무인 비행선의 자동 경로 추종 시스템 개발 및 비행시험

Design and Flight Test of Path Following System for an Unmanned Airship

정 균 명, 성 재 민, 김 병 수*, 제 정 형, 이 성 군

(Kyun Myung Jung, Jae Min Sung, Byoung Soo Kim, Jeong-Hyeong Je, and Sung-Gun Lee)

Abstract: In this paper, a waypoint guidance law Line Tracking algorithm is designed for testing an Unmanned Airship. In order to verify, we develop an autonomous flight control and test system of unmanned airship. The flight test system is composed FCC (Flight Control Computer), GCS (Ground Control System), Autopilot & Guidance program, GUI (Graphic User Interface) based analysis program, and Test Log Sheet for the management of flight test data. It contains flight test results of single-path & multi-path following, one point continuation turn, LOS guidance, and safe mode for emergency.

Keywords: unmanned airship, flight test, path following, line tracking, line-of-sight

I. 서론

오늘날 항공촬영은 헬리콥터나 위성, 경비행기를 통해 이루어지고 있지만 무인 비행선을 이용하면 저고도 및 저속 촬영이 가능하여 산간벽지의 시설물 감시나 도심지역의 정사영상 제작 등에 응용할 수 있다. 비행선은 고정익이나 회전익 항공기에 비해 안정성이 높고 다루기가 쉬워 제어 알고리즘 설계나 유도법칙을 적용하기가 용이하다. 그러나 비행선에 관한 국내연구는 주로 성층권 비행선 및 신개념 비행선 개발에 집중되어 있었으며[1,2], 무인비행선이나 항공촬영에 대한 연구도 자동비행시스템 개발[3,4] 및 신경회로망을 이용한 자세제어[5] 연구 이외 조종사의 수동 조작을 통한 연구[6-8]에 그치고 있고 그나마 최근 몇 년 이내의 연구 실적이나 논문발표 등은 많지 않아 무인비행선의 자동비행에 관한 연구는 활발하지 않은 편이다. 국외에서는 비행선의 경로 추종을 위해 ANN (Artificial Neural Network)이나 back-stepping과 같은 이론 적용 연구[9,10]가 이루어지고 있다.

본 논문에서는 고전 제어기법을 이용한 경로 추종 유도법칙을 설계하여 비행선에 적용하고 비행시험을 통하여 그 성능을 검증하였다. GPS로부터 획득한 항법 정보를 바탕으로 2개의 경로점으로 구성된 단일 경로 추종모드, 3개 이상의 경로점으로 이루어진 다 경로 추종모드와 경로 추종 알고리즘을 응용한 일 점(one point) 지속선회 모드를 설계하여 무인 비행선 시스템에 적용하고 비행시험을 수행하여 각 모드의 성능을 검증하였다. 또한 LOS 가이드선과 일 점

표 1. 비행선 경로추종 자동비행 요구조건.

Table 1. Path following flight requirements.

구분	단일 경로	다중 경로	일 점 선회
경로추종오차	25m 이내	25m 이내	20m 이내
선회반경	-	-	최소 100m
고도오차	±10m	±10m	±10m
유지속도	8~14m/s	8~14m/s	8~14m/s

지속선회모드를 혼합한 안전모드를 설계하여 테스트 하고, 각 비행 모드의 성능 분석을 위하여 항공촬영에 사용될 카메라의 화각 및 비행조건을 감안하여 각 모드의 요구조건을 선정하였다. 요구조건은 표 1과 같다.

II. 경로 추종 알고리즘 설계

1. 경로 추종 모드

경로 추종 미션을 수행하기 위하여 line tracking 알고리즘을 사용하였다. 비행선의 경로 추종을 위한 line tracking 가이드선 시스템의 구성도는 그림 1과 같다[11-13].

그림 1. 경로 추종 유도 알고리즘.

Fig. 1. Line tracking Guidance.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2009. 11. 6., 수정: 2009. 12. 9., 채택확정: 2010. 3. 19.

정균명, 성재민: 경상대학교 항공우주공학과

(jkm@gsnu.ac.kr/sjm@gnu.ac.kr)

김병수: 경상대학교 기계항공공학부 ReCAPT(bskim@gsnu.ac.kr)

제정형, 이성군: (주)HanGIS(hangis@hangis.com/mc727@hanmail.net)

※ 본 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 대학중점연구소 지원사업으로 수행된 연구이며(2009-0094016)

협력업체 HanGIS(주) 관계자 분들께 감사드립니다.

※ 상기 논문은 KACC2009 학술대회에서 초안이 발표되었습니다.

