

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(12), 1012-1020(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.12.1012

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

틸트로터 무인기 편대비행 시뮬레이션 연구

박범진*, 강영신**, 조 암**, 유창선**

Simulation Study on Formation Flight of Tiltrotor UAVs

Bum-Jin Park*, Young-Shin Kang**, Am Cho** and Chang-Sun Yoo**

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

In order to improve the capability of mission flight of tiltrotor UAV that has been developed by Korea Aerospace Research Institute, a simulation study on the formation flight of autonomous control 5 level has been performed. The formation flight is based on the centralized method with leader and follower airplanes. The formation flight controller was verified through numerical simulation with 3 followers and hardware-in-the loop simulation with 1 follower. This paper describes controller design methods, hardware-in-the-looped simulation test, and performance verification using simulation.

초 록

한국항공우주연구원에서 개발된 틸트로터 무인기의 임무비행 능력을 높이기 위하여, 무인기의 자율화 기술 5단계 수준의 편대비행에 대한 연구가 수행되었다. 편대비행은 선행기와 추종기로 구성된 중앙 집중형 방식이 적용되었다. 편대비행 제어기는 3대의 추종기를 이용한 수치 시뮬레이션과 1대의 추종기를 이용한 하드웨어 기반 시뮬레이션을 통해 검증되었다. 본 논문에서는 제어기 설계 방법, 하드웨어 기반 시뮬레이션 시험, 그리고 시뮬레이션을 통한 성능 검증에 대해서 기술하였다.

Key Words : Tiltrotor UAV(틸트로터 무인기), Flight Control(비행 제어), Formation Flight(편대 비행), Hardware-in-the-Loop Simulation(하드웨어 기반 시뮬레이션)

1. 서 론

틸트로터 무인기는 회전익 비행과 고정익 비행이 모두 가능한 비행체 형상을 가지고 있다. 회전익 모드에서 수직이착륙이 가능하고 고정익 모드에서 고속 비행이 가능하기 때문에 다양한 임무를 수행할 수 있는 장점이 있다. 한국항공우주

연구원에서는 2002년부터 현재까지 틸트로터 비행체에 대한 지속적인 연구가 수행되고 있다. 자동비행 연구의 일환으로 GPS 기반 자동 이착륙, 점선회, 사전계획, 귀환, 카메라유도, 그리고 충돌회피 등과 같은 다양한 임무비행 소프트웨어가 개발되었다[1,2].

최근에는 단일 무인기의 성능을 보완하고 유인

† Received : August 16, 2018 Revised : October 5, 2018 Accepted : October 29, 2018

* Corresponding author, E-mail : bjpark@kari.re.kr

기와 협업을 수행하기 위한 목적으로 무인기 편대비행에 대한 연구가 진행되고 있다. 편대비행을 통해 연료절감, 항공교통관제 효율증대, 그리고 협력기반 임무할당이 가능한 장점이 있다.

프랑스 다소 항공은 유/무인기에 대한 진보된 기술과 전문성을 보여주기 위하여 무인전투기 뉴런(nEUROn), 유인전투기 라팔(Rafale), 그리고 비즈니스 제트 항공기 팔콘(Falcon)의 근접 편대비행 시험을 2014년에 세계 최초로 수행하였다.

편대비행은 실제 비행시험 시 항공기 간 난기류와 전자통신장비 간 간섭과 같은 여러 가지 위험 요소를 극복해야 하는 매우 도전적인 기술로 평가되고 있으며, 무인기 자율비행 기술을 구현하기 위한 초기 단계로 분류된다.

미국 국방부 무인기 로드맵에서 무인기 자율비행 기술등급은 총 10단계로 구분된다. 복수 무인기 운용 기술은 5단계 이상에 해당되는 기술로써, 5단계 편대비행 기술을 시작으로 10단계 자율 군집비행 기술까지 확대된다[3].

편대비행 시스템은 무인기간 데이터 통신과 관제 시스템 구성 방식에 따라 다양한 형태로 구성될 수 있다. 다양한 편대비행 시스템 구성에 대한 연구가 각각의 시스템에 대해서 성능 및 장단점 분석을 주파수 할당, 데이터 부하, 시간지연, 통신거리, 운용인력, 동시통제, 동기화, 그리고 고장취약성 등을 비교하여 수행되었다[4].

편대비행 기술은 일반적으로 집중형 방식과 분산형 방식으로 구분된다. 집중형은 선도기를 중심으로 추종기들의 편대비행이 수행되는 방식이고, 분산형은 무인기들이 서로의 정보를 활용하여 독립적인 의사결정에 의한 편대비행이 수행되는 방식이다. 선도기와 추종기로 구성된 집중형 방식은 초소형 비행체를 기반으로 하여 유도법칙 설계 및 비행시험에 대한 연구가 수행되었다[5]. 분산형 방식은 목표점에 대한 비행경로와 비행체 간 거리유지와 같은 상충되는 요구조건을 해결하기 위한 최적제어 연구와 행위 기반 분산 기법을 활용한 강인 제어 연구가 시뮬레이션 기반으로 수행되었다[6,7].

