

무인기의 편대비행을 위한 트랙유도 알고리즘 설계

Design of a Track Guidance Algorithm for Formation Flight of UAVs

이 동 우, 이 재 현, 김 승 균, 석 진 영*

(Dongwoo Lee¹, Jaehyun Lee¹, Seungkeun Kim¹, and Jinyoung Suk^{1,*})

¹Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

Abstract: This paper presents a modified track guidance algorithm for formation flight of multiple UAVs. The suggested guidance algorithm is the spatial version of the first order dynamic characteristics for a time-dependent system so the algorithm is able to generate a path without overshoot to track the desired line. A crucial design parameter is a spatial constant that controls the shape of the convergence to an assigned flight path similarly to a time constant. Reference flight trajectories are designed based on a two-dimensional vehicle model, and the performance of the proposed guidance law is verified by numerical simulation using rigid body UAV dynamics with MATLAB/Simulink Aerosim Blockset.

Keywords: formation flight, UAV, spatial constant, flight path, guidance law

I. 서론

무인항공기(UAV: Unmanned Aerial Vehicle)는 현재 미국과 이스라엘 및 유럽 국가들을 필두로 아시아 여러 국가에서도 연구 개발이 활발히 진행되고 있는 미래의 중요한 항공우주 기술 분야이다[1]. 감시, 정찰, 수색, 물결투하 등 군사적 용도에서 시작한 무인항공기는 군사력 증진에 기여하였으며, 최근에는 본래의 임무 영역에서 확장하여 인간이 접근하기 어려운 지역의 정찰, 기상관측, 산림업, 농업, 어업 등등 민간영역에 까지 범위가 넓어지고 있고, 유인기가 수행하고 있는 여러 임무를 대신하고 있다[17]. 하지만 단일무인항공기는 임무수행에 있어 효율성이 떨어지고 제한된 범위 내에서 운용이 가능한 한계를 갖고 있다. 이를 극복하기 위해 다수의 무인항공기를 운용하는 방법이 도입되었다. 다수의 무인항공기의 운용은 각각의 기체 자체의 성능 변화 없이 임무할당을 통해 상호 협력적 임무를 수행할 수 있으며, 임무 분담에 따른 다양성, 정확성 및 효율성 등 전략적인 장점을 갖는다. 이와 같은 연구는 미국의 선도 하에 호주 일본 등 많은 국가에서 진행되어왔으며, 이후 유럽의 많은 국가들이 가세하여 현재 전 세계적으로 다양하고 실용적인 무인기에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다[2,3].

무인기 연구 선진국 중 하나인 미국은 UAS Roadmap을

통해 2030년 까지 무인기의 기술수준을 편대 비행 작전이 가능한 공격용 무인기로 계획하고 있다[4]. 이렇듯 미래 무인기의 임무는 보다 다양하고 복잡해질 것이며 다양한 임무를 수행하기 위해선 정찰 감시 활동은 물론 위협 표적 공격, 생존성 향상을 위해 대공 위협물 회피 및 충돌회피 등의 능력이 필요하게 된다. 무인기의 이러한 능력을 가능하도록 위해서는 보다 정밀한 경로점 추종이나 비행경로 추종이 가능한 유도 알고리즘[16] 및 편대비행 제어에 관한 연구가 필수적이다[5,6].

편대비행 제어에 대한 연구는 선도기 - 추종기(Leader-Follower), 가상구조(Virtual structure), 행동기반(Behavioral), 일치기법(Consensus) 등으로 나누어진다[7]. 선도기-추종기 기법은 특정 기체를 선도기로 설정하고 나머지 기체를 추종기로 정의하여 추종기 기체들이 선도기의 비행궤적을 추종하도록 하는 방식이다. 선도기-추종기 접근 방식에 있어서 동역학 모델을 이용한 3차원 편대비행 제어 기법이 연구된 사례가 있으며 고전 선형제어기법 PID (Proportional, Integral, and Derivative)를 사용하여 편대 모양을 유지한 국외 연구 사례가 있다[8]. 가상구조 기법은 선도기-추종기 방식에 비하여 편대비행 형태를 취하는 것에 더 유연하지만 중앙 집중방식이기 때문에 한 점에서 예상하지 못한 변칙이 전체 시스템의 불안정성을 가져올 수 있는 단점이 있다. 이에 비중앙 집중방식을 이용한 가상구조 편대비행기법이 연구되어 왔는데 이런 기법은 많은 수의 비행체를 제어 할 때 혹은 제한된 비행체간의 통신 데이터 할당문제를 해결할 수 있는 장점이 있다[9]. 행동기반 기법은 분산형 방식으로써 다른 편대비행 전략 보다는 적은 통신을 필요로 하는 특징이 있지만 편대유지를 위한 상대거리의 대칭성이 유지되어야만 정상적인 성능을 제공한다는 단점을 가진다. 이러한 행동기반 기법과 유전 알고리즘을 이용한 무리제어 알고리즘이 연구 된 바 있다[10]. 일치기법은 각 개체들이

* Corresponding Author

Manuscript received September 1, 2014 / revised September 10, 2014 / accepted September 15, 2014

이동우, 이재현, 김승균, 석진영: 충남대학교 항공우주공학과 (dlehddn321@gmail.com/cannonloves@hotmail.com/skim78@cnu.ac.kr/jsuk@cnu.ac.kr)

※ 이 연구는 충남대학교 학술연구비와 국방과학연구소 개별기초연구(일반기초) “함상이착륙 유도/제어 알고리즘 연구(UD130053JD)”의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

근접 개체와의 제한된 정보교환 및 공유를 연속적으로 유지함으로써 협동제어를 구현하는 방식의 접근법 이다[11]. 기존 연구된 일치기법을 이용한 피드백 선형화 편대비행기법에서는 편대 비행시 특정 선도기가 존재 하지 않으며 오직 이웃한 무인기간의 정보만을 이용하여 제어한다는 특징을 갖는다[12].