비행선의 현재 위치 $P(x, y)$ 에서 두 목표점 $P_1(x_1, y_1)$, $P_2(x_2, y_2)$ 간 경로에 수직하게 사영한 위치인 $P_d(x_d, y_d)$ 와 직선경로까지의 수직 거리 오차 P_e 는 (1)과 같다.

$$\begin{aligned} x_d &= x_1 + t_- h \times (x_2 - x_1) \\ y_d &= y_1 + t_- h \times (y_2 - y_1) \\ P_e &= \sqrt{(x_d - x)^2 + (y_d - y)^2} \end{aligned} \quad (1)$$

식 (1)에서 t_h 는 직선경로에 수직하게 사영된 위치 $P_d(x_d, y_d)$ 를 $P_1(x_1, y_1)$ 기준으로 나타내기 위한 값이다.

$$t_{-h} = \frac{(x_2 - x_1) \times (x - x_1) + (y_2 - y_1) \times (y - y_1)}{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2} \quad (2)$$

목표점1에서 2로의 헤딩각은 (3)과 같다.

$$\psi_{12} = \tan^{-1} \left(\frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \right) \quad (3)$$

경로 기준 현재 위치의 판별 부호 $sgn(P_e)$ 은 (4)와 같다.

$$\begin{aligned} \text{sgn}(P_e) = & \text{sgn}((x_d - x) \times L \times \sin(\psi_{12}) \\ & - (y_d - y) \times L \times \cos(\psi_{12})) \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 L 은 비행선을 경로에 진입시키기 위한 최소한의 진입 각을 확보하기 위한 P_d 점으로부터 거리를 의미한다. P_d 점으로부터 거리 L 만큼 떨어진 위치의 지점 P_{Los} 가 비행선의 목표점이 되고 현재 위치로부터 P_{Los} 로의 헤딩각 ψ_P 는 (5)와 같다.

$$\psi_{P_e} = \tan^{-1} \left(-\text{sgn}(P_e) \times \frac{P_e}{L} \right) \quad (5)$$

비행선은 바람에 의한 오차, 특히 측풍에 의한 기수의 흔들림이 발생하므로 이를 보상하기 위한 비례제어 및 정상상태 오차를 없애기 위한 적분제어가 필요하다. 비례적분 제어기가 포함된 보상된 해당각 명령은 (6)과 같다.

$$\psi_{P_e} = atan\left(-sgn(P_e) \times \frac{K_P \times P_e + K_i \times \sum P_e}{L}\right) \quad (6)$$

비행선이 추종할 헤딩각은 (7)과 같다.

$$\psi_{cmd} = \psi_{12} + \psi_P \quad (7)$$

2. 일 점(one point) 지속선회 모드

공중에서 한 지점을 계속해서 촬영해야 하는 미션이 주어질 경우 일 점(one point) 지속선회 비행을 하여 카메라가 같은 곳을 촬영하도록 할 수 있다. One point 지속선회 가 이턴스의 구성도는 그림 2와 같다[12,13].

현재 비행선의 위치 $P(x, y)$ 에서 선회 궤적의 접점 $P_1(x_1, y_1)$ 을 정의하면 P_1 에서 접선의 heading 각 $\psi_{\tan}$ 은 (8)과 같다.

$$\psi_{\text{tan}} = \tan^{-1} \left(-\frac{x - x_c}{y - y_c} \right) \quad (8)$$

P_1 의 좌표는 (9)와 같다.

그림 2. 일 점 선회 유도 알고리즘.

Fig 2. One point Guidance.

$$\begin{aligned} x_1 &= x_c - R \times \sin(\psi_{\tan}) \\ y_1 &= y_c + R \times \cos(\psi_{\tan}) \end{aligned} \quad (9)$$

현재 위치에서 목표점인 P_2 의 좌표는 (10)과 같이 구해진다. 부호는 시계방향 선회일 때 (-), 반 시계방향 선회일 때 (+) 이다.

$$\begin{aligned} x_2 &= x_1 \pm R \times \cos(\psi_{\tan}) \\ y_2 &= y_1 \pm R \times \sin(\psi_{\tan}) \end{aligned} \quad (10)$$

P_2 로 진행되는 도중 비행선 현재 좌표가 업데이트 되면 그 위치에서 새로운 접점 좌표가 생성되고 위의 과정과 마찬가지로 추종할 접점이 정해진다. 선회 시 추종 오차에 대한 보상은 line tracking 가이드نس와 동일한 비례적분제어를 사용한다.

III. 무인 비행선 시스템 구성

비행 시험을 위한 시스템은 대상 비행선, MEMS 센서통합 FCC, GCS (Ground Control System), Autopilot 프로그램, 데이터 분석 프로그램, 비행시험일지로 구성된다.

1. 대상 비행선

경로추종 자동비행을 시험할 대상 비행선은 국내 비행선 및 항공촬영 전문업체인 (주)HanGIS社의 Han1250이다. 비행선의 제원은 표 2와 같다.

Han1250은 일반적인 무인 비행선에 비해 폭을 좁게 설

표 2. Han1250 비행선 제원.

Table 2. Han1250 airship specification.

구분		내 용	비고
기낭	전장	12.5m	
	폭	3.13m	
	무게	25kg	
곤돌라	무게	33kg	연료 포함
추력		75cc x 2기 가솔린엔진	180°틸팅
조종 방식	RC 주파수	72MHz, 8채널	
	핀 배치	X-테일, 4핀

그림 3. Han1250 비행선.

Fig. 3. Han1250 airship.

