무인항공기의 Leader-Follower 편대비행을 위한 수정된 비선형 유도법칙

A Modified Nonlinear Guidance Logic for a Leader-Follower Formation Flight of Two UAVs

김 도 명, 박 상 혁, 남 수 현, 석 진 영*
(Do-Myung Kim, Sanghyuk Park, Suhyun Nam, and Jinyoung Suk)

Abstract : A formation flight guidance logic that enables the leader-follower station keeping between two UAVs is presented in this paper. The logic is motivated by the investigation of the relation between the proportional navigation and the nonlinear trajectory tracking guidance law, The simplicity of the presented method provides computational efficiency and allows easy implementation. An excellent performance of the proposed logic is demonstrated via various numerical simulations for multiple UAVs environment.

Keywords : a modified nonlinear guidance logic, leader-follower formation flight, UAVs

I. 서론

무인항공기와 무인자동차는 군사적, 상업적으로 지상과 항공의 다양한 임무수행에 활용될 수 있다. 최근에는 다수의 무인 시스템의 협력적인 임무수행에 관한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 잘 조직화된 다수 무인 시스템의 제어시스템은 협력적 목표물 탐지와 광역 동시폭격과 같은 고차원적인 임무수행을 가능하게 한다[1]. 항공기의 편대비행은 전략적인 목적뿐 아니라 연료절감이라는 경제적인 장점을 가지고 있다. 2000년에서 2003년 까지 미항공우주국에서 실시한 AFF (Automatic Formation Flight) 프로그램은 F-18 전투기 두 대를 이용한 자동편대비행 시험결과, Follower 항공기의 항력이 22% 까지 감소하고 전체 소비연료가 18% 가량 감소하였음을 보여주었다[2]. 또한 항공수송물량이 점점 증가함에 따라 차세대 화물기 운용개념 연구에서도 장거리비행의 경우에 편대비행을 통한 연료절감 효과 등 경제적 타당성에 대한 연구가 있었다[3,4]. 전략적 관점에서 전투기는 공중급유를 통하여 임무시간 및 임무영역을 확장할 수 있다. 공중급유 과정 역시 정밀한 상대거리를 유지해야 하므로 편대비행의 일환으로 볼 수 있으며, 공중급유를 위한 유도법칙과 비행제어법칙에 대하여 다양한 연구가 수행되었다. 미 국방성에서 발간하고 있는 무인항공기 로드맵의 무인항공기 자동화 수준 계획에 제시되어 있는 것과 같이 무인전투기의 편대비행은 전략적으로 중요하며, 다수 무인항공기의 다양한 협력적인 임무수행을 위하여 반드시 필요한 기술이다.

최근에 무인항공기의 편대비행을 위하여 다양한 비행제어 시스템과 유도 알고리듬이 연구되었다[5,6]. 편대비행 제어법칙의 접근방법은 제어시스템의 구조적 측면에서 크게 두 가지로 구분할 수 있는데, 첫번째는 비행제어시스템 설계와 유도 알고리듬을 각각 내부루프와 외부루프로 구성하는 방법이며[7-10], 다른 하나는 내부루프와 외부루프를 동시에 설계하는 통합적인 접근방법이다[11-14]. 첫번째 접근방법은 내부루프로 기 개발된 비행제어법칙을 적용하고 외부루프에 기하학과 비행체의 동력학에 기반한 직관적이고 개념적인 유도법칙을 계층적으로 적용하는 방법으로, 시스템의 안정성 관점에서 매우 효과적인 방법으로 알려져 있다.

본 논문에서는 개발이 완료된 무인항공기의 내부 비행제어법칙을 활용하고 실비행에서 구현의 복잡성을 배제하기 위하여 첫 번째 접근방법을 선택하였으며, 수정된 비선형 유도 알고리듬을 통하여 편대비행 제어법칙을 구현하였다. 구현된 편대비행 제어 알고리듬을 자체 개발한 다수 무인기 편대비행 시뮬레이션 장비에 적용하여 제안된 알고리듬의 안정성과 효용성을 검증하였다.

II. 편대비행 제어법칙

미사일 유도법칙은 가상의 표적을 원하는 비행궤적상에서 움직이게 하고 가상 표적을 추종하게 하여 비행궤적추종법칙으로 활용될 수 있다[15]. 비례항법(proportional navigation) 유도법칙은 일반적으로 성능이 우수하다고 알려져 있으며 다양한 유도시스템에 활용되고 있다. 비선형 유도법칙(nonlinear guidance logic)은 궤적추종 유도법칙으로서 호밍 유도법칙인 비례항법 유도법칙을 기반으로 개발되었으며, 구조적으로 비례항법에서 중요한 요소인 시선각 변화율 개념을 이용하고 있으나, 비례항법과는 다르게 가상 표적에 대한 접근속도를 고려하지 않는 차이가 있다. 본 절에서는 비선형 유도법칙을 간략하게 살펴보고 비례항법과의 상관관계를 고찰하였다. 또한 편대비행 제어구조로 잘 알려진 Leader-follower 상태유지 기법을 적용하여 두 대의 무인항공기 편대비행을 위한 효과적인 유도 알고리듬을 제안하였다.