본 논문에서는 경로점을 추종하고 이를 편대비행까지 확장 가능한 트랙유도 알고리즘을 제안한다. 제안된 유도 알고리즘은 1차 시스템의 시상수와 같은 공간유도 상수를 제어 변수로 설계 하며 공간유도 상수에 따라 이론상 오버슈트 없는 비행궤적을 생성할 수 있다. 이러한 경로점 추종 알고리즘을 편대비행을 위한 알고리즘으로 확장하였으며 이때 설계변수인 공간유도 상수는 편대 비행 시 종/횡방향 오차 수렴을 결정하는 파라미터가 된다.

본 논문에서 제시한 트랙 유도 알고리즘을 검증하기 위하여 단일 무인항공기의 동역학 모델로서 Aerosonde 비선형 모델을 사용하였다. Aerosonde 비선형 모델의 각 축 안정성 증진을 위하여 내부 루프로는 PID제어기를 이용한 SCAS (Stability Control Augmentation System)을 설계하였으며 외부 루프로는 트랙유도 알고리즘과 편대비행 알고리즘을 설계 하였다. 비선형 모델 시뮬레이션 환경으로는 Matlab/Simulink와 Aerosim blockset을 사용하여 구축 하였다.

본 논문 II 장에서는 시뮬레이션에 사용될 Aerosonde 동역학 모델 및 SCAS 설계에 대하여 논하였으며 III 장에서는 트랙유도 알고리즘과 편대비행을 위한 트랙유도 알고리즘에 대하여 소개하였다. IV 장에서는 트랙유도 알고리즘과 설계 변수 및 상황에 따른 트랙유도 알고리즘을 시뮬레이션 수행 하였고 V 장에서 결론을 논하였다.

II. 모델링

본 논문에서는 트랙유도 알고리즘을 검증하기 위하여 호주에서 개발한 Aerosonde 비선형 모델을 사용하였다. Aerosonde는 호주에서 개발된 무인기로서 1995년 해양 대륙 뇌전실험 관측사업(MCTEX: Maritime Continent Thunderstorm Experiment)에 처음 사용되었으며, 1998년에 실용화가 이루어져 많은 실험관측에 이용되어왔다[13,14].

1. 동역학 모델 식

Aerosonde 모델의 비선형 동역학 모델 식은 다음과 같다.

- Forces Equation of motion

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw + g_x + a_x \\ \dot{v} &= pw - ru + g_y + a_y \\ \dot{w} &= qu - pv + g_z + a_z \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned} g_x &= -g \sin\theta \\ g_y &= g \sin\phi \cos\theta \\ g_z &= g \cos\phi \cos\theta \end{aligned} \tag{2}$$

- [u v w]^T : 항공기의 공기역학적 속도 벡터
- [ax ay az] : 공기역학, 추진력, 바람의 가속도 성분
- [p q r]^T : 동체 각속도 성분
- [gx gy gz]^T : 중력가속도 성분

- Moments equation of motion

$$\begin{aligned} \dot{p} &= (c_1 r + c_2 p)q + c_3 L + c_4 N \\ \dot{q} &= c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \\ \dot{r} &= (c_8 p - c_2 r)q + c_4 L + c_9 N \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{(I_y - I_z)I_x - I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} & c_4 &= \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & c_7 &= \frac{1}{I_y} \\ c_2 &= \frac{(I_x - I_y + I_z)I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} & c_5 &= \frac{I_z - I_x}{I_y} & c_8 &= \frac{I_x(I_z - I_y) + I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ c_3 &= \frac{I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} & c_6 &= \frac{I_{xz}}{I_y} & c_9 &= \frac{I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{aligned} \tag{4}$$

[L M N] : 항공기의 공기역학적 모멘트 성분

- Velocity equation of motion

$$\begin{aligned} \dot{V}_N &= -(\dot{L}on + 2\omega_{ie})\sin(Lat) V_E + \dot{L}at V_D + f_D \\ \dot{V}_E &= (\dot{L}on + 2\omega_{ie})\sin(Lat) V_N \\ &\quad + (\dot{L}on + 2\omega_{ie})\cos(Lat) V_D + f_E \\ \dot{V}_D &= -\dot{L}at V_D - (\dot{L}on + 2\omega_{ie})\cos(Lat) V_E + f_D + g \end{aligned} \tag{5}$$

$$\begin{aligned} \dot{L}at &= \frac{V_{North}}{R_{meridian} + ALT} & \dot{A}LT &= -V_{DOWN}, & AConGND &= 0 \\ \dot{L}on &= \frac{V_{East}}{R_{normal} + ALT} & \dot{A}LT &= 0, & AConGND &= 1 \\ R_{meridian} &= \frac{r_e(1 - \epsilon^2)}{(1 - \epsilon^2 \sin^2 \phi)^{3/2}} & r_e &= 6378137m \\ R_{normal} &= \frac{r_e}{(1 - \epsilon^2 \sin^2 \phi)^{1/2}} & \epsilon &= 0.0818191908426 \end{aligned} \tag{6}$$

2. 선형 모델

내부 제어기를 설계하기 위해서 비선형 모델로부터 선형 모델을 얻어야 한다. 이러한 과정은 Trim 조건에서 항공기의 동역학적 파라미터와 공기역학적 계수를 이용하여 선형화를 수행하였다.

