

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.2.121

편대 유도 법칙 및 초소형 비행체의 자동 편대 비행 구현

유동일*, 심현철**

Leader - Follower based Formation Guidance Law and Autonomous Formation Flight Test of Multiple MAVs

Dong-Il You* and Hyunchul Shim**

ABSTRACT

This paper presents an autonomous formation flight algorithm for micro aerial vehicles (MAVs) and its flight test results. Since MAVs have severe limits on the payload and flight time, formation of MAVs can help alleviate the mission load of each MAV by sharing the tasks or coverage areas. The proposed formation guidance law is designed using nonlinear dynamic inversion method based on 'Leader-Follower' formation geometric relationship. The sensing of other vehicles in a formation is achieved by sharing the vehicles' states using a high-speed radio data link. The designed formation law was simulated with flight data of MAV to verify its robustness against sensor noises. A series of test flights were performed to validate the proposed formation guidance law. The test result shows that the proposed formation flight algorithm with inter-communication is feasible and yields satisfactory results.

초 록

본 논문에서는 초소형 비행체의 자동 편대 비행을 위한 유도 법칙과 비행 시험 결과를 기술하였다. 초소형 비행체는 탑재 중량과 비행시간 등의 제한으로 인해 짧은 시간 안에 복수의 비행체가 임무를 분담하거나 협력하여 동시에 수행하는 것이 효율적이며 편대 비행은 이러한 임무 하중을 효과적으로 감소시킬 수 있다. 제안된 편대 유도 법칙은 Leader-Follower 편대 비행의 기하학적 관계 기반으로 비선형 모델 역변환 기법을 이용하여 설계하였다. 편대 유도 법칙에 필요한 비행체의 상태 정보는 비행체 간 고속의 데이터 통신 시스템을 구성하고 지상국을 통해 송수신하도록 하였다. 본 연구에서 제안된 비행체간 통신 기반의 편대 유도 기법은 센서의 측정 잡음에 대한 강건한 성능을 확인하기 위해 실제 비행 데이터 기반 시뮬레이션을 수행하였고 다수의 초소형 비행체를 이용한 편대 비행 시험을 통해 유도 법칙의 타당성을 검증하고 확인하였다.

Key Words : Autonomous Formation Flight(자동 편대 비행), Micro Aerial Vehicle (초소형 비행체), Formation Guidance Law(편대 유도 법칙), Dynamic Inversion(모델 역변환)

† 2010년 10월 14일 접수 ~ 2011년 1월 5일 심사완료

* 정희원, KAIST 항공우주공학과 대학원

** 정희원, KAIST 항공우주공학과 부교수
교신처, E-mail : hcshim@kaist.ac.kr
대전광역시 유성구 과학로 335

I. 서 론

지난 20여 년간, 다양한 크기와 형태를 가진 무인 항공기(이하 무인기)가 군사적, 민수적 목적

을 위해 개발되었다. 그 중에서도 초소형 비행체 (이하 MAV)는 손쉽게 휴대가 가능하고 운용비가 적게 드는 장점 등으로 인해 활발한 관련 연구들이 진행되었다.

일반적으로 MAV는 탑재 중량이 적을 뿐만 아니라 비행시간의 제한 등으로 인해 가볍고 작은 저가형 센서와 컴퓨터가 탑재된다. 이러한 제약과 더불어, 아직까지 정찰 및 탐색을 위한 초소형, 고정밀, 고성능의 센서가 보편적이지 않은 실정이다. 이러한 이유로, 1대의 MAV를 단독으로 운용 시에는 낮은 탑재 중량으로 인해 임무 장비의 제한이 크며 임무 수행의 범위가 한정적이다. 따라서 제한된 짧은 시간 내에 높은 신뢰도의 정보를 수집을 위해서는 다수의 MAV가 동시에 투입하는 것이 효율적이며 MAV의 자동 편대 비행 기술은 임무 수행 측면에서 볼 때 임무 성공 확률을 높이고, 최신의 정보를 짧은 시간 내에 수집이 가능하게 한다. 또한, 이는 작전 영역이나 임무 등을 분담하거나 협력함으로써 임무 부하를 크게 감소시킬 수 있어 다수의 MAV 운용을 위한 편대 비행 기술은 필수적이라고 할 수 있다.

