여 같은 선상, 즉 위상각 차가 0인 상태에서 비행을 시작한 4대의 항공기는 약 200초 이후부터 각각의 전방 항공기와 90±15°의 위상차를 유지하며 비행한다.

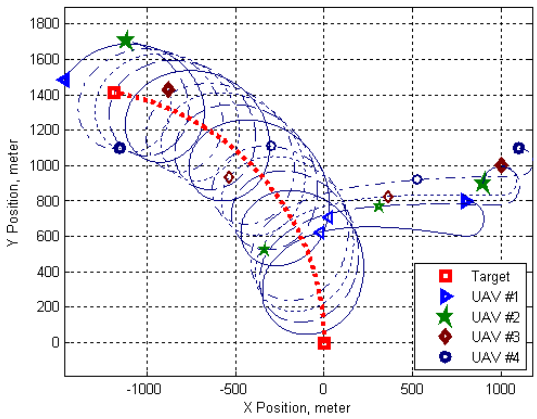

그림 3. 속도제어 모드의 이동궤적

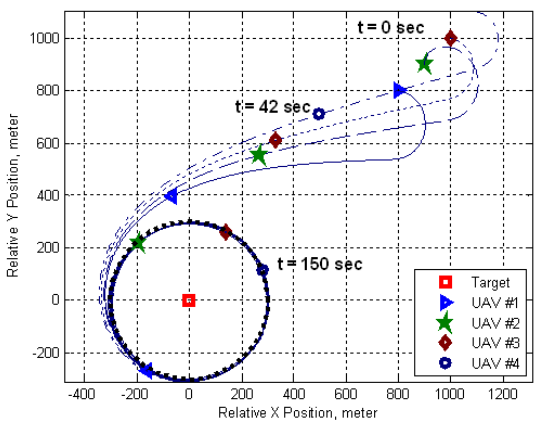

그림 4. 속도제어 모드의 상대 거리

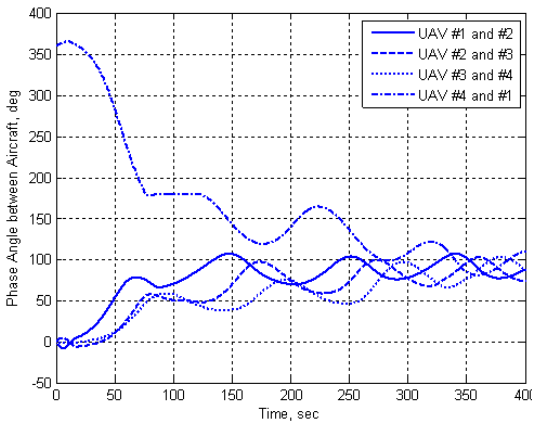

그림 5. 속도제어 모드의 항공기 간 위상차

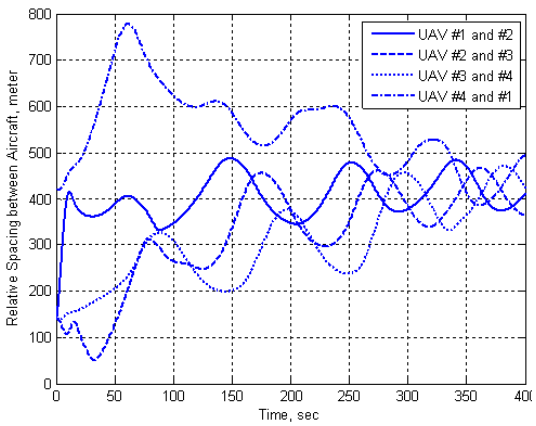

그림 6. 속도제어 모드의 항공기 간 상대거리

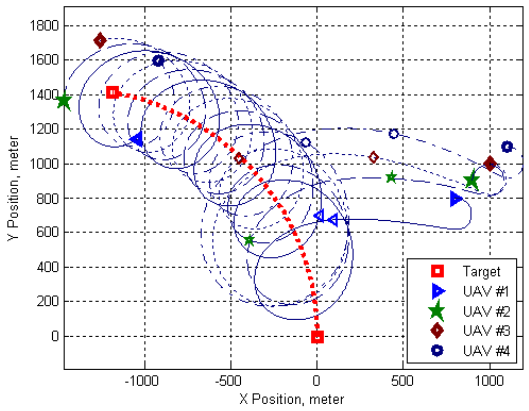

그림 7. 기수제어 모드의 이동궤적

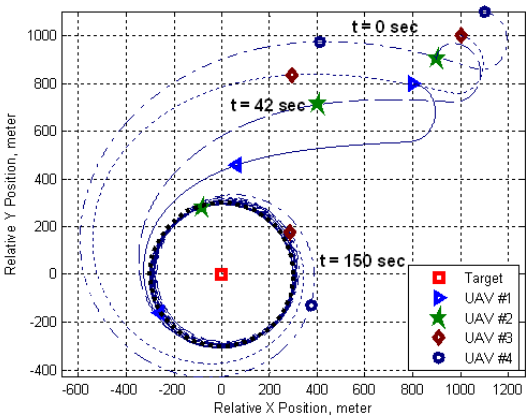

그림 8. 기수제어 모드의 상대거리

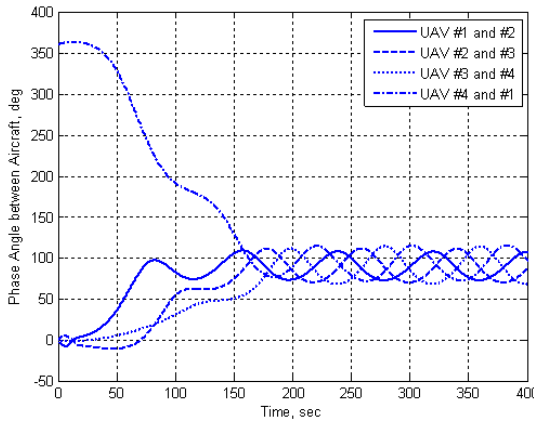

그림 9. 기수제어 모드의 항공기 간 위상차

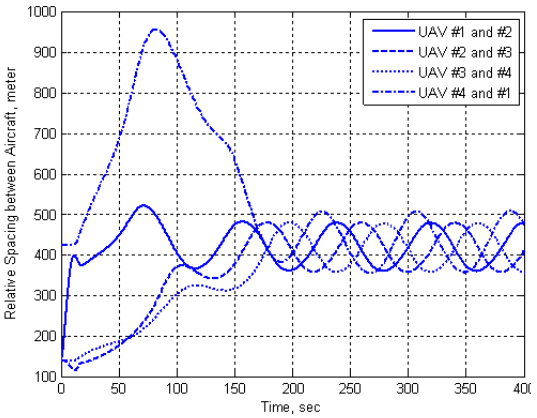

그림 10. 기수제어 모드의 항공기 간 상대거리

이 때, 위상각 차에 약 ±15°의 주기적인 오차가 발생하는 이유는 목표물이 지속적으로 이동하기 때문이며, 이 오차를 줄이기 위해서는 제어이득에 대한 최적화가 요구된다.

속도제어 모드의 목표물 추적과정에서 초기에 141.4m였던 항공기 간 거리는 9.1초에 107.7m, 32.6초에 52.4m까지 감소하였다. 이는 항공기 간 위상차를 제어하기 위하여 항공기 기수를 변경하지 않고 속도만 제어했기 때문에 나타난 현상이다. 이러한 방식은 소극적으로 항공기 충돌에 대비하는 방식이다.

반면, 기수제어 모드에서는 속도를 25m/s로 유지하면서 항공기 속도 대신 기수를 조절한다. 기수제어 모드의 벡터필드를 이용한 목표물 추적 결과를 그림 7~10에 나타내었다. 그림 7은 관성좌표계에서 나타낸 이동궤적이고, 그림 8은 목표물에 대한 상대좌표계에서 나타낸 비행궤적이다.

그림 9는 전방 항공기와의 위상각 차이고, 그림 10은 근접 항공기 간 거리이다. 그림 4의 속도제어 모드에서는 항공기가 반경 300m인 원에 수렴한 후 위상차가 90°로 조절된 반면, 그림 8의 기수제어 모드에서는 반경 300m인 원에 수렴하기앞서 전방 항공기와의 위상차 90°를 확보한 후 원에 수렴한다. 그림 10에서 보이듯이 항공기 간 최소거리는 12.4초에 115.7m이고, 이후 급격하게 증가하여 안전하게 비행하였다. 300m 선회반경에 대한 수렴시간도 175초경으로 그림 6의 290초보다 약 115초가 단축되었다.