3. SAS 시스템 설계 및 검증

본 논문에서는 항공기 roll, pitch, yaw 3축의 자세제어를 위해 PID 선형제어 기법을 이용하여 Flight Control System을 설계하였다. 제어 명령에 대한 블록 다이어그램은 그림 1과 같다.

PID 선형제어기법을 이용하여 설계한 Flight Control System을 검증하기 위해 비선형 모델 Aerosonde에 적용하여 시뮬레이션을 수행 하였다. 표 1을 보면 Flight Control

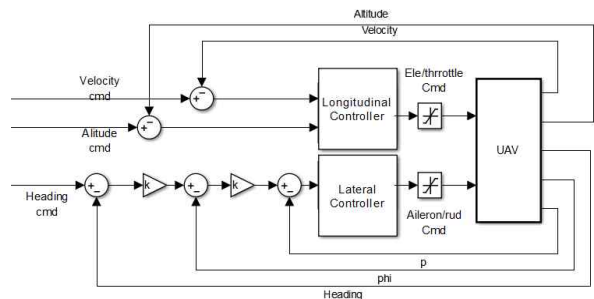
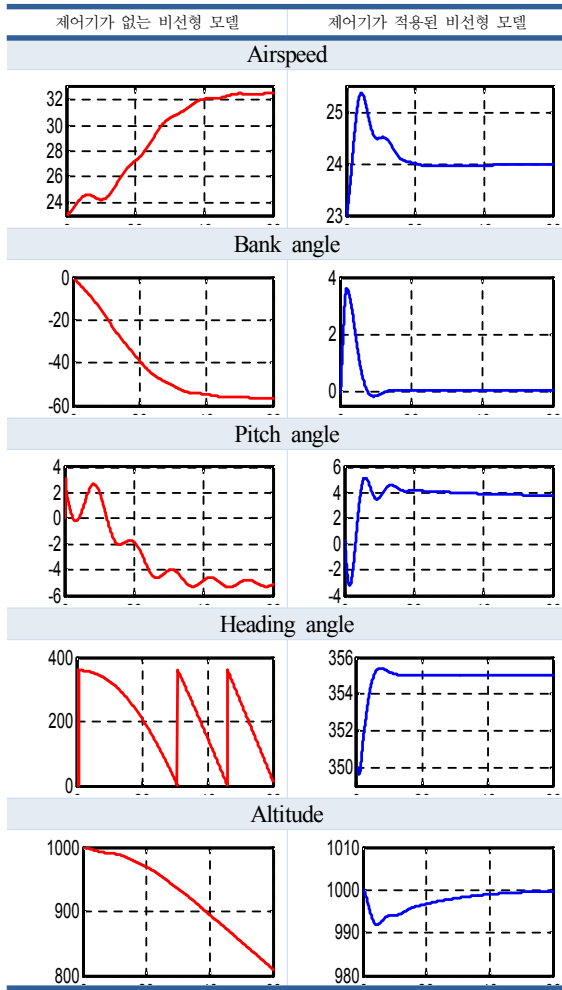


그림 1. 비행 제어 시스템 블록선도.
Fig. 1. Schematic for basic flight control system.

표 1. 비선형 모델의 제어 반응 비교.

Table 1. Comparison of response for UAV.



System이 없는 비선형 Aerosonde 모델의 경우 spiral mode 불안정성에 의하여 상태값이 발산하는 모습을 보이지만 Flight Control System 설계 이후 명령값에 해당하는 속도 24m/s 고도 1000m heading 355도에 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

III. 트랙 유도 알고리즘

무인항공기의 경로점 항법을 위하여 3차원 공간에서 두 경로점을 잇는 경로를 가정하였으며, 경로를 추종하는 트랙유도 알고리즘을 도입하였다. 일차 전달함수 시스템과 유사한 특성을 갖는 알고리즘으로 1차 시스템의 시상수 (Time Constant)와 유사한 공간유도상수(Spatial Guidance Constant, $\beta(m)$)를 파라미터로 갖는다.

그림 2와 같이 추종하고자 하는 선분(Track Line)을 가정해보자. 질점모델로 가정한 비행체의 속도벡터를 경로선에 수평한 성분과 수직인 성분으로 분리한다. 비행체가 경로선과의 거리오차에 대해 그림 2와 같이 수렴한다고 하면 비행체의 지상속도(Ground Speed)는 두 성분으로 나눌 수 있으며, 비례관계에 따라 다음과 같은 식이 성립된다.

$$\frac{(Y_f - y)}{\beta} = \frac{\dot{y}}{\dot{x}} \quad (7)$$

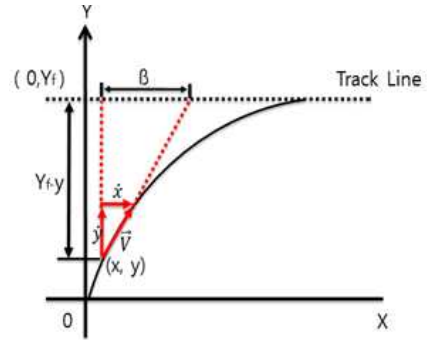


그림 2. 트랙 유도 알고리즘 구성도.