자율비행 수준까지 개발된 틸트로터 무인기의 자율화 수준을 한 단계 높이기 위하여, 편대비행 제어법칙을 적용한 시뮬레이션 연구가 수행되었다. 기존 자동비행 제어 시스템의 변경을 최소화하기 위하여 편대비행 방식은 선도기와 추종기로 구성된 집중형 방식이 이용되었다. 본 논문에서는 집중형 방식의 편대비행 제어법칙 설계, 비행체 간 통신규약 정의, 하드웨어 기반 시뮬레이션 환경 구축, 그리고 시뮬레이션을 통한 편대비행

성능 검증 및 분석에 대해 기술하였다.

II. 본 론

2.1 시스템 구성

2.1.1 비행체

한국항공우주연구원에서 스마트무인기 기술개발사업(2002~2012, 탐색개발)의 일환으로 터보소프트 엔진 기반의 이륙중량 1톤급 틸트로터 비행체에 대한 개발 및 비행시험이 수행되었다. 이 사업을 통해 획득된 기술을 바탕으로 실용급 틸트로터에 대한 수요를 대비하기 위하여 로터리 엔진기반의 이륙중량 200kg 급 틸트로터 비행체에 대한 연구 개발이 수행되었다(2009~2012, 탐색개발)[8,9]. 그리고 최근에는 실용급 틸트로터 비행체를 이용한 함상운용 기술개발 연구가 수행되었다(2014~2017, 핵심기술)[10,11]. 편대비행 연구에서는 함상운용 연구를 통해 획득된 상대항법 기술, 시스템 인터페이스, 그리고 운동모델이 이용되었다. 실용급 틸트로터 비행체의 간략한 제원과 함상 이착륙 시험 형상은 Fig. 1에 보였다.

2.1.2 선도기-추종기 인터페이스

편대비행 방식은 기준 비행체를 추종하는 선도기-추종기(Leader-Follower) 방식이 이용되었다. 함상이착륙 연구를 통해 장착된 상대항법 보정용 통신링크를 활용하여 1:N 통신 기반 집중형 방식이 고려되었다.

이러한 방식은 제어법칙 설계와 시스템 구성이 복잡하지 않기 때문에 기존 비행제어시스템에 적용이 어렵지 않은 장점이 있다.

Speed	250 km/h
Endurance	5 hours
Altitude	4 km
MTOW	210 kg
Useful Load	70 kg
Engine	55 hp (rotary)
Length	3 m

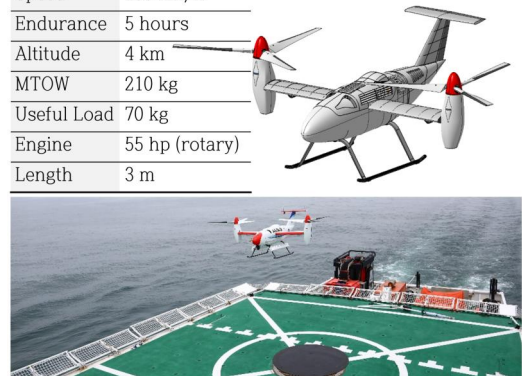


Fig. 1. Specification of 200kg class tiltrotor UAV and configuration of shipboard takeoff and landing test

Table 1. Data protocol for leader and follower

Byte	Description	Range	Res.	Unit	Type
0~2	Header (0xB56206)	N/A	N/A	N/A	
3~6					
7~10	GPS longitude	-180~180	1e-7	deg	INT32
11~14	GPS latitude	-180~180	1e-7	deg	INT32
15~16	GPS altitude	-100~8000	0.25	m	INT16
17~44					
45~46	Speed CMD	0~300	1	km/h	UINT16
47~48	Altitude CMD	-100~8000	1	m	UINT16
49~50	Heading CMD	1~360	1	deg	UINT16
51~62					
63~64	CRC16 (from3 to62)	N/A	N/A	N/A	UINT16

편대비행을 수행하기 위해 추종기는 선도기의 위치 정보를 알아야하기 때문에 선도기와 추종기의 통신규약이 추가되었다. 비행체간 통신규약은 함상운용을 위해 적용된 상대항법 통신규약이 일부 수정되어 이용되었다. 수정된 통신규약에는 선도기의 3차원 위치 정보, 속도 명령, 고도 명령, 그리고 방위 명령 정보가 포함된다. 비행체간 통신규약은 Table 1에 보였다.

2.2 제어법칙 설계

2.2.1 비행제어시스템

실용급 틸트로터 무인기에 탑재되는 비행제어 컴퓨터는 TI 사의 DSP 계열인 C2000 32비트 마이크로컨트롤러 기반으로 제작되었다. 비행운용 프로그램은 실시간 운영체제 없이 펌웨어 기반으로 개발되었다. 비행운용프로그램 개발 환경과 비행제어컴퓨터 제원은 Table 2에 보였다.

비행제어컴퓨터는 내부에 대기센서를 포함하고 있고, NovAtel 사의 RTK-GNSS 수신기 기반으로 개발된 항법컴퓨터, CK Design 사의 선형 작동기, 그리고 Pegasus 사의 로터리 작동기와 연결되어 비행제어시스템으로 구성된다. 시물레이

션 환경에서는 비행제어컴퓨터에 센서 및 작동기 모사 기능이 연결되어 이용되었다.