결과적으로 본 논문에서 제안한 기수제어 모드를 사용한 다수의 항공기는 기존의 속도제어 모드를 사용한 다수의 항공기보다 항공기 간의 거리를 안전하게 유지하며 수렴시간을 단축시키며 신속하게 목표물 추적을 수행하였다.

Ⅴ. 결 론

본 연구에서는 다수의 무인항공기가 저속으로 이동하는 목표물을 지속적으로 추적하기 위한 유도제어 명령을 설계하였다. 임무 및 안정상의 이유로 항공기가 목표물로부터 일정 거리를 유지하며 선회하도록 하도록 롤각 명령을 설계하였다. 또한 사방에서 목표물을 감시 및 추정할 수 있도록 항공기의 위상각을 제어하는 동시에 항공기 간 충돌을 방지하는 벡터필드를 설계하였다. 항공기 간 충돌에 적극적으로 대처하기 위하여 항공기 속도 대신 기수를 제어하도록 벡터필드를 설계하였고, 자동조종장치의 전달지연을 고려한 수치 시뮬레이션을 수행하여 속도제어 모드와 기수제어 모드의 성능을 비교하였다. 본 연구에서 제안한 기법은 무인항공기뿐만 아니라 다수의 지상로봇이 목표물을 탐지하기 위한 협력제어에도 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다(계약번호: UD090081JD).

참고문헌

1) 김병수, 김유단, 방효충, 탁민제, 홍성경, 비행동역학 및 제어, 경문사, 2004.

2) Wise, R. A., and Rysdyk, R. T., “UAV Coordination for Autonomous Target Tracking”, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Keystone, CO, Aug. 2006.

3) Frew, E. W., Lawrence, D. A., and Morris, S., “Coordinated Standoff Tracking of Moving Targets Using Lyapunov Guidance Vector Fields”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 2, 2008, pp. 290-306.

4) Summers, T. H., Akella, M. R., and Mears, M. J., “Coordinated Standoff Tracking of Moving Targets: Control Laws and Information Architectures”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, 2009, pp. 56-69.

5) 윤승호, 김유단, “다수 무인항공기의 지상목표물 추적을 위한 벡터필드 유도기법 설계”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 평창, 강원도, 2010년 4월.