제하여 바람에 대한 저항을 줄여 기동 성능을 향상시켰다. 조종면 형상은 X-테일 방식을 적용해 엘리베이터, 러더, 에일러론 입력에 대해 4개의 핀이 함께 동작함으로써 높은 조종력으로 기동성을 향상시키는데 목적을 두고 설계되었다. 헬륨 비행선은 비행 고도에 따라 비행선 기낭 내부의 헬륨 부피가 변하게 되고, 이에 따라 기낭의 외형을 동일한 형상으로 유지하기 어려워 비행 성능에 변화를 주게 된다. 이를 방지하기 위해 기낭 하부에 공기 주머니를 설치하고 외부 기압에 따라 헬륨 부피변화로 인한 기낭 외형유지를 위해 공기 주머니로부터 공기를 기낭으로 전달하는 압력조절장치를 설치하였다. 또한 안전을 위해 수동비행과 자동비행 모드 전환에 필요한 스위칭 모듈을 탑재하였다.

2. FCC (Flight Control Computer)

비행시험에 사용된 FCC는 국내업체인 (주)서원무인기술이 제작한 MEMS FCC로, 비행 자세를 확인하는데 필수적인 센서인 Gyro, Accelerometer, Magnetic Sensor와 GPS, Pressure Sensor, RF Modem 등 여러 센서들을 하나의 기판에 통합하여 만든 소형 FCC이다. FCC의 제원은 표 3과 같다.

3. GCS (Ground Control System)

GCS는 비행선의 상태를 실시간으로 모니터링 하기 위해 지상에서 RF Modem을 통해 수신된 FCC의 데이터를 배치된 계기판 모듈을 이용해 표시한다. 또한 FCC로 유도명령 업데이트를 위해 지도 모듈을 통해 경로점을 지정하여 실시간 업로드 하고, 경로 추종 및 일 점 선회모드의 경로 오

표 3. MEMS FCC 제원.

Table 3. MEMS FCC specification.

구분		주요성능	제조사
Main Processor		DSP, 150Mhz, 3 Timers	TI
IMU	Gyro	±300°/sec	Analog Device
	Accelerometer	±10g	
GPS		4Hz, CEP 2.5m	uBlox
Magnetic Sensor		±6gauss	Honeywell
Absolute Pressure Sensor		15 to 115kPa	Motorola
Differential Pressure Sensor		0 to 3.92kPa	Motorola
RF Modem		900Mhz, RS232	MaxStream

그림 4. 곤돌라에 부착된 FCC.

Fig. 4. FCC equipped in Gondola.

그림 5. GCS 프로그램(데이터 표시 모듈).

Fig. 5. GCS program (Data display module).

그림 6. GCS 프로그램(커맨드 입력 및 지도모듈).

Fig. 6. GCS program (command update & Map module).

차에 대한 보상 이득 선정을 위한 게인 업데이트 기능도 담당한다. GCS 각 부분의 구성 및 기능은 그림 5, 6에 설명되어 있다.

4. Autopilot 프로그램

FCC에는 내부 루프로 Autopilot이 설계되어 있다. Autopilot은 고도유지, 속도유지, 해당각 명령 추종 모드가 있으며 C코드를 이용하여 직접 설계한 프로그램을 사용하였다. Line-of-Sight를 비롯한 모든 유도명령의 커맨드는 해당각 명령 추종 모드의 입력 값이 되며 나머지 고도 및 속

그림 7. Autopilot 프로그램 구조.

Fig. 7. Autopilot structure.

도유지모드에서는 테스트 시작 시점의 고도 및 속도를 유지하도록 하는 구조를 가진다. Autopilot 프로그램의 구조는 그림 7과 같다.

5. 비행시험 데이터 분석 프로그램

비행시험 중 FCC에서 송신한 내부 센서데이터 및 디버깅용 변수 값들은 GCS를 통하여 텍스트 파일로 저장된다. 비행시험 후 기록된 데이터를 분석하기 위하여 MATLAB GUI 기반의 분석 프로그램을 제작하였다. 프로그램 화면은 그림 8과 같다.

좌측의 비행시험 데이터 리스트는 시험날짜, 시간 순으로 정렬되어 있다. 결과를 확인하고자 하는 데이터를 선택해 우측의 체크박스를 클릭하여 플로팅 하고자 하는 데이터를 선택하면 figure창이 자동 생성되어 선택한 데이터를 플로팅 해 준다. 그림 9는 단일경로추종 시험 데이터 중 비행경로와 heading hold autopilot의 응답을 선택하여 플로팅한 화면이다.

데이터 분석 프로그램을 이용하여 비행시험 데이터 분석

그림 8. 비행시험 결과 분석 프로그램.

Fig. 8. Flight test data analysis program.

그림 9. 분석 프로그램 사용 예.

Fig. 9. Analysis example(line tracking test data).