항공기 편대 비행은 Leader의 날개 끝 와류에 의한 Follower의 항력 감소로 비행 효율이 향상되는 공력적인 이점^[1-2]뿐만 아니라 독립적으로 비행할 때보다 상대적으로 낮은 레이더 반사면을 가지며 임무 수행의 집중도와 효율성, 생존성 등을 향상시키는 장점이 있어 이에 관한 다양한 분야에서 활발한 연구가 수행되었다.

편대 비행 문제는 비행체의 상태 정보 측정과 편대 비행 방식 등에 따라 다양한 방식으로 접근이 가능하다. 먼저, 편대 비행 방식에 있어서는 가장 간단한 방법은 사전에 정의된 편대 궤적을 동시에 비행하는 방법이다. 이러한 방식은 소규모 편대의 경우 적합하며 완만한 곡률을 갖는 비행 궤적을 가져야 하는 단점이 있다^[3]. 이에 비해 Leader-Follower 기법은 임의의 Leader 기동 상황에 더 적합하다고 알려져 있다^[3]. 또한, 후자의 경우 편대 기하학이 간단하게 표현이 가능하고 편대 비행 문제를 제어 기법을 적용이 가능한 추종 문제로 바꿀 수 있는 장점^[4]이 있어 궤적 추종 방식보다 보편적으로 사용되고 있다.

비행체 정보 측정 방식은 크게 비행체간 통신 유무에 따라 2가지로 구분된다. 내부 통신이 없다고 가정하는 경우, 대부분 비행체가 Leader와의 상대거리나 각도 등의 상태 정보를 측정하기 위해 카메라, 레이더 또는 레이저 거리 측정기와 같은 센서를 이용하는 방법^[5-6]이 사용된다.

반면, 비행체간 내부 통신을 사용하는 경우 각 비행체는 자신의 비행 상태 정보를 다른 비행체에게 전송하고 이를 이용하는 방법이다. 전자에서 사용되는 센서들은 무게와 부피, 성능 면에서 아직까지는 MAV에 탑재가 쉽지 않다.

따라서 본 연구에서는 이미 기존의 사용 중인 지상국 명령 송수신 및 데이터 획득을 위한 MAV의 통신 모뎀을 이용하여 비행체간 내부 통신 시스템을 구성하였다. 또한, Leader - Follower 방식을 이용해 편대 비행 유도 법칙을 제안하고 이에 대한 실험적인 검증을 목적으로 하였다.

2.1절에서는 편대 비행 문제를 정의하고 모델 역변환 기법을 이용하여 편대 유도 법칙을 구성하였다. 2.2절에서는 제안된 유도 법칙의 검증을 위해서 실제 MAV비행 데이터 기반의 시뮬레이션 결과를 기술하였고 2.3절에서는 MAV 비행체와 지상국 및 통신 시스템 구성에 대해 서술하고 이를 기반으로 한 다수의 MAV 자동 편대 비행 시험 결과를 도시하였다. 3장에서 요약 및 결론을 기술하였다.

II. 본 론

2.1 문제 정의 및 편대 유도 법칙

Fig. 1은 편대 비행의 기하학적 관계를 나타낸 것으로 첨자 L 과 F 는 각각 Leader와 Follower를 의미한다.

여기서, ρ 는 비행체 간의 상대거리를 나타내며 l_c , l_r , h_c 는 각각 전진 방향, 횡방향 및 수직 방향의 여유 명령 거리를 의미한다. ψ 는 국지직교 좌표계 (Local Cartesian Coordinate)에서 표현된 방향각이다. V_{xy} 는 X - Y 평면상에 투영된