2.2.2 편대비행 제어법칙

틸트로터 비행제어컴퓨터에 탑재된 비행제어 소프트웨어는 항법정보 기반 자동비행 제어기, 고도/속도/방위 유지를 위한 외부루프제어기, 자세제어를 위한 내부루프제어기, 로터의 회전속도 유지를 위한 로터가버너, 그리고 조종면 분기 명령을 처리하는 조종믹서로 구성되어 있다. 내부루프와 외부루프는 비례-적분 구조로 설계되어 있고, 자동비행 제어기는 비례 제어기 구조가 공통적으로 적용되었다. 본 연구에서 구현된 편대비행 제어기는 자동비행 제어기 그룹에 위치한다.

편대비행은 선도기 위치에서 설정된 오프셋 지점을 추종하는 개념이 적용되었다. 운용성을 고려하여 추종기의 편대비행 모드가 활성화 되면 고도와 속도 명령은 선도기 위치 중심으로 설계 환경 d 안에 진입하기 위해 관제 노브 명령 값이 이용되고, 방위 명령은 선도기 추종을 위해 계산된 명령 값이 이용된다. 기준 반경 d 내에 도달하면 추종기에서는 선도기 정보 수신, 목표점 계산, 좌표 변환, 상대 오차 계산, 그리고 속도/고도/방위 명령 계산이 수행되고, 속도와 방위 명령은 편대비행 제어기 명령으로 자동 전환된다.

편대비행 제어명령을 계산하기 위하여 선도기의 오프셋 지점에 목표점을 설정한다. 목표점은 NED (North-East-Down) 좌표계로 계산된다.

$$[n e d]_{Fc}^T = [n e d]_L^T + [\Delta n \Delta e \Delta d]^T \quad (1)$$

여기서 n, e, d 는 north, east, down, $(\)_{Fc}$ 는 추종기, $(\)_L$ 은 선도기, 그리고 Δ 는 오프셋을 나타낸다. 추종기의 목표점은 다음과 같이 변환될 수 있다.

Table 2. Specification of flight control computer

CPU	Single Board / 32-bit DSP (28346)
I/O System	RS-232×12 / PWM×12 Analog In.×16 (with pressure sensors)
Data Processing	Hardware Interrupt
OS	N/A (Firmware)
IDE	Code Composer Studio 7.x
Language	C

$$[x\ y\ z]^T_F = T_B[n\ e\ d]^T_F \quad (2)$$

여기서 x, y, z 는 비행체 동체 좌표계(Aircraft Body-Axes, ABC)에서의 위치 정보이고 T_B 는 NED에서 ABC로 변환 행렬이다. 변환행렬 T_B 는 다음과 같이 구성된다.

$$T_B = \begin{bmatrix} \theta c\psi & \theta s\psi & -s\theta \\ (-\alpha\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi) & (\alpha\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi) & s\phi c\theta \\ (s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi) & (-s\phi c\psi + \alpha\phi s\theta s\psi) & \alpha\phi c\theta \end{bmatrix}_F \quad (3)$$

여기서 ϕ, θ, ψ 는 롤, 피치, 요 각도이고, $c(), s()$ 는 $\cos(), \sin()$ 을 나타낸다. 선도기-추종기 편대비행 구성은 Fig. 2에 보였다.

추종기의 속도와 방위 명령은 상대 위치 오차를 이용하여 선도기의 명령 정보를 보상하는 비례 제어가 적용되었고, 고도 명령은 선도기의 명령 정보가 직접 이용되었다. 제어기는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} v_{Fc} &= v_{Lc} + k_x e_x \\ \psi_{Fc} &= \psi_{Lc} + k_y e_y \\ h_{Fc} &= h_{Lc} - \Delta d \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 $()_{Fc}$ 는 추종기의 명령, $()_{Lc}$ 는 선도기의 명령, k_x, k_y 는 종/횡 방향에 대한 이득 값, 그리고 e_x, e_y 는 종/횡 방향 위치 오차를 나타낸다. 종 방향 위치 오차는 설계 매개변수 m_x 에 의해 크기가 제한된다.

$$e_x = x_{Fc} - x_F \quad \text{where } -m_x \leq e_x \leq m_x \quad (5)$$

횡 방향 위치 오차는 방위 축에 대한 진동을 방지하기 위하여 1m 이상일 경우 적용되고, 종 방향 채널과 같이 설계 매개변수 m_y 에 의해 크기가 제한된다.