비선형 유도법칙은 기준점을 선정하고 횡방향 가속도를 생성하는 두 가지 요소로 구성되는 궤적추종 유도법칙이다. 그림 1에 나타낸 것과 같이 원하는 비행궤적 상에 현재 무인항공기로부터 전방향으로 L_1만큼 떨어진 거리에 있는 점을

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.
김도명, 남수현, 석진영 : 충남대학교 항공우주공학과
(zooeyday@hanmail.net/coco0924@cnu.ac.kr/jsuk@cnu.ac.kr)
박상혁 : Bombardier Aerospace(sang24th@gmail.com)
※ 본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다(계약번호 UD070041AD).

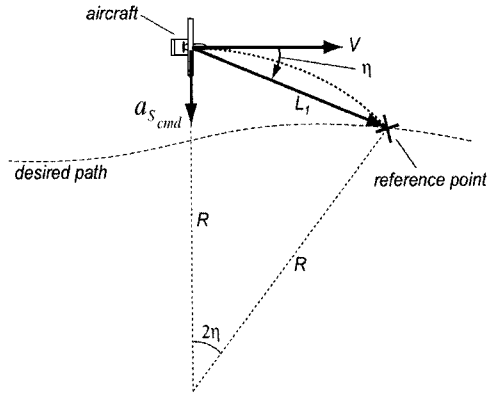


그림 1. 비선형 유도법칙의 도해.

Fig. 1. Schematic diagram for nonlinear guidance logic.

기준점으로 선정하고, 식 (1)에 의하여 횡방향 가속도 명령을 생성한다[16].

$$a_{S_{cmd}} = 2\frac{V^2}{L_1}\sin\eta \tag{1}$$

여기서 V는 비행속도이며 L_1은 비행체로부터 기준점까지의 거리를 나타낸다. 설계변수 L_1은 비행제어시스템의 대역폭과 원하는 비행궤적의 복잡성에 따라 조절될 수 있는 설계변수이다. 비선형 유도법칙의 우수한 궤적추종성능은 다음의 몇 가지 특성에 기인한다. 각 η는 미래의 비행궤적에 대한 정보를 제공하여 궤적추종성능에서 되먹임 제어의 본질적인 한계를 극복하는 예측제어의 역할을 한다. 또한 비행속도 V를 횡방향 가속도 명령 생성에 사용함으로써 바람의 영향에 의한 비행속도변화에 유도명령이 연동되도록 설계되어 있다. 식 (1)에 의하여 생성된 횡방향 가속도 명령은 임의의 순간의 원궤적을 추종하기 위한 구심 가속도와 같으므로 횡방향 가속도 명령은 임의의 반지름 R을 가진 원 궤적을 추종할 때 특히 우수한 성능을 발휘한다.

비례항법 유도법칙은 미사일 등의 유도법칙으로 광범위하게 사용되고 있으며, 시선각 변화율과 접근속도와 같은 기하학과 동력학에 기반한 유도법칙으로서 좋은 성능을 가지고 있다[17]. 비례항법은 미사일과 표적 사이의 시선각에 수직인 방향으로 가속도 명령을 식 (2)와 같이 생성한다.

$$a_{\perp LOS} = NV_C\dot{\lambda} \tag{2}$$

여기서 N은 유도상수이며, V_C는 접근속도이고 $\dot{\lambda}$은 시선각의 변화율이다.

그림 2에 나타나 있는 것과 같이 비선형 유도법칙의 횡방향 가속도 ($a_{S_{cmd}}$)와 비례항법의 시선각에 수직인 가속도 ($a_{\perp LOS}$) 사이의 관계는 식 (3)과 같다.

$$a_{S_{cmd}} = \frac{a_{\perp LOS}}{\cos\eta} \tag{3}$$

$$V_C = V\cos\eta \tag{4}$$

비선형 유도법칙에서 시선각 변화율을 고려하기 위하여 기준점이 고정되어 있다고 가정하고, 식 (3)-(4)를 이용하면 비선형 유도법칙은 식 (5)와 같이 표현된다.

$$a_{S_{cmd}} = NV\dot{\lambda} \tag{5}$$

또한 식 (1)에 생성된 횡방향 가속도 명령은 그림 1에 점선으로 나타낸 원호를 추종하는데 필요한 가속도 명령과 같으므로

$$L_1 = 2R\sin\eta \tag{6}$$

이고,

$$\text{centripetal acceleration} = \frac{V^2}{R} = 2\frac{V^2}{L_1}\sin\eta \tag{7}$$

식 (1)을 식 (5)와 결합하면 다음과 같다.

$$a_{S_{cmd}} = NV\dot{\lambda} = \frac{V^2}{R} \tag{8}$$

그림 3과 같이 원하는 비행궤적이 원일 때, 시선각 변화율은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\dot{\lambda} = \frac{VR(1-\cos\Delta\xi)}{R^2\sin^2\Delta\xi + R^2(1-\cos\Delta\xi)^2} = \frac{V}{2R} \tag{9}$$