비행시험 수행 계획서		Rev. 4
비행시험 일자	2009. 03. 15	비행시험 일자
비행시험 장소	한양대학교	비행시험 장소
비행시험 시간	10:00 ~ 12:00	비행시험 시간
비행시험 인원	10명	비행시험 인원
비행시험 장비	비행시험 장비	비행시험 장비
비행시험 목적	비행시험 목적	비행시험 목적
비행시험 내용	비행시험 내용	비행시험 내용
비행시험 결과	비행시험 결과	비행시험 결과
비행시험 결론	비행시험 결론	비행시험 결론
비행시험 비고	비행시험 비고	비행시험 비고

비행시험 결과 보고서	
비행시험 일자	2009. 03. 15
비행시험 장소	한양대학교
비행시험 시간	10:00 ~ 12:00
비행시험 인원	10명
비행시험 장비	비행시험 장비
비행시험 목적	비행시험 목적
비행시험 내용	비행시험 내용
비행시험 결과	비행시험 결과
비행시험 결론	비행시험 결론
비행시험 비고	비행시험 비고

그림 10. 비행시험 수행 계획서 및 결과 보고서.

Fig. 10. Flight test plan sheet and result report.

시험비행 Event 관리표	
시험 일자	2009. 03. 15
시험 장소	한양대학교
시험 시간	10:00 ~ 12:00
시험 인원	10명
시험 장비	비행시험 장비
시험 목적	비행시험 목적
시험 내용	비행시험 내용
시험 결과	비행시험 결과
시험 결론	비행시험 결론
시험 비고	비행시험 비고

PR	Filename	시험과목	시험조건	시험내용
PR	Filename	시험과목	시험조건	시험내용
1	Han1250_0315_124015.txt	Velocity Hold	140 15 2단계	0.4 0.05 5 +5m/s 360
2	Han1250_0315_124255.txt	Velocity Hold	170 15 2단계	0.4 0.05 5 +5m/s 180
3	Han1250_0315_124707.txt	Velocity Hold	190 11 2단계	0.4 0.05 5 +5m/s 360
4	Han1250_0315_125038.txt	Altitude Hold	118 9.8 2단계	0.02 0.001 1 +50m 180
5	Han1250_0315_125236.txt	Altitude Hold	107 11.8 2단계	0.02 0.001 1 +50m 360
6	Han1250_0315_125357.txt	Altitude Hold	103 5.3 2단계	0.02 0.001 1 +70m 180
7	Han1250_0315_125644.txt	Heading Hold	120 6.3 2단계	2 0.1 1 +30°
8	Han1250_0315_125921.txt	Heading Hold	153 2단계	2 0.1 1 -30°
9	Han1250_0315_130006.txt	Heading Hold	175 6 2단계	1 0.1 1 -30°
10	Han1250_0315_130223.txt	Heading Hold	175 15 2단계	1 0.1 1 +30°
11	Han1250_0315_130334.txt	Heading Hold	160 6 2단계	1 0.1 1 -50°
12	Han1250_0315_130506.txt	Heading Hold	2단계	1 0.1 1 +50°

그림 11. 시험비행 event 관리표.

Fig. 11. Test event log sheet.

을 위해 비행시험 종료시까지 기다릴 필요 없이 저장된 데이터를 불러와 비행 중에도 바로 결과를 확인할 수 있어 비행시험 시간을 절약하는 데 많은 도움이 되었다. 또한 위 프로그램을 수정하여 결과 그래프를 자동으로 PDF 파일로 변환하여 결과를 출력하여 보관할 수 있도록 활용하였다.

6. 비행시험일지

비행시험에 대한 계획과 분석을 체계화하기 위하여 비행 전 브리핑 자료와 계획서, log sheet, 결과 보고서를 작성하였다. 시험 전 브리핑 자료와 계획서를 검토하여 시험할 과목에 대하여 의견을 조율하고, log sheet에는 시험 중 입력한 커맨드와 계인, 비행조건에 관한 내용을 기록하였다. 시험이 종료되면 결과 분석을 통해 시험 결과서를 작성하고 유효한 모든 비행시험 데이터를 출력하여 자료로서 보관하였다. 그림 10은 비행시험일지 샘플 자료이고 그림 11은 event 관리표 샘플 자료이다.

IV. 비행시험 결과 및 고찰

비행시험은 전남 고흥에 위치한 항공우주연구원 항공센터 활주로에서 이루어 졌으며 시험 당시 지상풍속은 약 1.7~2.3m/s이고 지상풍향은 160~180°이다. 기온은 25~27°C이고 비행고도는 GPS 고도 기준 180~230m에서 이루어졌다.

그림 12. 단일 경로 추종모드 시험결과(경로 표시).

Fig. 12. Single path following test result(trajecotry).

그림 13. 경로 추종 오차(P_e).Fig. 13. Line tracking error(P_e).

1. 단일 경로 추종모드 시험

GCS의 지도 모듈에서 두 개의 목표점 좌표를 생성하여 FCC로 업데이트한 뒤 단일 경로 추종시험을 실시하였다. 두 경로점을 100°~280°로 생성하여 비행선이 경로 추종 비행 중에 측풍을 받아 교란이 발생하도록 하여 선정한 게 인값을 이용해 외란에 대한 반응을 확인하였다. 적색 사각형으로 표시된 초기 시작점에서 'Waypoint #1'으로 표기된 첫 번째 경로점 1(좌측)을 향해 진행하여 경로점 1과 2(우측 하단)사이의 경로로 수렴하는 것을 확인하였다. 그림 12는 단일 경로 추종모드 시험시 비행경로를 시작지점을 원점으로 하는 X, Y좌표로 표시한 것이다.