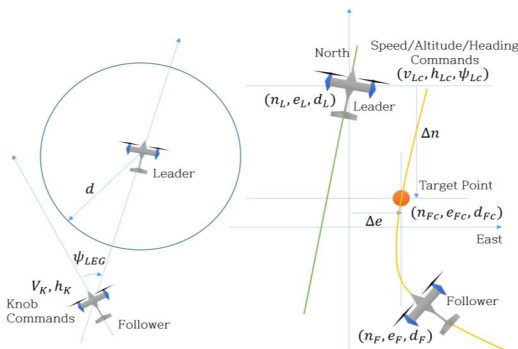


Fig. 2. Configuration of formation flight based on leader-follower

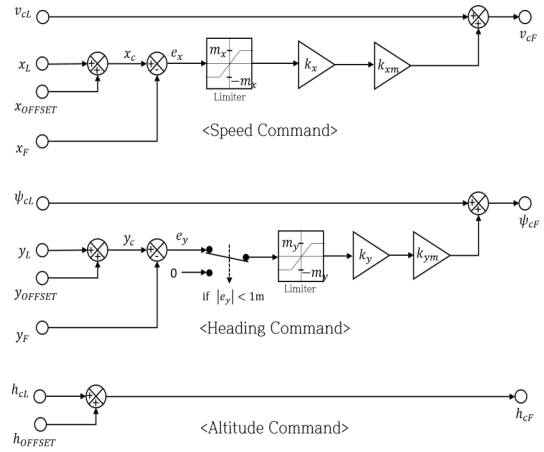


Fig. 3. Structure of formation flight controller

$$\begin{aligned} \text{if } |e_y| \geq 1m \\ e_y &= y_{Fc} - y_F \quad \text{where } -m_y \leq e_y \leq m_y \\ \text{else} \\ e_y &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

속도와 방위 채널 제어기에는 이득 값 튜닝을 위하여 승수(multiplier)가 각각 적용되었다. 편대비행 제어기 구조는 Fig. 3에 보였다.

2.2.3 MATLAB 시뮬레이션

MATLAB 시뮬레이션을 이용한 편대비행 제어기 검증에서는 1대의 선도기와 3대의 추종기가 이용되었다. 비행체 운동모델은 u, w, ψ 상태변수로 구성된 단순화된 운동 모델이 이용되었다. 상태 단위는 [m/s]과 [rad]이 사용되었다.

$$\begin{aligned} \dot{n} &= v \cos \psi & \dot{e} &= v \sin \psi & \dot{d} &= w \\ \dot{v} &= \delta_v & \dot{w} &= \delta_w & \dot{\psi} &= \delta_\psi \end{aligned} \quad (7)$$

운동 모델에서 속도, 고도, 그리고 방위유지모드에 대한 설계 조건을 고려하면, 유지모드에 대한 응답 특성은 다음과 같은 2차 방정식으로 표현될 수 있다.

$$\ddot{x} + 2\zeta\omega\dot{x} + \omega^2x = \omega^2f_x \quad (8)$$

여기서 f_x 는 편대비행 제어법칙 명령 값이고, 댐핑 ζ 와 주파수 ω 는 유지모드 설계 조건으로 각각 0.7과 1.0의 값을 갖는다. 입력 변수 δ 는 식 (8)을 이용하여 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \delta &= \ddot{x} \\ \delta &= -2\zeta\omega\dot{x} - \omega^2x + \omega^2f_x \end{aligned} \quad (9)$$

Table 3. Initial condition of simulation

Type	u [m/s]	h [m]	psi [deg]
Leader	30	30	45
Follower-1	20	10	-40
Follower-2	20	20	150
Follower-3	20	50	-20

편대비행을 위한 속도와 방위 명령 설계 조건은 상대위치 오차 50m 이상에서 최대 10m/s와 10도로 설정되었다. 이득 값과 설계 매개변수는 식 (4)에서 다음과 같이 계산된다.

$$k_x = 0.2, k_y = 0.0035, m_x = m_y = 50.0$$

시뮬레이션에서는 추종기의 상대위치 오차를 직관적으로 분석하기 위하여 편대비행 목표점이 선도기의 위치와 동일하게 설정되었다. 그리고 시뮬레이션 시작 10초 후 편대비행 모드로 자동 전환되도록 구현되었다. 편대비행 모드로 전환되면 편대비행 제어기에 의해 속도, 고도, 그리고 방위명령이 생성된다. 시뮬레이션 초기 조건은 Table 3에 보였다. 그리고 시뮬레이션 결과는 Fig. 4와 Fig. 5에 각각 보였다.