식 (9)에서 시선각 변화율에 대한 선형근사화를 수행하고, 식 (8)과의 관련성으로부터 비선형 유도법칙의 유도상수 N은 2가 되어야 함을 알 수 있다. 따라서 비선형 유도법칙은 다음과 같이 표현된다.

$$a_{S_{cmd}} = 2V\dot{\lambda} \tag{10}$$

결론적으로 비선형 유도법칙은 유도 상수가 2와 같고 기준점(가상의 표적)이 실제적으로 움직이며 기준점과 비행체 사이의 거리인 L_1값은 고정되어 있으므로 비행체속도를 접근속

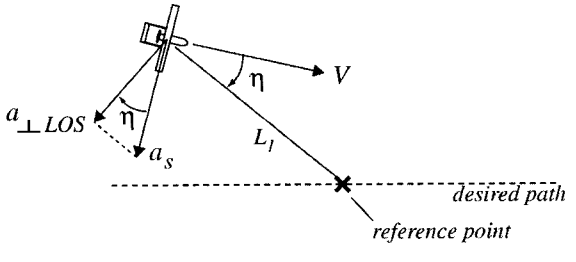


그림 2. 비례항법과의 관계.

Fig. 2. Relation with proportional navigation.

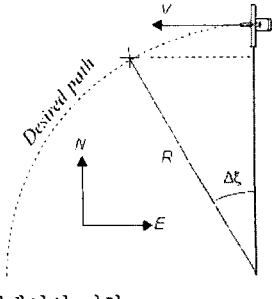


그림 3. 선회비행에서의 기하.

Fig. 3. Geometry of steady turn.

도로 하는 의사비례항법으로 해석될 수 있다.

본 논문에서는 비선형 유도법칙을 두 대의 무인항공기의 편대비행을 위한 유도법칙으로 사용하기 위하여 두 가지를 제안하였다. 첫째는 궤적추종 방법 대신에 Leader-follower 방법으로 수정하였다. 궤적추종 방법에서 유도법칙은 비행체가 편대비행 형태에 따라 각 비행체간 일정한 오프셋을 가진 미리 결정된 비행궤적을 추종하게 한다. 이 접근방법은 비행체간 상대거리와 위치를 측정할 필요가 없어 기술적으로 구현하기 쉽지만 leader의 미리 정해지지 않은 임의의 기동을 고려할 수 없는 단점이 있다. Leader-follower 방법에서의 유도법칙은 leader에서 일정한 거리에 위치한 편대비행 위치를 유지하기 위한 유도명령을 생성한다. 이 편대비행 위치를 가상표적의 위치라고 가정하면 식 (5)에서 알 수 있듯이 의사비례항법인 비선형 유도법칙은 미리 정해진 비행궤적을 필요하지 않으므로 임의의 기동을 하는 leader를 고려하는 편대비행의 횡방향 유도법칙으로 쉽게 적용할 수 있음을 알 수 있다. 둘째는 편대비행을 효과적으로 구현할 수 있는 가상표적의 위치를 제안하였다. 비선형 유도법칙에서는 비행체와 가상 표적은 미리 정해진 비행궤적을 따라 비행체로부터 고정된 L_1만큼 떨어진 거리를 유지하면서 이동하므로, 가상 표적과 비행체 사이의 거리는 일정하게 유지된다. 편대비행의 경우 가상 표적은 임의의 기동을 하는 leader로부터 일정한 거리에 이상적인 편대비행 지점으로서 생성된다면 follower와 가상 표적 사이의 거리는 leader와 follower사이의 속도에 의하여 실시간으로 변하게 된다. 따라서 follower가 가상 표적에 도달하는 상황이 발생하게 되는데, 미사일의 경우 표적에 도달하는 것이 주요 목적이며 그 이후의 상황에 대해서는 고려하지 않으므로 문제되지 않으나, 편대비행 상황에서 의사비례항법과 같은 호밍 유도법칙의 경우에는 이 때의 비행체의 위치가 횡방향 유도법칙에 대한 특이점이 되기 때문에 비행체가 매우 불안정한 상태가 된다. 이러한 상황을 피하기 위하여 가상 표적의 위치는 현재 follower가 추종해야 할 편대비행 위치가 아닌 현재 follower로부터 충분히 떨어진 위치에 생성하도록 하였다.