Fig. 2. Schematic for track guidance algorithm.

$$\beta \frac{dy}{dt} - \frac{dx}{dt} (Y_f - y) = 0 \quad (8)$$

식 (8)에서 $\frac{dy}{dx} = y'$ 라 정의하고 식을 다시 정리하면 식 (9)와 같이 1차 비제차 미분방정식이 되며 그 해는 식 (10)과 같다.

$$y' + \frac{y}{\beta} = \frac{Y_f}{\beta} \quad (9)$$

$$y(x) = Y_f (1 - e^{-\frac{x}{\beta}}) \quad (10)$$

식 (10)은 전형적인 1차 전달함수를 가지는 시스템의 동역학 형태이며 $x=\beta$ 일 때 목표거리의 63.2%에 도달한다.

$$y(\beta) = Y_f (1 - e^{-1}) \quad (11)$$

일차 전달함수 시스템의 동역학과 비교하면 베타는 시상수에 대응하는 공간유도 상수(Spatial Guidance Constant)이다. 즉 공간 변수(x)에 대한 y(x)의 수렴도를 결정한다. 또한 $x=3,4,5\beta$ 일 때 응답은 각각 최종값의 95%, 98.2%, 99.3%에 도달하므로 $x \geq 4\beta$ 에서 최종값의 2% 이내에 도달하게 된다.

따라서 이론적으로 베타값에 따라 비행체의 목표 경로선 추종능력이 예측 가능하고 목표 경로선에 급격하게 혹은 완만하게 추종하는 비행궤적을 설계할 수 있다. 그러나 실제 항공기가 급격한 비행궤적을 추종할 때 비행체 동역학이나 탑재장비의 하중 및 특성에 따라 적절한 롤각의 제한이 있기 때문에 비행체의 비행특성에 따라 적절한 베타 값을 설계해야 한다.

비행체가 추종해야할 경로선은 목표점 W_{p1}, W_{p2} 을 이은 선분이다. 비행체의 위치는 목표점 W_{p2} 로부터 알 수 있으며, 비행체는 점 P_i 을 추종하도록 한다. 이때 비례 게인 K_R 를 피드백 하는 형태로 식 (12)와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{\psi}_{CMD} = K_R (\beta \dot{Y} - Y_d \dot{X}) \quad (12)$$

또한 정상 수평선회 비행을 할 때 식 (13)과 같이 롤각과 방위각의 변화율 간의 관계식이 성립한다.

$$m U_0 \dot{\psi} \cos \phi = mg \sin \phi \quad (13)$$

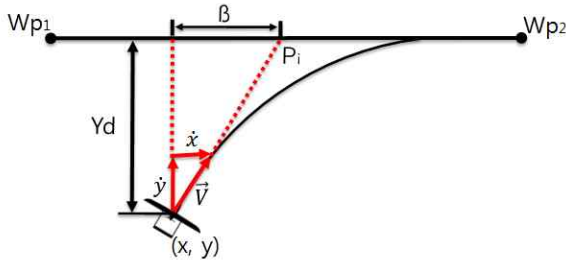


그림 3. 트랙 유도 알고리즘 구성도.
Fig. 3. Strategy of the track guidance algorithm.

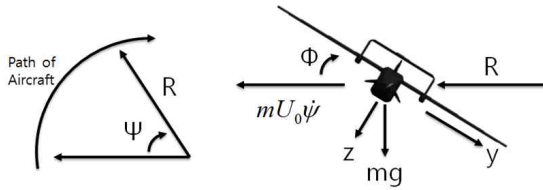


그림 4. 비행기 물각과 방위각 변화량.
Fig. 4. Conversion of $\dot{\psi}$ into ϕ .

ϕ 가 충분히 작다면 $\sin\phi \approx \phi$, $\cos\phi \approx 1$ 으로 선형화 할 수 있으며, 식 (13)은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\phi = \frac{U_0 \dot{\psi}}{g} \tag{14}$$

따라서 최종 트랙유도 알고리즘을 위한 물각 명령은 식 (15)와 같다.

$$\phi = \frac{U_0 K_R (\beta \dot{Y} - Y_d \dot{X})}{g} \tag{15}$$

IV. 편대 비행 알고리즘

기존 트랙 유도 알고리즘이 이미 알고 있는 두개의 경로 점을 잇는 트랙라인을 추종하였다면 편대비행 알고리즘은 선도기와 추종기의 위치 및 선도기 heading 방향을 이용하여 추종기가 추종해야 할 트랙을 생성한다. 생성되는 트랙은 매 샘플링 시간 마다 새롭게 생성되며 그림 5와 같다.

편대 비행에서는 선도기를 기준으로 종방향과 횡방향의 거리를 일정하게 유지함으로써 편대비행을 수행한다. 본 논문에서는 V자 편대 비행을 위하여 그림 6과 같이 선도기로부터 오프셋 된 가상의 선도기를 생성하였으며 이때 생성된 트랙을 추종하여 편대비행을 유지하도록 하였다.

종방향 거리를 유지하기 위해서 내부 루프로는 PID 제어기를 사용하여 속도를 제어 하였으며 외부 루프로 PD 제어기를 이용하여 종방향 거리를 제어하였다.

무인항공기가 편대 비행을 수행하기 위해서는 공간 좌표상에서 일정한 거리를 유지해야 하는데 이를 위해 선도기 heading방향 축을 기준으로 새로운 좌표축을 생성하여 상대 거리를 계산 하였다. 선도기 중심 좌표축을 기준으로 추종기와와의 상대 거리는 다음의 기하학적 관계식으로부터 구할 수 있다[15].