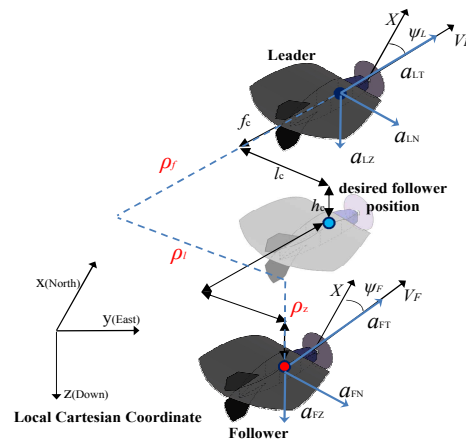


Fig. 1. Formation geometric relationship

속도를 의미하고 a_{FT} , a_{FN} , a_{FZ} 는 편대 비행을 위한 Follower의 유도 제어 입력이다. 본 연구에서 사용된 MAV는 관성항법장치로부터 가속도, 각속도, 속도, 위치, 자세 등의 항법 해를 실시간으로 지상국으로 전송이 가능하므로 위의 기하학에서 정의한 모든 데이터 획득이 가능하다. 편대 유도 법칙을 위한 기본 비행체 운동 방정식은 다음 식 (1)과 같이 3차원 질점 모델로 가정하였다.

$$\begin{aligned} \dot{X}_N &= V_{xy} \cos\psi \\ \dot{Y}_E &= V_{xy} \sin\psi \\ \dot{Z}_D &= V_z \\ \dot{V} &= a_T, \quad \dot{\psi} = \frac{a_N}{V}. \end{aligned} \quad (1)$$

편대 비행 유도 법칙은 수평과 수직면을 분리하여 종방향과 횡방향을 독립적으로 설계할 수 있다^[4]. 먼저, 수평면에 대한 편대 기하학을 상대 오차 거리로 나타내면 다음 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned} \rho_x &= (x_L - x_F), \quad \rho_y = (y_L - y_F) \\ \begin{bmatrix} \rho_l \\ \rho_f \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \sin\psi_L & -\cos\psi_L \\ \cos\psi_L & \sin\psi_L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho_x \\ \rho_y \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, 시스템의 출력과 원하는 출력은 다음 식(3)과 같이 정의하였다.

$$\begin{aligned} y &= [\rho_l \ \rho_f]^T, \quad y_d = [\rho_{l_d} \ \rho_{f_d}]^T \\ \text{where } \rho_{l_d} &= \rho_l - l_c, \quad \rho_{f_d} = \rho_f - f_c \end{aligned} \quad (3)$$

식(2)의 편대 비행 운동 모델은 시스템의 출력과 제어 입력과 직접적인 연관이 없기 때문에 시스템 출력과 입력의 관계를 형성할 필요가 있다^[7]. 여기서, 운동 모델에 대한 1차 미분은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\rho}_l \\ \dot{\rho}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{Fxy} \sin(\psi_F - \psi_L) \\ V_{Lxy} - V_{Fxy} \cos(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} + \dot{\psi}_L \begin{bmatrix} \rho_f - f_c \\ -\rho_l + l_c \end{bmatrix} \quad (4)$$

위 식(4)를 한 번 더 미분을 취하면 식(5)와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \ddot{\rho}_l \\ \ddot{\rho}_f \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \dot{V}_{Fxy} \sin(\psi_F - \psi_L) \\ \dot{V}_{Lxy} - \dot{V}_{Fxy} \cos(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \cos(\psi_F - \psi_L) \\ \sin(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} V_{Fxy} (\dot{\psi}_F - \dot{\psi}_L) \\ &+ \begin{bmatrix} \rho_f - f_c \\ -(\rho_l - l_c) \end{bmatrix} \ddot{\psi}_L + \begin{bmatrix} \dot{\rho}_f \\ -\dot{\rho}_l \end{bmatrix} \dot{\psi}_L \end{aligned} \quad (5)$$

이 때, 비행체가 정상 수평 비행 또는 정상 수평 선회 기동을 한다고 가정하고 식(1)을 이용하면 식(5)는 아래 식(6)과 같이 표현이 가능하다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \ddot{\rho}_l \\ \ddot{\rho}_f \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} a_{FT} \sin(\psi_F - \psi_L) \\ a_{LT} - a_{FT} \cos(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \cos(\psi_F - \psi_L) \\ \sin(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} V_{Fxy} \left(\frac{a_{FN}}{V_F} - \frac{a_{LN}}{V_L} \right) \\ &+ \begin{bmatrix} \dot{\rho}_f \\ -\dot{\rho}_l \end{bmatrix} \frac{a_{LN}}{V_L} \end{aligned} \quad (6)$$