수정된 비선형 유도법칙은 세가지 설계 요소로 구성된다. 첫째는 가상의 표적(기준점) 위치를 선정하는 것이고, 둘째는 follower의 속도 V를 제어하는 것이며, 마지막으로 식 (11)에 의하여 횡방향 가속도 명령을 생성하는 것이다.

$$a_{S_{cmd}} = NV\dot{\lambda} \tag{11}$$

그림 4에서 가상 표적 위치는 follower의 현재의 편대비행 위치에서 leader의 헤딩방향으로 L_2 만큼 떨어진 지점에 생성된 것을 볼 수 있다. 비선형 유도법칙의 설계 변수 L_1과 마찬가지로 L_2는 내부루프 응답속도와 leader의 기동의 복잡성에 따라서 조절할 수 있는 설계 변수로서 사용될 수 있으나, 횡방향 가속도 명령은 L_2에 민감하다. 따라서 L_2는 follower가 현재 편대비행 위치에 접근하여도 안정적인 횡방향 가속도 명령을 생성할 수 있는 충분한 거리로 고정시키고 L_2를 대신하여 유도상수 N을 조절한다. 일반적으로 미사일 유도법칙에서 고정된 표적에 대한 유도상수 값은 3에서 5사이의 값을 가진다. follower의 비행속도 제어시스템에 의해 조절되는 가상 표적 사이의 거리인 L_2로 인한 횡방향 가속도의 민감도 저하와 가상 표적이 실제로 움직인다는 것을 고려하여 유도상수는 5 이상의 값으로 설계되어야 적절하다. 그러나 현재 표적(편대비행 위치)와 follower 사이의 거리가 일정한 거리 이상 떨어져 있을 경우에는 이와 같은 효과가 덜 미감하게 나타나므로 유도상수를 현재 표적과 follower 사이의 거리에 따라서 적절하게 조절하여 안정된 표적 추종성능을 보이도록 하였다. 횡방향 가속도 명령 식 (11)에 거리에 따른 파라메터 K를 도입하였다.

$$a_{S_{cmd}} = NKV\dot{\lambda} \tag{12}$$

여기서 K는 현재 표적과 follower간의 거리에 따라서 지수적으로 변하도록 다음과 같은 관계에 의해서 결정된다.

$$K = e^{(-d/a)} \tag{13}$$

$$a = -S/\ln(2/N) \tag{14}$$

여기서 d는 현재 표적과 follower와의 거리이며 지수함수인 K의 감소율 a는 파라메터 K를 조절하기 시작하게 되는 분리거리인 S에 의하여 결정된다. 따라서 초기에 유도상수 값이 식 (10)에 표현된 의사비례항법의 유도상수인 2 값을 가지게 되며 follower가 편대비행위치에 접근함에 따라서 K와 d의 관계는 그림 5와 같이 변하게 되어 최종적으로 유도상수와 거리에 따른 K의 곱은 5~8 사이의 값을 갖게 된다. 여기서 분리거리 S와 유도상수 N은 편대비행의 비행조건과 비행체의 동역학 및 내부루프 제어기의 응답속도에 따라서 적절하게 선정되어야 한다.

내부루프인 비행속도 제어시스템은 그림 4에 표현된 X-track 오차를 줄이며 이는 follower로부터 가상표적까지의 거리인

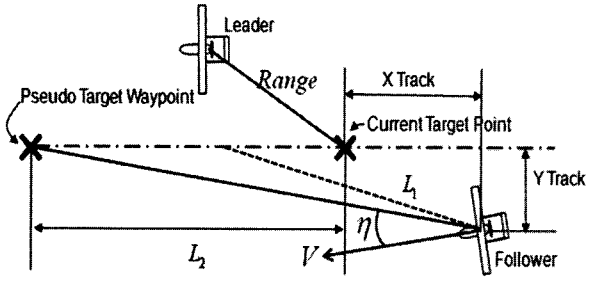


그림 4. 수정된 비선형 유도법칙 도해.

Fig. 4. Modified NGL diagram.

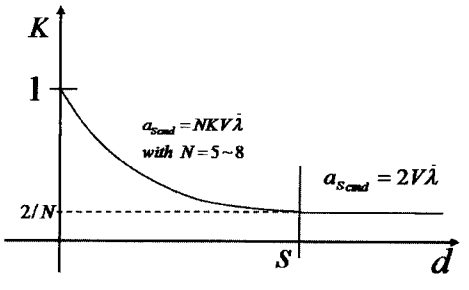


그림 5. 계인 K와 d의 관계.

Fig. 5. Relationship between K and d.

L_2를 일정하게 유지시킨다. 동시에 수정된 비선형 유도법칙은 식 (12)에 의하여 시선각 변화율과 follower의 속도에 기반하여 횡방향 가속도 명령을 생성한다. 이러한 상호 작용으로 인하여 수정된 비선형 유도법칙은 4-D 항법개념을 구현하기에 적합하다. 반면에 수정된 비선형 유도법칙은 횡방향으로 가상 표적과 follower 사이의 시선각 변화율 만을 고려하므로 그림 4에 표현된 Y-track (cross track)을 직접적으로 보상하는 요소를 가지고 있지 않다. 따라서 leader가 변화하는 시선각을 생성하며 직선으로 비행하는 경우를 제외하고 횡방향 유도명령은 정상상태오차를 발생하게 한다. 이 정상상태 Y-track 오차는 고전 선형제어 기법으로 설계된 별도의 내부루프를 이용하여 쉽게 보상할 수 있다.