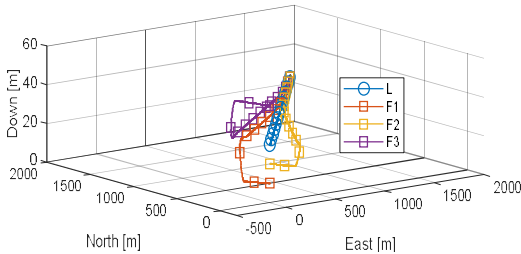


Fig. 4. Simulation results of 3D trajectories

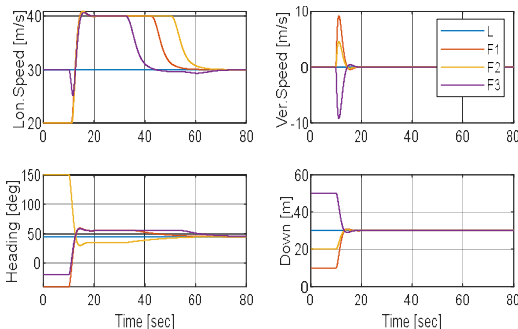


Fig. 5. Simulation results of speed, down, and heading angle

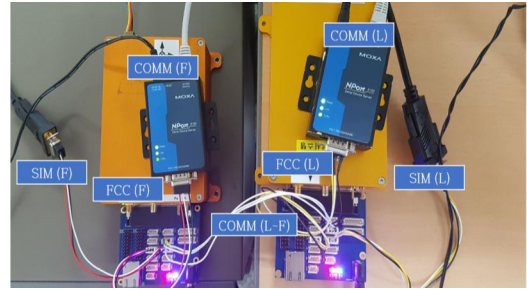


Fig. 6. Configuration of flight control computers for L-F connection

2.3 시뮬레이션 환경 구축

2.3.1 비행제어컴퓨터

편대비행 모드에 사용되는 비행체 위치와 명령 정보를 송/수신하기 위하여, 함상운용 상대항법 장비와 연결되는 직렬통신(RS-232C, 115k bps) 채널이 2대의 비행제어컴퓨터 인터페이스에 사용되었다. 선도기와 추종기의 비행제어컴퓨터 연결 형상은 Fig. 6에 보였다.

선도기와 추종기의 데이터 통신을 위하여 비행체간 통신규약을 처리하는 소프트웨어 모듈이 추가되었다. 선도기의 비행운용프로그램은 데이터 송신 기능이 추가되었고, 추종기의 비행운용프로그램은 데이터 수신 기능이 추가되었다.

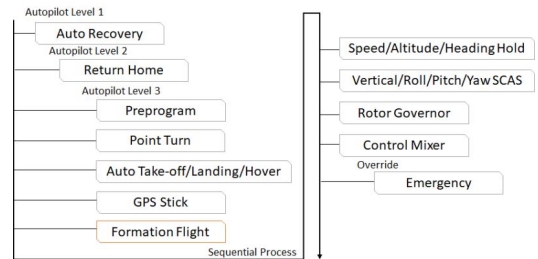


Fig. 7. Hierarchy structure of flight control logic



Fig. 8. Configuration of portable ground control system

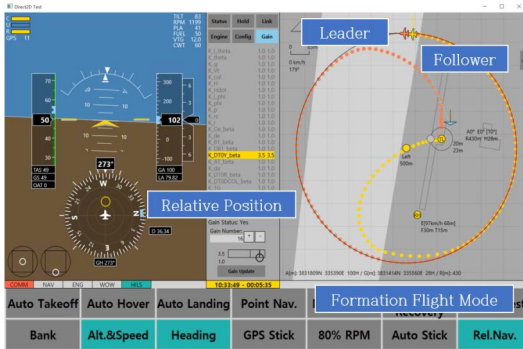


Fig. 9. GUI of ground control SW for formation flight operation

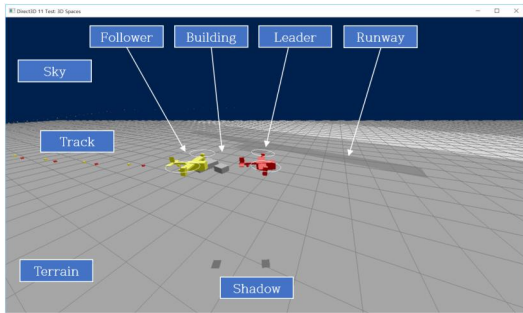


Fig. 10. GUI of 3D visualization SW

비행운용프로그램의 제어법칙 소프트웨어는 계층 구조로 설계되었다. 계층 구조는 함수 기반의 모듈로 관리된다. 각각의 모듈은 조종믹서, 로터가버너, 안정성 및 조종성 증대, 유지모드, 항법 기반비행, 그리고 비상대처로 구성되어 있다. 여기서 항법기반비행 모듈은 점항법, 사전계획, 자동이착륙, 그리고 GPS수동모드로 구성되어 있다. 편대비행 모드는 항법기반비행 모듈 계층에 추가되었고 추종기의 비행운용프로그램에만 적용되었다. 편대비행모드가 포함된 비행제어법칙 계층 구성은 Fig. 7에 보였다.

2.3.2 지상관제

기존의 틸트로터 무인기 지상관제는 차량형 스테이션 개념으로 개발되었으나 최근 함상이착륙 운용 연구를 통해 선박의 좁은 공간에서 운용이 가능하고 손으로 운반이 가능한 소형 시스템으로 개조 및 개발되었다. 지상관제시스템 형상은 Fig. 8에 보였다.

단일 비행체 운용을 위해 개발된 지상관제시스템의 운용소프트웨어는 편대비행 운용에 필요한 최소 기능이 추가되어 수정되었다. 편대비행 모드는 함상이착륙 연구에서 사용된 상대항법 모드가 이용되었다. 편대비행 정보는 추종기가 운용되는 지상관제시스템의 방위계와 지도에 각각 도시되도록 구성되었다.

방위계에는 운용되는 비행체를 기준으로 상대 위치가 표시된다. 편대비행 운용을 위해 수정된 지상관제 소프트웨어의 그래픽 사용자 인터페이스는 Fig. 9에 보였다.

2.3.3 3D 영상

3D 영상을 도시하기 위한 소프트웨어는 Direct 3D API를 이용하여 개발되었다. 객체 생성을 위한 CGrid, CCube, CCircle, 그리고 CRect와 같은 클래스가 먼저 개발되었고, 객체 생성 클래스를 이용하여 비행체, 궤적, 지면, 그리고 건물이 생성되었다.