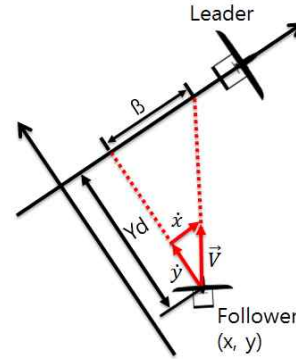


그림 5. 선도기의 유도 라인.
Fig. 5. Track guidance of leader.

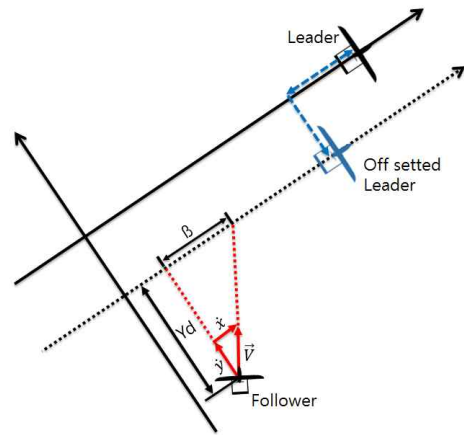


그림 6. 오프셋된 선도기의 유도 라인.
Fig. 6. Track guidance of offset Leader.

$$\begin{aligned} \bar{f} &= (x_L - x) \sin\psi_L + (y_L - y) \cos\psi_L \\ \bar{l} &= (x_L - x) \cos\psi_L - (y_L - y) \sin\psi_L \\ \dot{\bar{f}} &= V_L - V \cos(\psi - \psi_L) - \dot{\psi}_L \bar{l} \\ \dot{\bar{l}} &= V \sin(\psi - \psi_L) + \dot{\psi}_L \bar{f} \end{aligned} \tag{16}$$

따라서 트랙유도 알고리즘의 편대비행을 위한 heading 변화량은 식 (17)과 같으며 이때 편대비행을 위한 블록선도는 그림 8와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= Kp(\beta \dot{y} - y_d \dot{x}) \\ &= Kp \begin{pmatrix} \beta(V \sin(\psi - \psi_L) + \dot{\psi}_L((x_L - x) \sin\psi_L + (y_L - y) \cos\psi_L)) \\ -((x_L - x) \cos\psi_L - (y_L - y) \sin\psi_L) \\ (V_L - V \cos(\psi - \psi_L) - \dot{\psi}_L((x_L - x) \cos\psi_L - (y_L - y) \sin\psi_L)) \end{pmatrix} \end{aligned} \tag{17}$$

V. 시뮬레이션

본 장에서는 질점 모델에 대한 유도 특성을 보다 실질적으로 검증하기 위해 Aerosonde 비선형 모델을 이용하여 시뮬레이션 검증을 수행 하였다. 먼저 트랙유도 알고리즘의 성능을 검증하기 위하여 단일기의 트랙라인 유도 테스트 해 보았으며 이후 편대비행 알고리즘 성능 테스트를 수행 하였다. 테스트 방법으로는 추종기의 초기 조건에 따른 선도기와 추종기의 편대비행 성능을 검증하였으며 최종적으

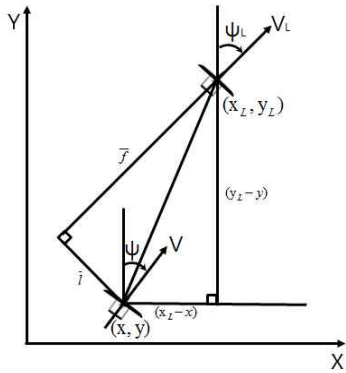


그림 7. 2-D 편대비행 기하학적 구조.
Fig. 7. 2-D formation geometry.

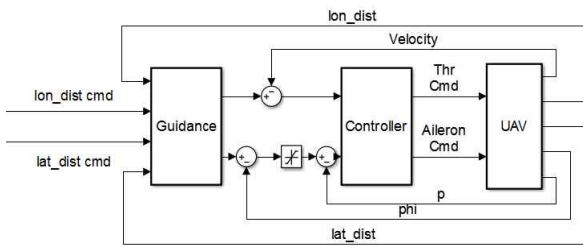


그림 8. 편대비행 알고리즘 구조도.
Fig. 8. Schematic for Formation flight.

로 5대의 무인기에 대한 편대비행 수치 시뮬레이션 하였다.

1. 단일 무인기의 트랙추정 성능 테스트

Aeoronde 비선형 모델은 속도 23m/s, 최대 롤각 명령은 20°로 제한하였다. 이때 방향 변화량은 최대 9deg/s이며 설계 파라미터 β값 100m, 200m, 400m에 대하여 초기 거리오차 500m가 떨어진 트랙라인을 추종하는 테스트를 하였다.

그림 9에서 이론상 β값이 작을수록 트랙 라인에 빠르게 수렴하는 경향을 보이지만 비선형 모델의 동역학 특성에 따른 롤각 명령제한에 따른 최대 방향 각속도 변화량이 정해지며 이를 초과하는 명령값 생성시 오버슈트가 발생하는 것을 볼 수 있다. 그림 9의 β값에 따른 Y(β), Y(4β)의 트랙 추정치를 정리한 표 2를 보면 β 200m, 400m에 대해서 4β만큼 이동시 2%이내의 오차를 보인 반면 오버슈트가 발생한 β 100m의 경우 5% 오차가 발생하는 것을 확인 할 수 있다.