III. 무인항공기 시뮬레이션 환경

편대비행을 포함하여 목표물 찾기, 정찰, 감시 등의 다수의 무인항공기의 협력적인 제어법칙 및 알고리즘을 구현하고 검증하기 위하여 다수의 무인항공기를 위한 시뮬레이션 환경은 필수적이다. 이에 다수의 객체들 간의 통신방법 및 운용로직을 고려하여 효과적인 시뮬레이션을 수행하기 위한 다양한 응용프로그램이 검토되었으며, 사용자가 사용하기 쉬운 효과적인 프로그램 구조에 대한 연구가 진행되어 왔다 [18].

본 연구를 위하여 실험실 수준에서 효과적으로 사용할 수 있는 다수의 무인항공기 시뮬레이션 환경을 개발하였다[19]. MUSE (Multiple UAV Simulation Environment)는 Matlab script 언어와 시뮬링크(simulink)로 작성되었다. 그림 5에 MUSE 시스템의 구성을 나타내었다. MUSE의 시스템은 크게 무인항공기(UAV)와 지상제어시스템(GCS)으로 구성되어 있으며 각각의 무인항공기 동력학 모델과 비행제어시스템 및 운용로직은 개별적인 컴퓨터에 구현되었다. 편대비행을 위한 비행정보는 UDP 통신 규약을 통하여 지상제어시스템에 전달되며 지상제어시스템은 각 무인항공기의 협력적 임무수행에 필요한 항법데이터와 제어명령을 해당되는 무인항공기에 전달한다.

MUSE 시스템 구조의 가장 큰 특징은 일반적인 수치시뮬레이션만을 고려한 것이 아니라 무인항공기와 지상제어시스템 개념을 적용하여 실제로 다수의 무인항공기 시스템을 구현할 때 발생할 수 있는 하드웨어와 소프트웨어의 잠재적인 문제점을 고려할 수 있도록 구현된 종합 시뮬레이션 환경이라는 것이다. 편대비행과 같은 협력적 임무수행 알고리듬은 기본적인 오토파일럿이 구현된 상태에서 미션 수행에 필요

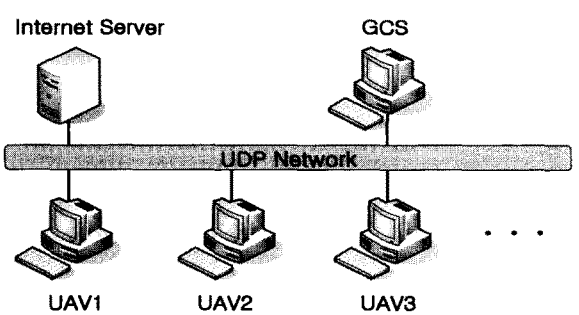


그림 6. MUSE 시스템 구성.
Fig. 6. MUSE system configuration.

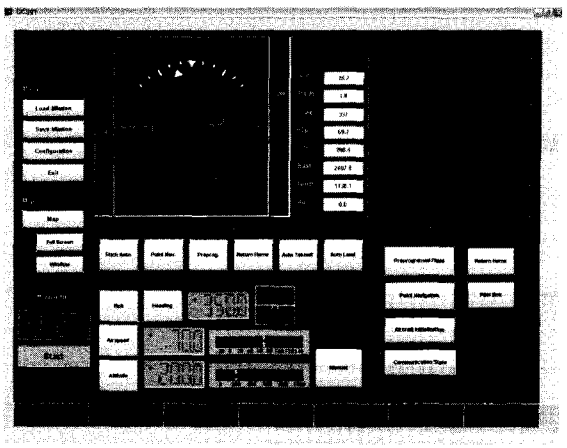


그림 7. MUSE GCS 섹터의 GUI 레이아웃.
Fig. 7. The GUI layout of the MUSE GCS sector.

한 상위의 임무계획과 의사결정로직이 구현되어야 한다. 따라서 무인항공기의 제어시스템은 점점 복잡해지며 관련 소프트웨어의 크기도 증가하게 된다. MUSE는 기본적으로 각 무인항공기를 임베디드 시스템화하여 개별적인 컴퓨터에 구현했기 때문에 협력적 임무수행을 위한 알고리듬 개발에 따른 하드웨어의 물리적인 한계와 소프트웨어 크기 문제를 기본적으로 고려한다고 볼 수 있다.

지상제어시스템은 크게 두 부분으로 구성되어 있다. 첫째는 GUI (Graphic User Interface)이고 둘째는 ComSim이다. GUI는 Mathwork사의 GUIDE로 구현되었으며 그림 7에 레이아웃을 나타내었다. GUI는 각 무인항공기의 비행상태를 나타내는 상태창, 사용자가 자율비행명령을 조작할 수 있는 노브 컨트롤, 비행모드를 변경할 수 있는 비행모드 패널, 사전에 미리 임무를 계획할 수 있는 임무 계획 패널 등으로 구성되어 있다. 또한 별도의 2D 격자지도에 각 무인항공기의 위치를 나타낼 수 있도록 구성하였다.