사용자 인터페이스를 위하여 마우스 입력 기반의 확대, 축소, 그리고 회전 기능이 구현되었다. 비행체 자세 및 위치 정보는 UDP 통신을 통해 전송받는다. 3D 영상 소프트웨어의 그래픽 사용자 인터페이스는 Fig. 10에 보였다.

2.3.4 시스템 통합 구성

틸트로터 무인기 편대비행 시뮬레이션을 수행하기 위하여 2대의 운동모델컴퓨터, 2대의 지상관제컴퓨터, 2대의 비행제어컴퓨터, 2대의 통신모사장비, 그리고 1대의 3D 영상컴퓨터가 이용되었

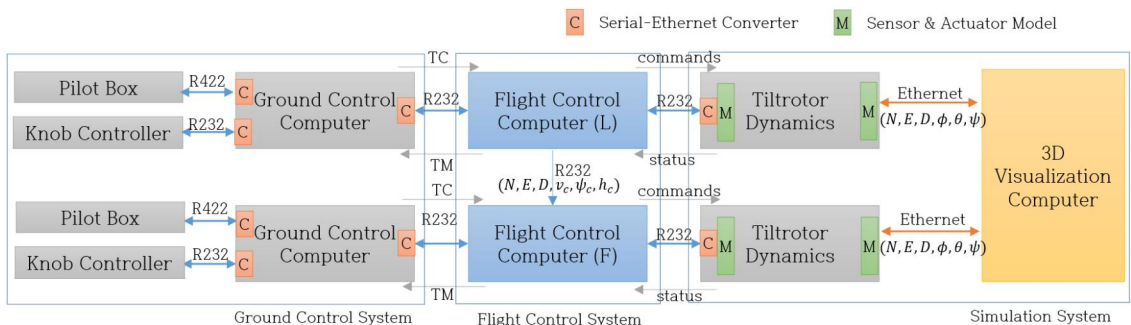


Fig. 11. Block diagram for L-F formation flight simulation of tiltrotor UAVs

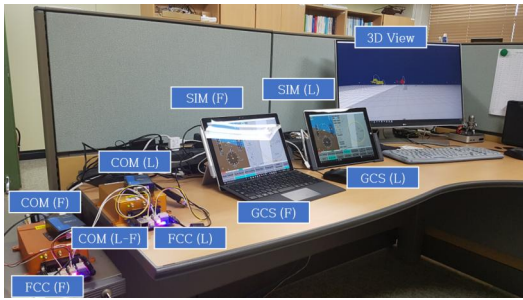


Fig. 12. Configuration of L-F formation flight simulation test

다. 전체 시스템 구성과 시험 환경은 Fig. 11과 Fig. 12에 각각 보였다. 실시간 시뮬레이션에서는 하드웨어 장비 제한으로 추종기를 1대로 제한하였다.

실제 시스템의 운용모드 변경을 최소화하기 위하여 지상관제컴퓨터 1대는 선도기를 독립적으로 운용하고, 나머지 1대는 추종기를 운용하도록 구성되었다. 편대비행 정보는 상대항법 정보의 형식으로 변환되어 지상-탑재 통신규약을 통해 추종기가 운용되는 지상관제컴퓨터에 전송된다. 편대비행 명령 및 상태정보는 추종기가 운용되는 지상관제컴퓨터에서만 사용이 가능하다.

2.4 시뮬레이션 결과

2.4.1 시뮬레이션 시나리오

틸트로터 무인기에 적용되는 편대비행 제어법칙 모드에 대한 검증을 위하여 저속 및 고속비행 모드에 대한 통합 시뮬레이션 시나리오가 구성하

였다. 선도기는 자동이륙 후 반경 500 m 점항법 (Point Navigation, PN)을 수행하면서 추종기의 편대비행을 유도하였다. 선도기의 내부 조종사는 점항법 모드에서 속도 명령을 50 km/h 단위로 증속 및 감속을 시켰다. 추종기의 내부 조종사는 자동이륙 후 속도/고도/방위 유지모드로 전환하여 선도기의 비행 영역으로 진입시킨 후 각각의 속도 조건에서 편대비행 제어법칙 성능을 확인하였다. 틸트로터 무인기 편대비행 검증을 위한 시뮬레이션 시나리오는 Table 4에 보였다.

2.4.2 결과 및 분석

추종기의 편대비행모드가 선택되면 선도기와 설정된 상대거리를 유지하면서 점항법 궤적에 진입하게 된다. 편대비행 제어법칙 성능은 선도기와 추종기의 상대거리를 통해 확인이 가능하다. 증속 조건에서 편대비행 성능은 시뮬레이션 시간 160초에서 400초 구간에서 상대거리를 통해 확인이 가능하다. 증속 조건에서 편대비행 궤적은 Fig. 13에 보였다. 감속 조건에서는 편대비행 모

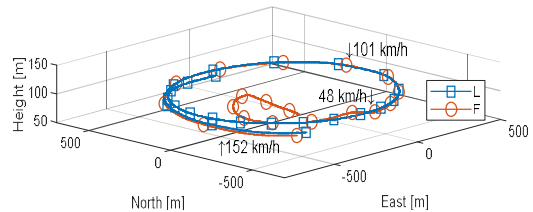


Fig. 13. Simulation results of 3D trajectories of L-F formation flight in speed-up condition