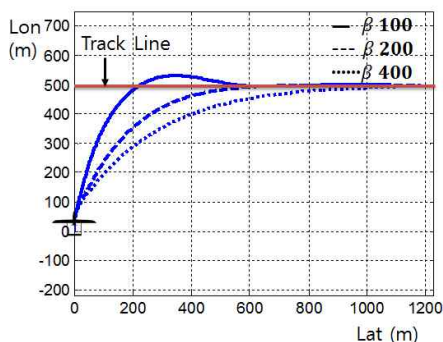


그림 9. β값에 따른 트랙 수렴도.
Fig. 9. Track convergence on various β with respect to time.

표 2. β값에 따른 트랙 수렴표.

Table 2. Track convergence table for various β.

β	Y(β)	Y(4β)
100	351m(70.2%)	525.5m(105.5%)
200	352.5m(70.5%)	499.2m(99.8%)
400	353.2m(70.6%)	495.7m(99.1%)
이론값	316m(63.2%)	490m(98%)

2. β값에 따른 편대비행 성능 테스트

제어 설계변수인 β값이 편대비행 유도법칙에 끼치는 영향을 알아보기 위하여 β값 100m, 200m, 300m, 400m에 대한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 조건으로는 선도기와 추종기가 초기 거리 500m 떨어진 지점에서 시작하여 횡방향으로 진행하는 선도기의 우측 후방 100m의 편대를 유지하도록 하였다.

그림 10에서는 β값에 따른 편대비행궤적과 종횡방향거리 오차를 보여준다. 편대비행 시 β값 100으로 설계한 제어 알고리즘에서 오버 슈트 문제가 발생하는 것을 볼 수 있으며 오버슈트가 발생하지 않는 β값은 작을수록 횡축으로 빠르게 수렴하는 것을 볼 수 있다. 하지만 종축오차에 대해서는 더욱 늦게 수렴함으로 β값 설계를 통하여 종방향과 횡방향 오차에 대해 급격하게 혹은 완만하게 접근하도록 비행궤적을 설계 할 수 있다.

3. 초기 거리 오차에 따른 편대비행

본 절에서는 선도기와 추종기의 초기 거리 차에 따른 편대비행 시뮬레이션을 수행하였다. 설계 변수 β값은 경험적으로 최적값인 200으로 설계 하였으며 초기거리 오차 400, 600, 800, 1000m에서 선도기의 포지션 대비 전, 후방 100미터를 유지하도록 유도 명령값을 설계하였다.

그림 11에서 같은 β값으로 설계한 제어 알고리즘은 횡방향으로 수렴하는 속도가 일정 하며 오차 범위로 도달하는데 걸리는 시간은 거리에 비례 하다는 것을 알 수 있다. 종방향 오차의 경우 횡방향 오차가 β값에 해당하는 약

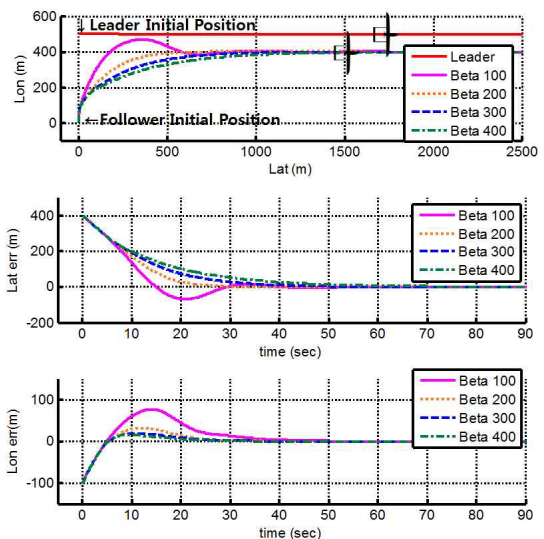


그림 10. β값에 따른 편대비행 비행 궤적 및 오차.
Fig. 10. Formation guidance performance & dist err on β.

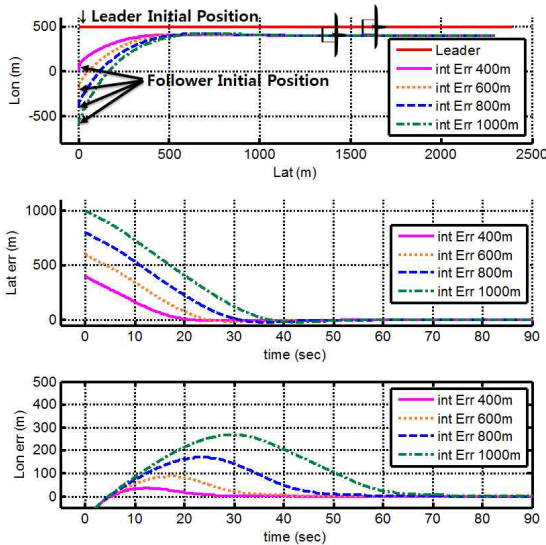


그림 11. 초기거리오차에 따른 편대비행 비행 궤적 및 오차.
Fig. 11. Formation guidance performance & dist err on int. err.

200m에 도달해야 줄어드는 특징을 갖는다.

4. 초기 위상오차에 따른 편대비행

편대비행 알고리즘의 선도기와 추종기의 초기 헤딩방향 각 오차에 따른 성능을 검증하기 위하여 초기 방향각 오차 0°, 90°, 180°, 270°(-90°)에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 포지션 명령으로는 선도기 대비 전, 후방 100미터를 유지하도록 유도 하였다.