그림 12에서 loop는 지정한 마지막 목표점을 지나 다시 최초의 목표점으로 진행하는 것을 의미한다. 단일 경로 추종모드의 경우 경로점 1이 최초의 목표점, 경로점 2가 마지막 목표점이 되어 두 점 사이를 왕복하는 비행을 하게 된다. 목표점 간 전환은 목표점의 50m 근처에 접근하면 바로 다음 목표점으로 방향을 선회하도록 프로그램 되어 경로점 변경시 경로에서 벗어난 지점에서 선회하여 다음 경로로 진입하게 된다. 첫 번째 loop에서의 경로에 대한 거리 오차 P_e 는 그림 13과 같다.

초기 진입 시 최대 15m오차를 보이나 경로에 진입한 이후 오차가 최대 5m를 넘지 않는 것을 확인하였다. 80초나 170초 이후 오차가 급격히 증가하는 부분은 다음 목표점으로 방향을 전환하는 도중에 발생한 오차를 의미한다.

경로 추종 중 고도, 속도유지 및 방위각 명령 추종 모드의 응답은 그림 14~그림 16과 같다. 고도 및 속도는 GPS 값을 사용하였다.

고도는 비행선이 경로를 변경할 때 오차가 약간 증가하

그림 14. 단일 경로추종 중 고도 유지 autopilot response.

Fig. 14. Altitude hold autopilot response of single path following.

그림 15. 단일 경로추종 중 속도 유지 autopilot response.

Fig. 15. Velocity hold autopilot response of single path following

그림 16. 단일 경로추종 중 heading각 명령 추종 autopilot response.

Fig. 16. Heading hold autopilot response of single path following.

나 전반적으로 트림 값(218.1m) 근처를 유지하는 것을 볼 수 있다.

속도는 측풍 및 정풍의 영향으로 트림 값(13.5m/s)에 2m/s 정도 못 미치는 값을 유지하나 시험에는 큰 영향을 주지 않는 정도의 오차 수준이다.

heading각 명령 추종은 큰 오차 없이 입력된 커맨드를 추종하는 것을 확인하였다. 비행 중 비행선의 오일러 자세각과 조종면 변위는 그림 17, 18과 같다.

2. 다 경로 추종모드 시험

GCS에 5개의 목표점을 지정하여 FCC로 업데이트 한 후 다 경로 추종 시험을 실시하였다. 앞의 단일 경로 모드 시험과 마찬가지로 경로점 변경 시 사용되는 선회알고리즘

그림 17. 단일 경로추종 중 오일러 자세각.

Fig. 17. Euler angles of single path following.

그림 18. 단일 경로추종 중 조종면 변위 응답.

Fig. 18. Control surface deflections of single path following.

표 4. 진행경로 별 거리오차(단위 : m).

Table 4. Line tracking error(unit : m).

경로	최대	최소	평균	표준편차
1→2	5.0	0.4	1.9	1.4
2→3	4.8	0.3	2.0	1.7
3→4	8.1	1.0	2.8	2.4
4→5	11.2	0.2	3.0	3.4
5→1	4.2	0.4	1.8	1.7

표 5. 진행경로 별 heading각 오차(단위 : deg).

Table 5. Heading angle tracking error(unit : deg).

경로	평균	표준편차
1→2	3.7	3.2
2→3	2.1	3.3
3→4	2.5	3.0
4→5	2.9	3.7
5→1	1.7	2.3

없이 현 위치에서 다음 목표 경로점을 향해 선회하게 된다. 각 경로에 대한 거리오차는 표 4에 정리되어 있고 heading각 입력 커맨드에 대한 비행선 heading각 반응의 오차는 표 5와

그림 19. 다 경로 추종 시험결과(경로표시).

Fig. 19. Multi path following test result(trajecory).

그림 20. 다 경로 추종 시험결과(고도유지).

Fig. 20. Multi path following test result(altitude hold).

그림 21. 다 경로 추종 시험결과(속도유지).

Fig. 21. Multi path following test result(velocity hold).

같다. 경로전환 시 오차는 제외하였다. 비행경로는 그림 19와 같다.

앞서 시험한 단일 경로 추종모드 시험의 경우 두 점을 계속 왕복하기 때문에 경로 전환 시 오차가 상대적으로 크게 발생하였으나 위의 다 경로 추종모드 시험의 경우 경로

간 사잇각에 여유가 있어 경로전환 시 오차는 매우 줄어들었다. 바람 방향에 따라 경로별로 오차 크기에 다소 차이는 있지만 모든 진행경로에 대하여 요구조건 25m 이내의 오차로 추종하는 것을 확인하였다. 또한 지정한 모든 경로점을 지난 뒤 다시 첫 번째 경로(1→2)로 진입하여 지속적인 경로 비행을 진행하는 것을 확인하였다.

비행 중 고도유지, 속도유지, heading각유지 Autopilot 응답

그림 22. 다 경로 추종 시험결과(heading각유지).

Fig. 22. Multi path following test result(heading hold).

그림 23. 다 경로 추종 시험결과(오일러 자세각).

Fig. 23. Multi path following test result(euler angle).