Table 4. Scenario of formation flight simulation test for tiltrotor UAVs

No.	Operation Mode [m, km/h]		Note
	Leader	Follower	
1	Auto Take-off	Stand by	
2	PN (100m, 50km/h)	Auto Take-off	
3	PN (100m, 50km/h)	FF On	Rel. dis. (aft. 35m)
4	PN (100m, 100km/h)	FF On	Leader speed up
5	PN (100m, 150km/h)	FF On	Leader speed up
6	PN (100m, 150km/h)	FF Off > Hold	FF off check
7	PN (100m, 150km/h)	FF On	FF on check
8	PN (100m, 100km/h)	FF On	Leader speed down
9	PN (100m, 100km/h)	FF Off > Hold	FF off check
10	PN (100m, 100km/h)	FF On	FF on check
11	PN (100m, 50km/h)	FF On	Leader speed down
12	PN (100m, 50km/h)	FF Off > Hold	FF off check
13	PN (100m, 50km/h)	FF On	FF on check
14	Auto Hover	FF Off > Hold	
15	Auto Hover	Auto Hover	
16	Auto Landing	Auto Landing	

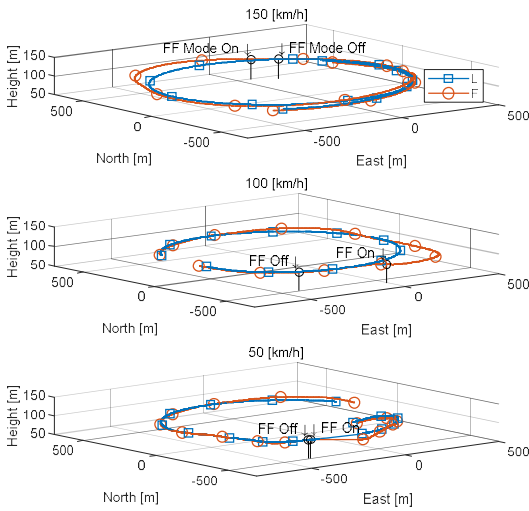


Fig. 14. Simulation results of 3D trajectories of L-F formation flight in speed-down condition

드 Off/On을 통해 상대항법 성능을 확인하였다. 선도기의 접항법 궤적 내에서 편대비행 모드가 해제되면 유지모드로 자동 전환되고 방위 노브에 설정된 명령 값에 의해 접항법 궤적에서 이탈하는 것을 확인할 수 있다. 궤적 이탈을 확인한 후 상대항법 모드로 전환시키면 ± 5 m 내에서 설정된 상대거리를 유지하는 것을 확인하였다. 편대비행 모드 Off/On 시험에 대한 편대비행 궤적은 Fig. 14에 보였다.

유지모드에서 상대항법 모드로 전환시켰을 경우 목표 상대거리에서 약 ± 10 m 정도의 오버 슈트 발생하였으나 수렴하게 되면 ± 5 m 내에서 상

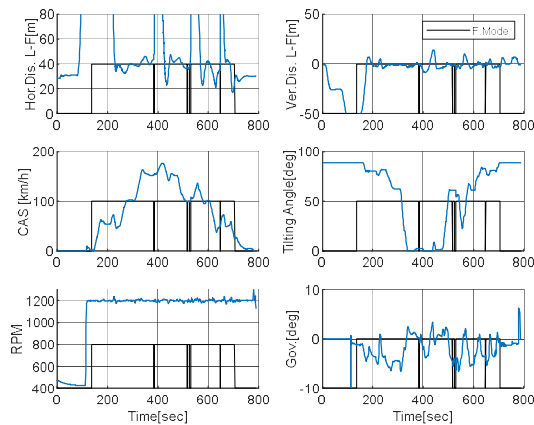


Fig. 15. Simulation results of relative distances, CAS, tilting angle, RPM, and governor command

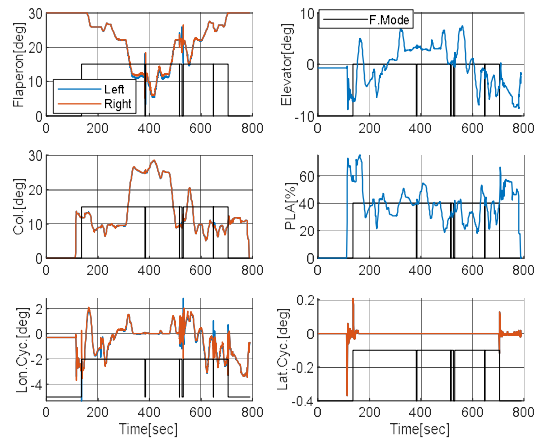


Fig. 16. Simulation results of control inputs

대거리가 유지됨을 Fig. 15에서 확인할 수 있다. 틸트로터 무인기는 회전익 모드에서 고정익 모드로 전환 시 콜렉티브 피치 각도와 플랩 각도 제어를 위해 속도 혹은 틸트 각도에 연동된 명령이 필요하다. 천이가 완료되는 고정익 모드 진입 속도에서 콜렉티브 피치 각도 약 25도와 플랩 각도 약 10도가 요구된다. 속도에 연동된 조종면 변화는 Fig. 16에 보였다.