그림 12에서 초기 방향각이 목표 경로선과 수직이 아닐 때 추종 성능이 떨어지는 것으로 나타나는데 트랙유도 알고리즘은 비행체의 속도를 목표경로선 상에 β 에 의해 정해지는 point를 향하도록 비행체를 유도 및 제어하기 때문이다. 또한 선도기의 진행방향에 대하여 Out of phase에 해당하는 초기 위상 오차 90°, 180°의 경우에도 선도기의 진

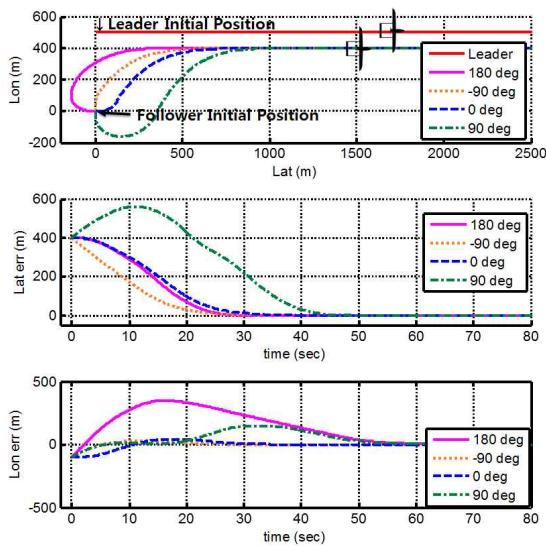


그림 12. 초기 방향오차에 따른 편대비행 궤적 및 오차.
Fig. 12. Formation guidance performance & dist err on phase angle.

행방향에 해당하는 track line으로 추종기가 유도되는 것을 볼 수 있다.

5. 동종다수 비행체 편대비행

본 절에서는 편대비행을 수행하는 방법으로 Leader-Follower 방법을 이용하여 선도기를 포함한 5대의 무인기에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 추종기는 초기 임의의 위치에서 선도기 대비 좌우 후방 50m 두 대와 좌우 후방 100m 두 대에 대하여 V자 편대비행을 유지하도록 제어 하였다.

그림 13은 초기임의 위치에서 시작하는 각각의 추종기가 선도기로 부터 정해진 포지션으로 수렴 후 편대 궤적을 유지한 시뮬레이션 결과 그래프이다. 편대 시뮬레이션 동안 선도기로부터 추종기가 유지해야할 중/횡 거리 오차와 각 비행체의 Φ , 속도 상태는 그림 14, 15와 같다.

추종기는 초기위치로 부터 요구되는 포지션으로 수렴 후 선도기 선회시 거리 오차가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이는 선회시 헤딩 방향 변화에 따른 각각의 추종기가 추종해야 하는 트랙 라인이 회전하며 선도기와의 위치 오차가 증가 하며 같은 속도로 비행 중 무인기 포지션에 따른 선회반경이 달라 오차가 발생하게 된다. 따라서 선회지 선회반경이 짧을수록 속도를 낮추어 편대가 유지되도록 설계해야 한다.

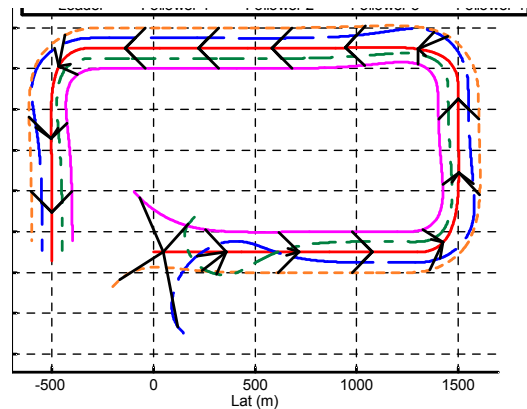


그림 13. V자 편대비행 시뮬레이션.
Fig. 13. Simulation of formation flight.

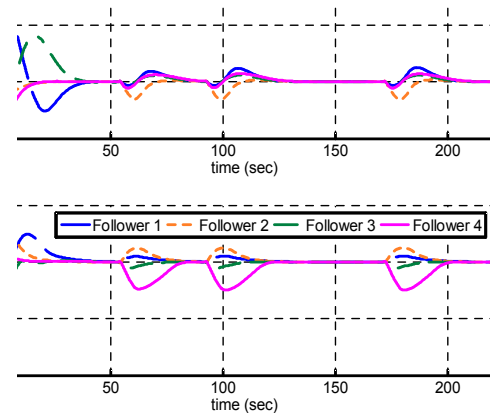


그림 14. 편대비행 중 중/횡 거리 오차.
Fig. 14. Distance error of formation flight.

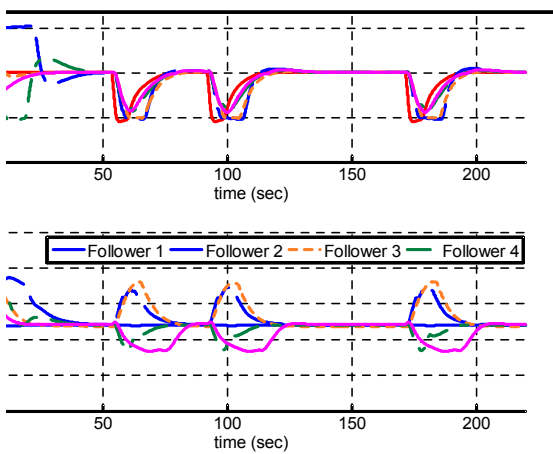


그림 15. 편대비행 중 Φ 와 속도 변화 그래프.

Fig. 15. Various of Φ & velocity of formation flight.