그림 24. 다 경로 추종 시험결과(조종면 응답).

Fig. 24. Multi path following test result(control surface).

과 오일러 자세각, 조종면 응답은 그림 20~그림 24와 같다.

3. 일 점(one point) 지속선회 모드 시험

GCS 모듈상에 선회 중심점을 지정하고 선회 반지름과 선회방향(CW/CCW)을 입력하여 일 점 지속선회 모드 실험을 실시하였다. 선회반경 100m, 반 시계방향(CCW)인 조건에서 추종 결과는 그림 25와 같다.

초기 위치에서 원의 접선 방향으로 진입하기 위해 line tracking 알고리즘에 따라 접선에 수직인 방향으로 진입하다 선회 경로 근처에 도달하면서 경로에 수렴하는 모습을 볼 수 있다. 이후 연속적으로 생성된 직선경로를 큰 오차 없이

그림 25. 일 점 지속선회 시험결과(반경 100m).

Fig. 25. Onepoint turning test result(radius 100m).

그림 26. 일 점 지속선회 시험결과(고도 유지).

Fig. 26. Onepoint turning test result(altitude hold).

그림 27. 일 점 지속선회 시험결과(속도 유지).

Fig. 27. Onepoint turning test result(velocity hold).

추종하면서 반경 100m의 선회경로를 유지하는 것을 확인하였다. 이를 통해 일 점 선회모드의 요구조건인 최소 선회반경 100m를 만족하는 것을 확인하였다.

선회반경 100m인 일 점 지속선회 모드 시험의 고도유지, 속도유지, heading유지 Autopilot 응답과 오일러 자세각, 조종면 변위 응답은 그림 26~그림 30과 같다.

반경 100m를 기준으로 반경을 줄여서 2회, 늘려서 2회,

그림 28. 일 점 지속선회 시험결과(heading 유지).

Fig. 28. Onepoint turning test result(heading hold).

그림 29. 일 점 지속선회 시험결과(오일러 자세각).

Fig. 29. Onepoint turning test result(euler angle).

그림 30. 일 점 지속선회 시험결과(조종면 응답).

Fig. 30. Onepoint turning test result(control surface).

표 6. 회반경 별 거리 및 heading각 오차.

Table 6. Line and heading tracking error.

반경	거리오차(m)		heading각 오차(deg)	
	평균	표준편차	평균	표준편차
40m	12.9	9.1	27.5	20.3
50m	8.9	5.8	13.9	9.2
100m	2.9	2.7	9.1	5.2
200m	2.5	2.0	5.2	3.0
250m	3.5	2.2	4.3	2.9

총 4회를 추가로 실시하여 유지 반경 변화에 따른 결과를 확인하였다. 결과는 표 6에 정리하였다.

40m와 50m 선회반경의 경우 반경 100m 결과처럼 일정한 선회 경로를 유지하지 못하고 선회 경로에서 10~20m 정도 벗어난 경로를 비행하였고 Loop 회수마다 서로 다른 경로를 비행하는 것이 확인되었다. 그러나 200m와 250m의 경우 100m 반경의 경우와 마찬가지로 경로를 잘 추종하는 것을 확인하였다.

4. LOS 가이드선 시험

비행선의 안전모드는 자동 비행 중 정상적인 임무 수행이 불가하다고 판단되는 경우 FCC의 권한으로 비행선을 GCS 위치(또는 사전에 입력된 위치)로 복귀시키는 기능을 의미한다. 안전모드 진입 시점이 조종사가 위치한 지점에서 2km 이상 멀리 떨어진 지점이라고 가정하면 돌아오는 동안 가능한 적은 엔진 파워와 조종력을 사용하면서 복귀하는 것이 연료 및 배터리 소모를 최소화 할 수 있을 것이다. 이에 따라 낮은 비행속도와 일정한 고도, 그리고 경로에 무관한 LOS 가이드선을 사용하는 것이 효과적이다.

GCS에서 5개의 경로점을 선정하여 LOS 가이드선을 이용하여 경로점을 지나는 시험을 실시하였다. 그림 31은 3개의 경로점을 지나는 LOS 가이드선 시험결과이다.

LOS 가이드선 시험은 경로를 정확히 추종하는 것이 LOS 가이드선의 목적이 아니므로 실제로는 정상 작동함을 확인할 수 있다.

그림 31. LOS 가이드선 시험결과(경로표시).

Fig. 31. LOS guidance test result(trajecory).

그림 32. LOS 가이드런스 중 고도 유지 autopilot response.

Fig. 32. Altitude hold autopilot response during los guidance test.

그림 33. LOS 가이드런스 중 속도 유지 autopilot response.

Fig. 33. Velocity hold autopilot response during los guidance test.

그림 34. LOS 가이드런스 중 heading 유지 autopilot response.

Fig. 34. Heading hold autopilot response during los guidance test.

그림 35. LOS 가이드런스 중 오일러 자세각.

Fig. 35. Euler angle during los guidance test.

그림 36. LOS 시험 중 조종면 응답.

Fig. 36. Control surfaces response during los guidance test.

시험 중 고도유지, 속도유지, heading유지 Autopilot, 오일러 자세각은 그림 32~그림 35와 같다.