IV. 수치 시뮬레이션

다수의 무인항공기 시뮬레이션 환경인 MUSE를 이용하여 수정된 비선형 유도법칙의 성능을 검증하기 위하여 몇 가지 경우에 대하여 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 수행 중에 가상 표적 위치는 follower의 현재 편대비행 위치에서 leader의 헤딩방향으로 150m(L_2) 떨어진 지점에 생성된다. 내부루프는 고전제어법칙으로 설계하였으며, 횡방향으로 롤 유지 오토파일럿과 전방향으로 속도와 고도 유지 오토파일럿을 사용하였다. Leader는 고도 200m에서 20m/s의 속도로 비행하며 2차원 평면상에서 유도성능만을 고찰하기 위하여 고도변화는 주지 않았다.

그림 8은 follower가 초기 상대거리 150m에서 직선비행을 하는 leader에 접근하는 경우의 비행궤적과 관계거리, X-track, Y-track 오차의 시간영역 데이터를 보여준다. 그림 9는 follower가 초기 상대거리 180m에서 롤 +15도 유지명령으로 선회비행을 하는 leader에 접근하는 경우이다. 그림 10은 5m/s의 동풍이 부는 상황에서 follower가 초기 상대거리 290m에서 원 궤적의 비행과 마찬가지로 롤 +15도 유지명령으로 선회비행을 하는 leader에 접근하는 경우이다. 이 때 리

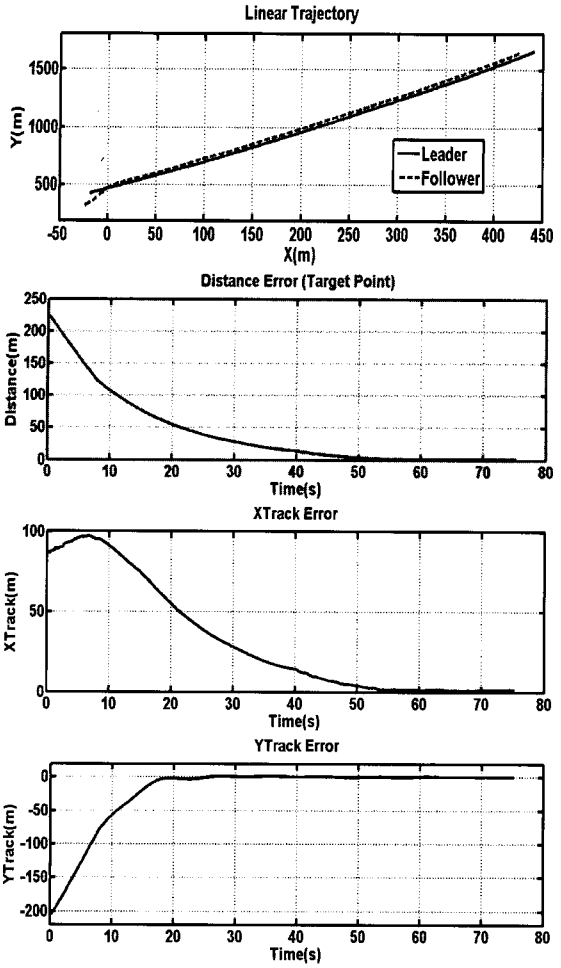


그림 8. 선형 비행궤적에 대한 편대비행 결과.
Fig. 8. Formation flight for the linear flight trajectory.

더의 비행궤적은 바람은 영향으로 서쪽으로 밀리게 되어 나선모양의 궤적을 만든다.

각 경우의 편대비행 위치제어 Y-track의 정상상태 오차는 각 경우 ±2m, ±5m, ±7m 이내이며 X-track 오차는 좀더 작은 값을 가진다. 원 비행궤적 편대비행의 경우 직선 비행궤적의 편대비행에 비해 약간 더 오차가 발생하는데 이는 수정된 비선형유도법칙이 Y-track 오차를 직접적으로 보상하지 못하는 것에서 기인한다. 그림 10은 5m/s의 동풍으로 인하여 리더의 선회비행의 비행궤적이 나선모양을 나타내는 경우로서 leader의 선회반경이 바람의 영향으로 주기적으로 변하게 된다. 계단형 편대비행 형태인 경우 follower가 추종해야 할 궤적상의 속도가 leader의 선회반경에 따라서 연속적으로 변하게 되어 내부루프인 속도 제어기의 응답속도에 따라서 편대비행 오차의 성능에 많은 영향을 준다. 이처럼 나선궤적비행의 경우 내부루프인 속도제어기의 응답속도에서 발생하는 오차와 원 비행궤적의 편대비행과 같이 Y-track 오차를 직접적으로 보상하지 못하는 원인이 복합적으로 결합되어 원 비행궤적 편대비행보다 오차가 더 크게 발생함을 알 수 있다. 따라서 leader의 비행궤적의 비선형성과 복잡성에 따라서 내부루프인 속도제어기의 성능이 편대비행 상태유지 성능에 민감하게 영향을 주는 것을 알 수 있다.