VI. 결론

본 논문에서 제시한 편대비행 알고리즘은 선도기-추종기 편대비행 기법으로 횡방향으로 물각 명령과 종방향으로 속도 명령을 제어하여 편대 모양을 유지하도록 설계 하였다. 이러한 알고리즘은 편대 비행을 구현하기에 직관적이고 간단하며 두 경로점에 의해 생성되는 경로선을 무인기가 편대를 유지하며 추정 할 수 있다는 장점이 있다. 하지만 본 논문에서 제시한 알고리즘은 비행체들의 속도벡터가 일치하는 비행에서 적용가능하며 서론에서 언급한 일치기법, 행동기법, 가상구조를 이용한 편대기법에 적용하기 위해서는 관련 연구가 더 필요하다고 보여 진다.

트랙 유도 알고리즘은 일차 전달함수 시스템과 유사한 특성을 갖는 알고리즘으로 1차 시스템의 시상수와 유사한 공간유도 상수를 설계 파라미터로 갖는다. 즉 β 값 설계를 통하여 비행체가 Track line에 급격하게 혹은 완만하게 접근하도록 설계 할 수 있으나 비행체의 동역학 특성을 고려하여 최대 방향 각속도를 고려한 β 을 설계 파라미터로 설정해야 한다. 편대 비행을 위한 트랙유도 알고리즘 설계 시 β 값은 선도기의 종/횡 방향 거리 오차를 수렴하는데 영향을 주는데 β 값이 작을수록 횡방향 오차를 먼저 수렴 시키고 종방향 거리 오차를 늦게 수렴 시키게 된다. 따라서 추후에는 알고리즘의 외란에 대한 강건성 테스트와 상황에 따라 가변 β 값 설계를 통하여 종방향 오차 우선/횡방향 오차 우선/종-횡방향 오차 동시 수렴이 가능한 알고리즘 연구를 통한 최적의 편대비행 경로 생성 알고리즘 연구를 제시할 계획이다.

REFERENCES

- [1] D. Jang, *The Future of the Aerospace Industry for Drone*, Sangsang Communication Publishing 2006.
- [2] D. Lee and J. Suk, "Design of flight control system for simultaneous operation of two small uavs," Bachelor's Thesis, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Republic of Korea, 2013.
- [3] J. Jang, "A track guidance algorithm for UAVs," Master's Thesis, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Republic of Korea, 2007.
- [4] "Unmanned Aircraft system (UAS) Roadmap 2005-2030" Office of the Secretary of Defense, Aug. 2005.
- [5] B. Jung and Y. Kim, "Design on the formation flight guidance laws for unmanned aerial vehicles," *2006 KSAS Spring Conference*, Korea, pp. 748-751, Apr. 2006.
- [6] J. Hong, T. Whang, and H. Bang, "Design of a way-point guidance law for RUAV," *2006 KSAS Autumn Conference*, Korea, pp. 428-431, Nov. 2006.
- [7] J. Seo, C. Ahn, and Y. Kim, "Leaderless formation control strategy and stability analysis for multiple UAVs," *Journal of KSAS*, vol. 36, no. 10, p. 988, 2008.
- [8] J. K. Hall, "Three-dimensional formation flight control," M.S. Thesis, AFIT/GE/ENG/00M-06, School of Engineering, Air Force Institute of Technology (AU), Wright-Patterson AFB, OH, 2000.
- [9] W. Ren and R. W. Beard, "Decentralized scheme for spacecraft formation flying via the virtual structure approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 1, Jan.-Feb. 2004.
- [10] P. Gaudio and E. Bonabeau, "Evolving behaviors for a swarm of unmanned airvehicles," *Swarm Intelligence Symposium, SIS 2005. Roceedings, 2005 IEEE*.
- [11] Do-myung and J. Suk, "Integrated estimation and guidance algorithm for precision formation flight of UAVs," Doctor's Thesis, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Republic of Korea, 2012.
- [12] J. Seo, C. Ahn, and Y. Kim, "Controller design for UAV formation flight using consensus based decentralized approach," *AIAA Unmanned Unlimited Conference*, Seattle, Washington, Apr. 2009.
- [13] McGeer, Tad. "Laima: the first Atlantic crossing by unmanned aircraft," 1998.
- [14] Aerosonde, Aprototype, "Small autonomous aircraft for economical oceanographic observations on a wide scale,"
- [15] Y. Gu, B. Seanor, G. Campa, M. R. Napolitano, L. Rowe, S. Gururajan, and W. Sheng, "Design and flight testing evaluation of formation control laws," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 14, no. 6, Nov. 2006.
- [16] S. Park, J. Deyst, and J. P. How, "A new nonlinear guidance logic for trajectory tracking," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2004.
- [17] J. Choi, "A study on the R&D trend analysis of the Unmanned Underwater Robot," *ICROS (in Korean)*, vol. 19, no. 3, pp. 29-41, Sep. 2013.



이 동 우

2014년 충남대학교 항공우주공학과 졸업. 2014년~현재 충남대학교 비행역학 및 제어 공학 석사과정. 관심분야는 무인기 유도 제어 및 군집 비행.



이 재 현

2006년 충남대학교 항공우주공학과 졸업. 2011년~현재 충남대학교 비행역학 및 제어 공학 석사과정. 관심분야는 무인기 편대비행.



김 승 균

2002년 서울대학교 기계항공공학부 졸업. 2008년 동 대학원 박사. 2008년~2012년 영국 Cranfield Univ 연구원/조교수. 2012년~현재 충남대학교 항공우주공학과 조교수. 관심분야는 소형비행체, 비선형/지능제어, 추정/센서융합, 의사결정.

석 진 영

제어 · 자동화 · 시스템공학 논문지 제11권 제3호 참조.