편대비행 시뮬레이션에서 외란 모델은 비활성화 되어 있으나, 선도기가 감속할 때 추종기가 상대 위치 오차를 줄이기 위해 피치 자세 각을 이용하여 감속하는 특성이 보였다. 고정익 모드 진입 속도에서 트림 피치 각도는 약 5도가 요구된다. 편대비행 성능을 높이기 위해서는 비행 제어 법칙 유지모드에 대한 응답 특성 향상이 필요할 것으로 예상된다.

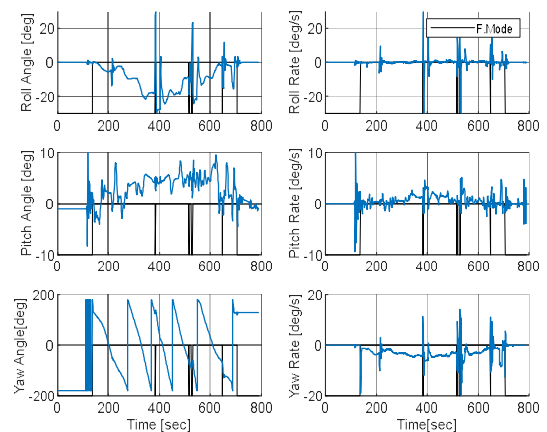


Fig. 17. Simulation results of roll, pitch, and yaw status

Table 5. Design parameters for L-F formation flight controller

V [km/h]	k_x	k_y	$m_{x,y}$	d
0	0.1	0.007	50	100
150	0.15	0.014	50	150

시뮬레이션에서 사용된 최종 설계 변수 값은 Table 5에 보였다. 편대비행 시뮬레이션 결과 중조종입력과 자세정보는 Fig. 16과 17에 각각 보였다.

III. 결 론

본 연구에서는 틸트로터 무인기 시스템을 활용하여 편대비행 기술에 대한 기초연구가 수행되었다.

틸트로터 비행체는 회전익 및 고정익 모드 비행이 가능하기 때문에 편대비행 기술 개발 시 두 가지 비행조건이 모두 고려되었다. 편대비행 기술개발을 위하여 편대비행 제어법칙 설계, 비행체 간 인터페이스 설계, 편대비행 운용방법 연구, 지상관제시스템 개조, 3D 영상 SW 개발 그리고 하드웨어 기반 시뮬레이션 시스템 구축 등과 같은 연구가 수행되었다.

시뮬레이션 연구에서는 MATLAB 기반 1:3 편대비행과 실시간 시뮬레이션 기반 1:1 편대비행이 수행되었고, 목표점에 대한 추종기의 위치 오차를 통해 편대비행 성능이 확인되었다.

본 연구를 통해 개발된 편대비행 기초기술은 앞으로 틸트로터 무인기 편대비행을 이용한 광역감시체계 구축 및 틸트로터 무인기 복수운용을 통한 상시감시체계 구축과 같은 자율화 기술 수준이 높은 후속 연구와 틸트로터 비행체를 이용한 편대비행 연구 시 활용될 수 있다.

References

- 1) Park, B. J., Kang, Y. S., Yoo, C. S., and Cho, A., "Development of Operational Flight Program for Smart-UAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 10, Oct. 2013, pp.805~812.
- 2) Park, B. J., Kang, Y. S., Yoo, C. S., and

Cho, A., "Development of FCC Redundancy System for Tiltrotor UAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 2, Feb. 2017, pp.805~812.

3) The Office of the Secretary of Defense, "Unmanned Aerial Vehicles Roadmap 2002 - 2027," Washington DC, Mar. 2003.

4) Kim, S. H., Cho, S. O., Kim, S. S., Ryoo, C. K., and Choi, K., Y., "Development of Operation System for Network of Multiple UAVs," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 11, Nov. 2011, pp.1042~1051.

5) Yoo, D. I., and Shim, H. C., "Leader-Follower based Formation Guidance Law and Autonomous Formation Flight Test of Multiple MAVs," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 2, Feb. 2011, pp. 121~127.

6) Kim, S. K., and Kim, Y. D., "Behavioral Decentralized Optimum Controller Design for UAV Formation Flight," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 6, Jun. 2008, pp.565~573.

7) Shin, J. H., Kim, S., K., and Suk, J. Y., "Development of Robust Flocking Control Law for Multiple UAVs Using Behavioral Decentralized Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 10, Oct. 2015, pp. 859~867.

8) Kang, Y. S., Park, B. J., Cho, A., and Yoo, C. S., "Control Law Design for a Tilt-rotor Unmanned Aerial Vehicle with a Nacelle Mounted WE (Wing Extension)," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 20, No. 11, 2014, pp.1103~1111.

9) Korea Aerospace Research Institute, "Test & Evaluation Study on the Practical Tiltrotor UAV," Final Report, Jul. 2012.

10) Korea Aerospace Research Institute, "Core Technology Development for Oceanic Operation of Unmanned Tilt Rotor Flying Robot," Final Report, May. 2016.

11) Korea Aerospace Research Institute, "Technology Development for Shipboard Operation of 200kg Class Tilt-Rotor UAV," Final Report, Nov. 2017.