위 식에서 시스템의 출력과 입력의 관계가 정의되었고 모델 역변환 기법을 적용하기 위해 식(3)을 이용하여 식(6)을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{V_F}{V_L} + a_{LN} \cos(\psi_F - \psi_L) + \frac{a_{LN}}{V_L} \dot{\rho}_f \\ a_{LT} - \frac{V_F}{V_L} a_{LN} \sin(\psi_F - \psi_L) - \frac{a_{LN}}{V_L} \dot{\rho}_l \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \sin(\psi_F - \psi_L) & \cos(\psi_F - \psi_L) \\ -\cos(\psi_F - \psi_L) & \sin(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{FT} \\ a_{FN} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

식(7)의 2x2 변환 행렬은 역행렬이 존재하므로 모델 역변환 기법을 적용하면 아래 식(8)과 같은 Follower의 제어 입력을 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} a_{FT} \\ a_{FN} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \sin(\psi_F - \psi_L) & -\cos(\psi_F - \psi_L) \\ \cos(\psi_F - \psi_L) & \sin(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} \\ \left(\begin{bmatrix} \ddot{y}_1 \\ \ddot{y}_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\frac{V_F}{V_L} + a_{LN} \cos(\psi_F - \psi_L) + \frac{a_{LN}}{V_L} \dot{\rho}_f \\ a_{LT} - \frac{V_F}{V_L} a_{LN} \sin(\psi_F - \psi_L) - \frac{a_{LN}}{V_L} \dot{\rho}_l \end{bmatrix} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, 입력과 출력의 비선형성을 제거하기 위해서 식(9)와 같이 비례 미분 형태의 제어를 적용하였다.

$$\ddot{y} = \ddot{y}_d, \quad \ddot{y}_d = \begin{bmatrix} \ddot{\rho}_{l_d} \\ \ddot{\rho}_{f_d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_{l_s} \dot{\rho}_{l_d} - k_l \rho_{l_d} \\ -k_{f_s} \dot{\rho}_{f_d} - k_f \rho_{f_d} \end{bmatrix} \quad (9)$$

식(9)의 선형 시스템은 시간에 따라 점근적으로 안정 가능한 양의 이득이 항상 존재한다. 초기 ρ_f 와 ρ_l 가 f_c 와 l_c 과 같으면 ρ_{f_d} 와 ρ_{l_d} 는 0이 되며, ρ_{f_d} 와 ρ_{l_d} 또는 이의 1차 미분 값이 0이 아닌 경우도 시간에 따라 0으로 수렴하게 된다. 결과적으로, 정리된 편대 비행 유도 법칙은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} a_{FT} \\ a_{FN} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\psi_F - \psi_L) & -\cos(\psi_F - \psi_L) \\ \cos(\psi_F - \psi_L) & \sin(\psi_F - \psi_L) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -k_b \dot{\rho}_d - k_l \rho_{ld} \\ -k_\beta \dot{\rho}_{fd} - k_f \rho_{fd} \\ -\frac{V_F}{V_L} + a_{LN} \cos(\psi_F - \psi_L) + \frac{a_{LN}}{V_L} \dot{\rho}_f \\ a_{LT} - \frac{V_F}{V_L} a_{LN} \sin(\psi_F - \psi_L) - \frac{a_{LN}}{V_L} \dot{\rho}_l \end{bmatrix} \quad (10)$$

수직 평면에 관해서는 수평 평면에서와 마찬가지로 수직 방향 유도 법칙을 구할 수 있다. 본 논문에서는 편대 비행 시험 구성을 단순화하고 용이하게 하기 위해 Follower의 고도 명령으로 Leader의 고도 값을 사용하였다.

식(10)에서 구한 Follower의 제어 입력은 비행 제어시스템의 유도 루프에서 계산하여 아래와 같이 추종 명령 값으로 변환하여 하위 레벨의 비행 제어기^[8]의 입력으로 사용한다.