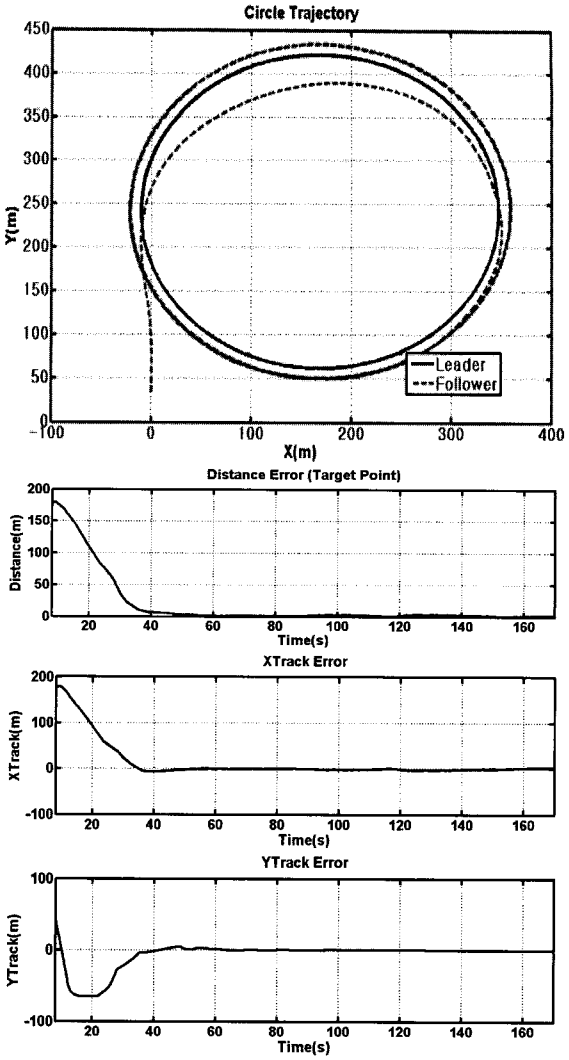


그림 9. 원형 비행궤적에 대한 편대비행 결과.
Fig. 9. Formation flight for the circular flight trajectory.

실제적인 비행의 경우에 GPS가 비행체의 주요 위치센서로 사용되고 있는데 독립된(stand-alone) GPS의 위치 데이터는 이 Y-track 오차를 보상할 만큼 정확하지 않다. Carrier-phase differential GPS를 이용할 경우에도 두 대의 무인항공기가 서로 가깝게 접근할수록 다중경로(multi path)문제가 발생할 가능성이 커지게 된다. 따라서 두 무인항공기간 상대위치 측정 데이터가 정밀하지 않게 될 수 있음을 예상할 수 있다. 이러한 이유로 비전이나 레이더와 같은 광학 센서를 이용하여 두 무인항공기 사이의 위치를 정밀하게 추정하여 비행제어를 수행하는 정밀 유도단계를 별도로 설계할 필요가 있다.

V. 결론

본 논문에서는 두 대의 무인항공기 편대비행을 위한 수정된 비선형 유도법칙을 제안하였다. 제안된 유도법칙은 leader-follower 구조를 지니고 있으며 비행체의 동역학과 기하학에 기반한 비선형 유도법칙을 개선하여 편대비행에 적용함으로써 궤적 추종성능이 우수하다. 또한 몇 개의 설계 변수를 조절하여 안정적인 편대비행을 가능케 하는 유도법칙으로서 실제 편대비행에서의 유도법칙으로 구현하기에 용이하다. 개

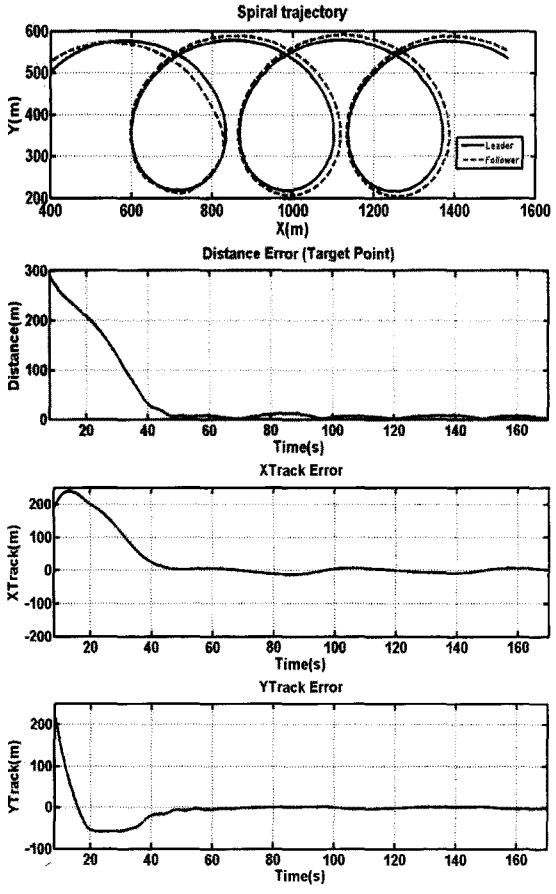


그림 10. 나선 비행궤적 시뮬레이션 결과.