7.5m/s의 낮은 속도를 유지하면서도 고도 변화가 거의 없이 Autopilot이 작동하는 것을 확인하였다.

LOS 가이드런스 시험 중 조종면 응답은 그림 36과 같다. 쓰로틀 파워는 20%를 넘지 않고 엘리베이터, 러더, 에일러론 모두 경로가 전환되는 구간을 제외하면 타각을 적게 사용하는 것을 확인할 수 있다.

5. 안전모드 시험

앞서 시험한 LOS 가이드نس를 이용하여 안전모드를 구성하였다. 안전모드에 진입한 후 정상적으로 비행선이 복귀지점까지 도달하는 동안 조종사는 지상에서 비행선을 회수할 준비를 마치고 비상 착륙시킨 후 원인 분석 및 사후대응을 통해 계속해서 임무를 수행할 수 있다. 그러나 LOS 가이드نس만을 사용할 경우 복귀 지점 근처에 왔는데도 더 이상 향할 목표점이 없게 되므로 이후의 동작에 대한 상황을 프로그램에 반영하지 않았을 경우 비행선이 어떤 동작을 하게 될지 예측하기 어렵다. 이를 보완하기 위해 앞에서 설계한 onepoint 지속선회 모드를 LOS 가이드نس와 혼합하여 안전모드를 설계하였다. 그림 37은 안전모드를 간략하게 구성한 것이다.

귀환지점으로부터 거리가 사전에 정의된 거리보다 멀리 있을 경우 LOS 가이드نس를 이용해 복귀하고 일정 거리 이내로 진입 시 선회 반경이 R인 onepoint 지속선회 모드로

그림 37. 안전모드 구성.

Fig. 37. Safe mode structure.

전환하게 설계하였다. LOS 가이드스와 onepoint 모드 전환 시 거리 변화에 따라 두 모드를 반복해서 전환하는 점프가 발생할 수 있으므로 일정 거리의 스위칭 여유를 두어서 이를 방지하였다. Onepoint 모드 비행 중 바람 등의 영향으로 선회경로에서 많이 벗어나면 다시 LOS 가이드스로 전환되어 선회 궤적 근처로 이동하게 된다.

안전모드를 시험하기 위해 비행선이 비행중일 때 내부에 이상 작동을 발생시키고, 이를 FCC가 인식하여 안전모드에 진입하게끔 하기 위하여 비행 중 지상 RF 모뎀 전원을 3초간 내린 후 다시 연결하였다. 비행제어 프로그램에서는 무선 데이터 송수신이 3초 이상 지연될 경우 자동적으로 안전모드로 전환하도록 설계하였다. 정상적인 시스템에서는 3초 후에 모뎀이 연결되면 다시 원래의 기동 또는 조종사에게 권한을 넘겨주는 수동모드로 전환되겠지만 모드 시험을 위하여 3초 후 통신이 재개 되더라도 안전모드를 계속 수행하도록 설정하여 안전모드 동작 시험을 실시하였다.

안전모드 시험 조건은 두 가지를 선정하였다. 첫 번째 시험은 비행선을 복귀 지점(GCS 위치)에서 멀리 떨어뜨려 안전 모드에 진입하는 조건으로 시험을 실시하였다. LOS 가이드스에서 onepoint 모드로 전환되는 조건은 복귀 점까지의 거리 300m 이하로 설정하고 스위칭 여유는 100m, 선회 반경은 200m, 유지 고도는 200m, 속도는 11m/s를 유지하도록 설정하였다. 시험결과는 그림 38~그림 40과 같다.

중간에 데이터가 비어있는 부분은 RF 모뎀이 3초간 끊긴 동안 데이터가 저장되지 않았기 때문이다. 설계한 대로 LOS 가이드스 및 onepoint 모드 전환이 잘 이루어지는 것을 확인하였다.

두 번째는 비행선이 복귀 지점을 등지고 있는 동안 안전모드에 진입한 경우이다. 시험결과는 그림 41~그림 43과 같다.

그림 38. 안전모드 시험결과(경로표시).

Fig. 38. Safe mode test result(trajecory).

그림 39. 안전모드 시험 중 고도 유지 autopilot response.

Fig. 39. Altitude hold autopilot response during safe mode test.

그림 40. 안전모드 시험 중 속도 유지 autopilot response.

Fig. 40. Velocity hold autopilot response during safe mode test.

그림 41. 안전모드 시험결과(경로표시).

Fig. 41. Safe mode test result(trajecory).

그림 42. 안전모드 시험 중 고도 유지 autopilot response.

Fig. 42. Altitude hold autopilot response during safe mode test.

그림 43. 안전모드 시험 중 속도 유지 autopilot response.

Fig. 43. Velocity hold autopilot response during safe mode test.