$$\dot{V} = a_{FT}, V_{ref} \approx V_{now} + a_{FT} \Delta t \quad (11)$$

$$\dot{\psi} = \frac{a_{FN}}{V}, \psi_{ref} \approx \psi_{now} + \frac{a_{FN}}{V} \Delta t \quad (12)$$

$$h_{Fref} = h_L - h_c \quad (13)$$

2.2 시뮬레이션 결과

본 시뮬레이션에서는 10Hz로 샘플링된 Leader의 실제 비행 데이터를 이용해 속도, 고도, 위치 및 가속도 정보 등을 Follower에 전송한다고 가정하고 시뮬레이션을 수행하였다. Leader의 비행 데이터에는 GPS/INS (Global Positioning System aided Inertial Navigation System)기반의 항법 시스템으로 인해 GPS에 의한 항법 해보정 시마다 발생하는 불연속적인 항법 데이터 특성을 포함할 뿐만 아니라 측정 센서의 잡음이 포함되어 있다. 이는 실제 비행 시험시 추종 제어 성능을 저하시킬 가능성이 있으므로 이러한 조건 하에서 제안된 편대 유도 법칙의 성능을 검증하기 위하여 실제 비행 데이터를 이용해 시뮬레이션을 수행하였다. Follower의 기동 가속도는 Leader의 비행시험 데이터를 기반으로 아래와 같이 제한하였고 초기 조건은 다음 Table 1과 같다.

$$\begin{bmatrix} a_{FT} & a_{FN} & a_{FZ} \end{bmatrix}^T \leq \begin{bmatrix} 2 & 15 & 3 \end{bmatrix}^T (m/s^2)$$

Table 1. Initial condition of simulation

| | Leader | 1st Follower | 2nd Follower |
|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|
| 위치[m] (x, y, z) | 7.2, 95.1, 118.9 | 2.2, 90.1, 113.9 | -2.7, 85.1, 108.9 |
| 방향각[deg] | -19.3 | 0.7 | -49.3 |
| $V_{xy-init}$ [m/s] | 13.3 | 13 | 12 |
| V_z-init [m/s] | -0.49 | 0 | 0 |

여기서 각 Follower의 편대 비행 여유 명령거리는 $l_c = \pm 5m, f_c = 10m, h_c = 10m$ 로 설정하였으며 식(9)의 비례 미분 제어기는 다음과 같이 설계하였다.

$$K_{lp} = 1.8, K_{ld} = 0.7$$

$$K_{fp} = 0.7, K_{fd} = 0.3$$

Fig. 2의 Leader의 비행궤적은 비행시험으로 획득한 자동 선회 비행 궤적을 나타내며, 이 데이터를 이용하여 시뮬레이션 한 결과, 2대의 Follower는 Leader의 정보를 수신 받아 이를 이용하여 편대 유도 법칙을 기반으로 편대를 구성하고 유지함을 알 수 있다.

Fig. 3은 시뮬레이션 동안의 Leader와 각 Follower 간의 상대 거리 오차를 나타낸 것으로 2대의 Follower는 약 10초 후, 전진 방향과 횡방향, 수직 방향 오차가 수렴하면서 편대를 구성하는 것을 알 수 있다. 본 시뮬레이션에서는 실제 비행 데이터의 센서 잡음 등의 상황에서도 제안된 편대 유도 법칙의 강건한 성능을 확인하였다.