Fig. 10. Formation flight for the spiral flight trajectory.

발된 다수의 무인항공기 시뮬레이션 환경을 이용하여 편대비행 유도법칙의 성능을 검증하였다. 향후에 본 논문에서 제안된 수정된 비선형 유도법칙을 적용하여 비행시험을 계획하고 있다. 또한 제안된 유도법칙은 2대 이상의 다수의 무인항공기 편대비행 유도법칙으로 확장하기 위하여 제어시스템의 구조를 개선하고 최적화 기법을 적용하면 효과적인 다수의 무인항공기 편대비행 제어법칙으로 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

[1] http://www.auvsi.org/

[2] B. Cobleigh, "Capabilities and Future Applications of the NASA Autonomous Formation Flight (AFF) Aircraft," *AIAA*, pp. 2002-3443, May 2002.

[3] Bartowski(FedEx), "Future Concepts for Air Cargo Delivery," AIAA, pp. 2003-2629.

[4] Jiang, et al, "Market and Infrastructure Analysis of Future Air Cargo Demand in China," MIT ICAT.

[5] F. Giulietti, L. Pollini, and M. Innocent, "Formation flight control: a behavioral approach," in Proceedings of the 2001 AIAA Guidance, *Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Montreal, Canada, pp. 6-9 August 2001.

[6] F. Giulietti and G. Mengali, "Dynamics and Control of Different Aircraft Formation tructures," *The Aeronautical Journal*, vol. 108, no. 1081, 2004.

[7] 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.

[8] E. Lavretsky, "F/A-18 Autonomous Formation Flight Control System Design," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Monterey, California, Aug. 2002.

[9] C. J. Schumacher and R. Kumar, "Adaptive Control of UAVs in Close-coupled Formation Flight," *American Control Conference, Chicago*, IL, 2000.

[10] M. Pachter, J. J. D'Azzo, and J. L. Dragan, "Automatic formation flight control," *J. Guid. Control Dynam.*, 17, pp. 1380-1383, 1994.

[11] E. Corban E. Johnson, and A. Calise, "A six degree-of-freedom adaptive fight control architecture for trajectory following," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2002.

[12] V. A. Yakubovich, I. A. Makarov, and I. E. Zuber, "The Trajectory Tracking Problem for Autonomous Steering and Related Topics," French-Russian A. M. Liapunov Institute for Applied Mathematics and Computer Science, vol. 2 of TRANSACTIONS, Moscow, Russia, 2001.

[13] T. Keviczky and G. J. Balas, "Software enabled fight control using receding horizon techniques," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, August 2003.

[14] R. M. Murray, " Trajectory generation for a towed cable system using differential fatness," *IFAC World Congress*, 1996.

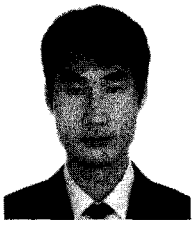
[15] M. E. Warren H. L. Pastirck, and S.M. Seltzer, "Guidance laws for short-range tactical missiles," *Journal of Guidance and Control*, vol. 4, no. 2, pp. 98-108, 1981.

[16] S. Park, J. Deyst, and J. How, "A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking," *Massachusetts Institute of Technology*, Cambridge, MA. 1500, 2004.

[17] P. Zarchan. Tactical and Strategic Missile Guidance, volume 176 of Progress in Astronautics and Aeronautics. *AIAA*, third edition, 1997.

[18] A. H. Goktoian, E. Nettleton, M. Ridley, and S. Sukkarieh, "Real Time Multi-UAV Simulator," *Preceedings of the 2003 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, Taipei, Taiwan, Sep 14-19, 2003.

[19] D. Kim and J. Suk, "Development of near-real-time simulation environment for multiple UAVs," *ICCAS 07*, pp. 817-820, 2007.



김 도 명

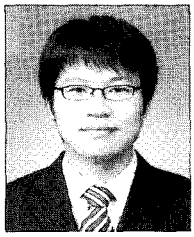
2003년 충남대학교 항공우주공학과(공학사). 2005년 동 대학원(공학석사). 2005~현재 동 대학원 박사과정 재학 중. 관심 분야는 비행제어, 무인항공기 편대비행, 비행시험..

박 상 혁

B.S.(1998) Aerospace Engineering, Seoul National University. M.S.(2001) & Ph.D. (2004) Aeronautics and Astronautics, Messachusetts Institute of Technology. Current - Bombardier Aerospace, Fly-by-Wire Engineer. Current research interest includes Flight Control System Design and Formation Flight of UAVs.

석 진 영

제어 · 자동화 · 시스템공학 논문지 제11권 제3호 참조.



남 수 현

2006년 충남대학교 물리학과 (이학사) 및 항공우주공학과(공학사). 2008년 충남대학교 항공우주공학과 대학원(공학 석사). 2008~현재 ㈜삼성탈레스. 관심분야는 무인항공기 편대비행