위 두 경우 모두 안전모드 동작에 문제가 없는 것으로 확인되었다. 비행제어 프로그램 내부에서 센서 데이터를 모니터링 하여 비행에 지장을 줄 수 있는 고장이 발생하면 비행 모드를 안전모드로 전환하여 비행선의 사고 및 손실 위험을 줄일 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 무인 비행선의 자동 항공촬영을 위한 단일 경로 추종모드와 다 경로 추종모드 및 일 점(one point) 지속선회 모드를 설계하였다. 그리고 각 모드를 실험하기 위해 무인 비행선 시스템과 모니터링 GCS, 분석 프로그램 등을 제작하여 비행시험 시스템을 구축하였다. 비행시험결과 설계된 경로추종모드를 이용하여 적절한 바람 수준(2~3m/s)에서 직선 경로 및 선회 경로 추종 시 원하는 요구 조건 이내로 비행이 가능함을 확인하였다. 이를 통해 자동 비행 시스템을 이용해 항공촬영이 가능할 것으로 기대된다. 또한 LOS 가이드를 이용하여 적은 엔진 파워와 조종력을 이용하여 비행선을 원하는 지점으로 이동이 가능함을 확인하였고 이를 이용해 RF 모델 통신이 끊긴 경우를 고려하여 LOS 가이드와 onepoint 지속선회 모드를 혼합한 안전모드를 설계하고 시험을 실시하여 정상적으로 모드에 진입하고 원하는 위치로 복귀하는 것을 확인하였다.

참고문헌

[1] 강왕구, 김동민, 김현경, 이해창, 염찬홍, “비행선의 역사 및 신개념 비행선,” 한국항공우주학회지, pp. 152-164, 2001.

- [2] 김동민, 이해창, 염찬홍, “성충권 장기제공 무인비행선 개발사업 소개,” 한국항공우주학회지, pp. 113-116, 2004.
- [3] 우창욱, 김부민, 장우석, 김병수, “무인비행선 자동 비행조종 시스템연구,” 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, pp. 1136-1139, 2003.
- [4] 홍천한, 김병수, 박주원, 제정형, 이성근, “무인비행선 자동비행 제어기 설계 검증을 위한 비행시험 절차 및 결과,” 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, pp. 202-205, 2005.
- [5] 홍천한, 김병수, 박주원, 제정형, 이성근, “신경회로망을 이용한 무인비행선 자세제어 시스템 비행시험 연구,” 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, pp. 695-699, 2006.
- [6] 유환희, 차용대, 김성남, 조형진, “항공촬영용 비행선 시스템을 이용한 영상지도 제작,” 대한토목학회 학술발표 논문집, pp. 2094-2098, 2001.
- [7] 김정환, 허창환, 이상준, 송용규, “농약 살포용 무인비행선 개발,” 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, pp. 521-524, 2009.
- [8] 우귀애, 김종권, 조검래, 이대우, “11m급 비행선의 비행시험 및 분석,” 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, pp. 1132-1135, 2003.
- [9] F. Repoulas and E. Papadopoulos, “Robotic airship trajectory tracking control using a backstepping methodology,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 188-193, 2008.
- [10] J. Rao, Z. Gong, J. Luo, Z. Jiang, S. Xie, and W. Liu, “Robotic airship mission path-following control based on ANN and human operator’s skill,” *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol 29, no.1, pp. 5-15, 2007.
- [11] 이병걸, 김종화, “선박의 항로추종을 위한 LOS 가이드 시스템의 제안,” 제어 · 자동화 · 시스템공학 논문지, 제11권 제4호, pp. 363-368, 2005.
- [12] HanGIS㈜, “비디오GIS 데이터 획득을 위한 무인비행선 자동항법시스템 개발 최종보고서,” 2005.
- [13] 홍천한, “신경회로망을 이용한 무인 비행선 적응 자동 비행제어기 설계 및 비행시험,” 경상대학교 석사학위논문, 2006.
- [14] 정균명, 성재민, 김병수, 제정형, 이성근, “항공촬영을 위한 무인 비행선의 경로 추종 비행시험,” 한국자동제어학술회의 논문집(KACC2009), 부산, 한국, 2009.

정 균 명

2009년 경상대 기계항공공학부 졸업.
2009년~현재 동 대학원 석사과정 재학 중.
관심분야는 무인비행체 비행제어 시스템 설계, 무인비행체 비행시험, 비행제어 컴퓨터.

성재민

2006년 경상대 기계항공공학부 졸업. 2006년~현재 동 대학원 석박사 통합과정 재학중. 관심분야는 비행제어컴퓨터, 무인기 유도항법제어, 무인기 비행시험.

김병수

1982년 서울대 항공공학과 졸업. 1984년 동 대학원 졸업(석사). 1994년 Georgia Institute of Technology 졸업(공학박사) 1994년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 2000년~현재 경상대학교 조교수/부교수/교수. 관심분야는 유인/무인 비행체 비행제어 시스템 설계, 신경회로망 기반 적응제어 알고리즘 개발.

제정형

2001년 경상대 전기공학과 졸업. 2005년 동 대학 산업대학원 전기전자공학 졸업(석사). 2001년~현재 (주)한지아이에스 대표이사. 관심분야는 무인비행선 자동항법시스템, 무인기 비행시험

이성근

2001년 경상대 전자공학과 졸업. 2006년 동 대학 산업대학원 전자정보통신 졸업(석사). 2001년~현재 (주)한지아이에스 부장. 관심분야는 무인비행선 설계 및 제조, 무인기 비행시험.