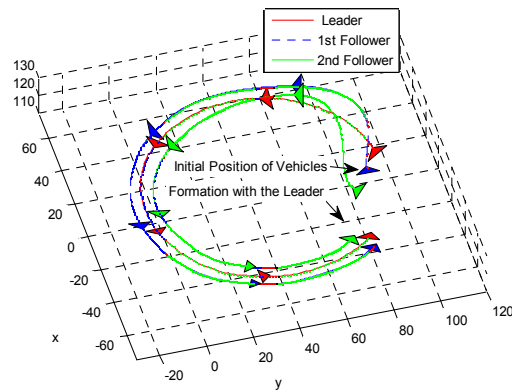


Fig. 2. 3D formation flight trajectories

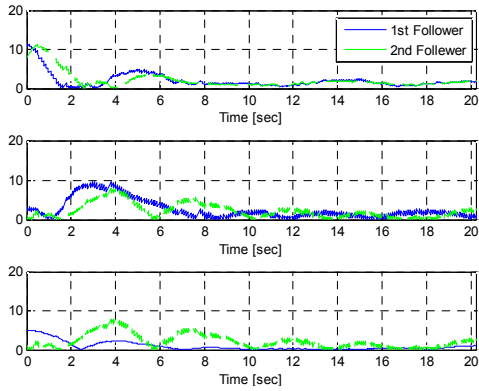


Fig. 3. Formation relative distance error

2.3 편대 비행 시험

2.3.1 실험 비행체

편대 비행 시험은 Fig. 4와 Table 2의 무미익 고정익 형태의 MAV^[8]를 사용하였다. Fig. 4의 MAV는 수직 미익과 롤 자세 제어를 위한 러더, 피치 자세 제어를 위한 엘리베이터를 각각 1개씩 가지고 있으며, 약 150g의 탑재중량 싣고 15분 비행이 가능한 비행체이다. 본 비행체에는 자체개발한 100g정도의 초소형 고성능 비행제어컴퓨터가 탑재되어 본 연구에서 개발한 편대비행 제어 알고리즘을 실행한다.

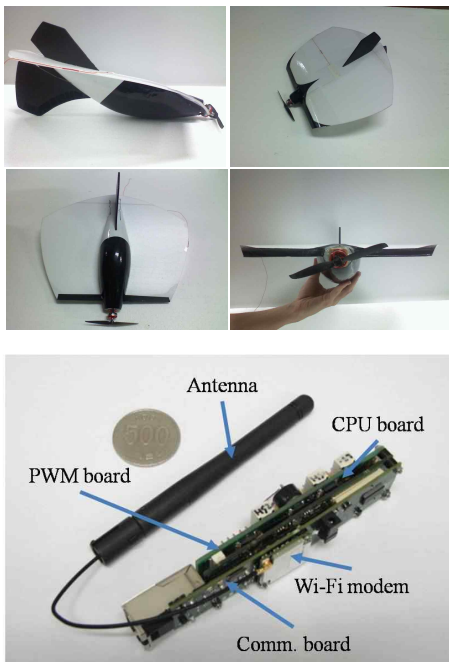


Fig. 4. KAIST Firefly configuration

Table 2. MAV Specifications

| | |
|-------|----------|
| 크 기 | 500 mm |
| 공허 중량 | 210 g |
| 비행 속도 | 8~15 m/s |
| 비행 시간 | +15 min |
| 탑재 중량 | 150 g |

2.3.2 통신 시스템 구성

앞장에서 제안한 편대 비행 유도 법칙은 비행체 간 통신을 기반으로 하기 때문에 Follower가 편대 비행을 하기 위해서는 Leader의 자세, 위치, 속도, 고도, 가속도 값을 수신 받아야 한다. 따라서 각 비행체는 자신의 정보를 지상국에 송신하고 지상국에서는 국지 직교 좌표계(LCC)로 필요한 정보를 변환하고 최소한의 정보를 지정된 통신 속도로 Follower에 전송하도록 Fig. 5와 같이 통신 구조를 설정하였다.

지상국에서 Follower의 편대 비행에 필요한 필수 정보는 Table 3과 같이 데이터 형태로 정의하였다.

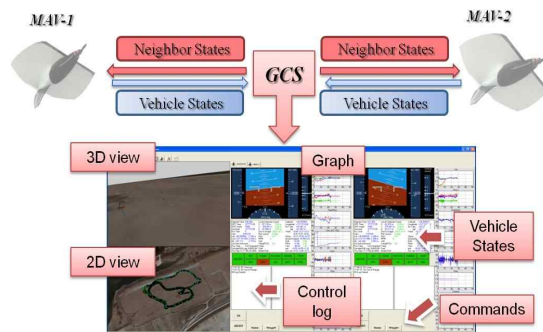


Fig. 5. Data link configuration

Table 3. Data packet

| | | | | | | | | | |
|------------|----------|---|---|----------|-------|-------|--------|---|-----------|
| No. [Byte] | 8 | 4 | 4 | 4 | 4 | 4 | 4 | 4 | 1 |
| Data | GPS Time | X | Y | V_{xy} | a_T | a_N | ψ | h | check-sum |

2.3.2 비행 시험 결과

제안된 편대 유도 법칙은 비행 시험을 통해 성능 및 타당성을 검증하였다. 편대 비행 중 데이터 통신의 안정성 및 실시간성 확보를 위해서 비행체간 통신 속도는 10Hz로 설정하였다. 편대 여유 거리는 $l_c = -5m, f_c = 10m, h_c = 0m$ 로 하여 Follower가 Leader의 후방 원편에서 동일 고도로 비행하도록 설정하였다.

Fig. 6은 Leader가 자동으로 정상 수평 선회 기동을 수행하는 동안 Follower가 편대 유도 법칙과 비행체간 통신 시스템을 기반으로 편대를 구성, 유지하는 3차원 비행궤적을 보이고 있다.

Fig. 7에는 Fig. 6의 비행궤적의 일부를 각 비행체의 위치와 함께 도시하였다. Fig. 8은 비행 시험 동안의 Leader와 Follower의 여유 명령 거리의 상대 오차를 나타낸 것이다. Fig. 9는 편대 비행 동안의 Leader와 Follower의 고도와 속도를 도시하였다. Fig. 10에는 편대 비행이 시작된 시점으로부터 편대 비행 동안의 생성된 제어 입력을 도시하였는데 여기서 제어 입력 값은 각 조종면의 변위 및 Throttle 비율을 의미한다.

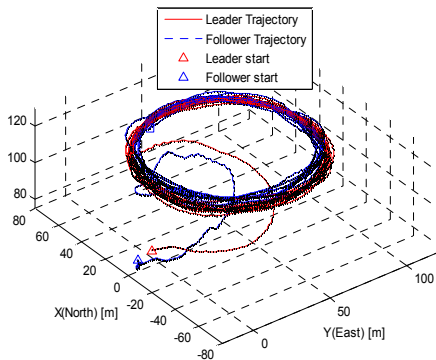


Fig. 6. 3D formation trajectories of MAVs

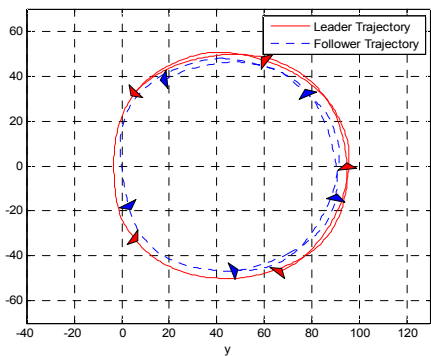


Fig. 7. 2D formation trajectories of MAVs

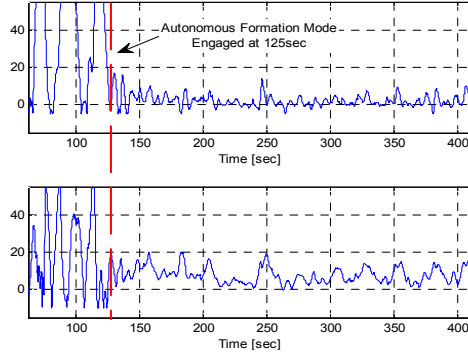


Fig. 8. Relative distance error

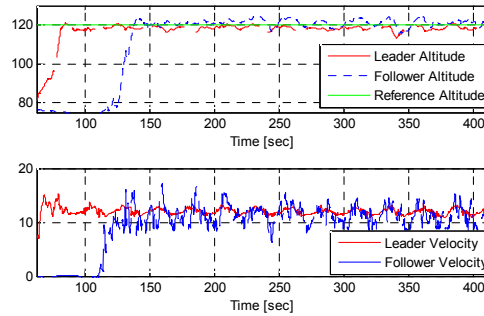


Fig. 9. Altitude and velocity history

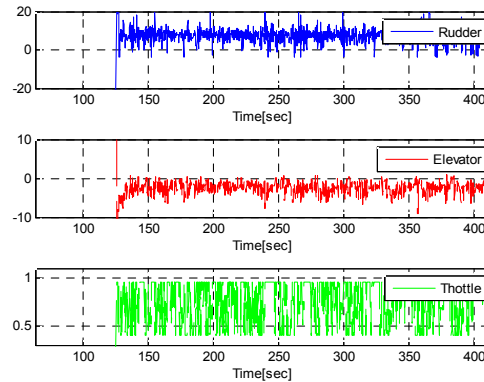


Fig. 10. Control input history

Fig. 8에서 알 수 있듯이, 자동 편대 비행 모드는 Leader의 비행이 시작된 시점으로부터 약 125초 후에 인가되었으며, Follower가 Leader에 접근하여 편대를 유지하면서 급격하게 감소하고 수렴하는 것을 볼 수 있다. 여기서, Fig. 8에서 횡방향 거리 오차는 상당히 제한적으로 나타나는 것을 알 수 있다. 전진 방향의 거리 오차의 경우, 제한적이거나 평균 10미터 이내의 오차가 발생하는 것을 알 수 있다. 이는 대상 MAV의 속도 제어 성능이 횡방향의 롤 자세각 제어에 비해 무척 감

량을 위하여 선정된 경량의 모터와 전자변속기의 낮은 시정수로 인하여 수렴 속도가 상대적으로 느리고 큰 전진 방향 제어 이득값으로 인해 전진 방향 상대 거리 오차에 민감하게 반응하여 큰 속도 명령값이 생성됨에 따라 Fig. 9에서 보듯이 Follower의 비행 속도가 진동하게 되었고 이로 인해 전진 방향의 여유 명령 거리 오차를 정밀하게 추종하지 못하면서 발생하는 것으로 판단된다. 이에 대한 향후 편대 유도 법칙의 전진 방향 제어기의 제어 이득 조정이 필요할 것으로 판단된다. 또한, 이러한 횡방향, 전진방향 오차가 발생하는 원인으로는 표준 편차가 약 3~10m에 이르는 단일 GPS의 위치 추정 오차와 10Hz의 낮은 통신 속도 및 간헐적인 통신 지연 및 두절, 데이터 전송의 비실시간성 등에 의한 것으로 판단된다. 향후, DGPS (Differential GPS)와 같은 높은 정밀도를 갖는 항법해 및 고출력, 고속의 통신 시스템을 이용하면 제안된 편대 유도 법칙 기반의 편대 비행 성능 향상이 가능할 것으로 판단된다.



Fig. 11. MAVs in automatic-formation flight

III. 결 론

본 논문에서는 다수의 MAV 운용에 필요한 편대 비행 유도 법칙을 제안하고 이를 검증하기 위해 실제 비행 데이터 기반의 시뮬레이션을 수행하고 통신 시스템을 구축하여 자동 편대 비행 시험을 수행하고 이에 대한 결과를 서술하였다.

제안된 편대 유도 법칙은 편대 기하학과 질점 모델을 이용해 설계되어 MAV 뿐만 아니라 다른 무인기에도 적용이 가능하므로 복수의 무인기 운용에 활용하여 다른 형태의 비행체와의 편대 비행으로 확장이 용이한 장점을 가지고 있다.

비행 시험 결과, Follower는 제안된 편대 유도 법칙과 통신 시스템을 기반으로 Leader와 편대 비행을 성공적으로 수행하여 본 연구에서 제시한 편대 비행 유도 법칙의 타당성을 실험적으로 검증하였다.

후 기

본 논문은 KAIST 기관고유사업(KIDCS) 무인기 군집비행을 위한 무리 비행제어 연구 과제에 의해 지원된 연구임(과제번호: N10100033).

참고문헌

- 1) Weimerskirch, H., Martin, J., Clerquin, Y., Alexandre, P., and Jiraskova, S., "Energy savings in flight formation", *Nature*, Vol. 143, 2001.
- 2) Gingrass, R. D., "Experimental Investigation of a Multi-Aircraft Formation", AIAA Paper 99-3143, 1999.
- 3) Lavretsky, E., "F/A-18 Autonomous Formation Flight Control System Design", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA paper 2002-4757, 2002.
- 4) Gu, Y., Seanson, B. Campa, G., and Napolitano, M. R., "Design and Flight Testing Evaluation of Formation Control Law", *IEEE Transactions on Control System Technology*, Vol. 14, No. 6, Nov. 2006.
- 5) Johnson, E. N., Calise, A. J., Sattigeri, R., and Watanabe, Y., "Approaches to Vision-Based Formation Flight Control", *Proceeding of IEEE Conference on Decision and Control*, Dec. 2004.
- 6) Ryoo, C. K., Kim, Y. H., and Tahk, M. J., "Optimal UAV formation guidance laws with timing constraint", *International Journal of Systems Science*, Vol. 37, 2006.
- 7) Khaili, H. K., *Nonlinear System*, Prentice hall inc. New Jersey, 3rd edition, 2002.
- 8) You, D. I. and Shim, H. C., "Development of Autonomous Micro Aerial Vehicle Systems", *2009 APISAT*, Japan, Nov. 2009.