

論文

항공촬영용 비행선의 자동비행장치 개발 및 비행시험

홍천한*, 김병수*, 박주원**, 제정형***, 이성근***

Autopilot Design and Flight Test of an Unmanned Airship for Aviation Photograph

Chun Han Hong*, Byoung Soo Kim*, Joo Won Park**, Jung Hyoung Jea*** and Soung gyon Lee***

ABSTRACT

General unmaned airship, in use of aviation photography, needs both airship-controller and camera-controller who work together in harmony. In oder to reduce this manpower and get the good Geographical Information Systems(GIS) data, it is necessary to use a autopilot controller which guides a exact path lines. This paper presents the autopilot control law base on classical PID control. Moreover, this paper shows the result of flight test, the procedure of gain tuning and LOS guidance algorism that is reduce a tracking error.

초 록

일반적인 항공 촬영용 무인비행선은 GIS 데이터를 획득하기 위하여 기체 조종사와 영상 장치 조종사가 필요하며, 좋은 영상을 위해서는 이들의 호흡과 정확한 위치로의 이동이 중요하다. 본 논문에서는 이런 인력의 소요를 줄이고 정확한 위치/고도의 사전 계획된 비행경로를 자동비행하는 11m급 무인비행선의 고전제어 기반의 자동비행 제어법칙을 소개한다. 또한 이를 검증하기위해 실시한 비행시험의 각 단계별 절차와 유의사항, 외란에 의한 추종 오차를 줄이는 LOS 가이드نس 알고리즘을 제시하고 비행시험 결과를 통한 게인 튜닝절차를 소개한다.

Key Words : Unmaned Airship(무인 비행선), Flight Test(비행시험), Autopilot(자동비행), PID Controller(PID제어기)

1. 서 론

현재 자동항법 무인 비행선 시장은 세계적으로도 개발을 위한 투자가 진행 중인 상황으로 정확한 시장규모는 조사되지 않았으나 무인기 시장 규모가 현재 약 40억 달러인 점을 감안할 때 자동항법 무인비행선이 전체 시장 규모의 1%정도로 추정하면 약 4천만 달러 정도인 것으로 산출

할 수 있다. 또한 고해상도의 디지털 영상정보의 활용이 급진전 되면서 비디오 GIS(Geographical Information Systems) 데이터에 대한 수요 또한 증가하고 있는 추세이다.

이러한 GIS 데이터를 획득하는 방법으로 저 고도 저속의 특성을 지닌 무인비행선이 적합하다. 하지만 현재의 RC(Radio Contol)에 의존한 송신지역 1km 이내의 작동 반경과 수동조작으로는 넓은 지역을 정확한 경로와 고품질의 GIS 데이터를 획득하기에는 상당히 역부족인 것이 사실이다. 따라서 반경 5km이상의 계획된 항로를 적정한 허용 오차내로 비행하며, 외란에 강건하고 특히, 일반적 비행선형상의 단점인 롤 오실레이션 모드[1][2]의 뎀핑을 키우며, 자동항법기

† 2006년 2월 16일 접수 ~ 2006년 6월 22일 심사완료

* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부
연락처, E-mail : bskim@gsnu.ac.kr
경남 진주시 가좌동 900번지

** 정회원, 서원무인기술(주)

*** 정회원, HanGIS(주)

능이 갖추어진 비행선의 필요성이 대두되었다.

본 논문은 제어기 설계와 검증을 위해서 먼저 200m급 YEZ-2A 유인비행선 공력데이터를 이용한 6자유도 시뮬레이션 코드를 개발하고, 이를 이용한 고전제어기법의 자세 제어기 및 자동항법 시스템 설계, 마지막으로 실제 비행시험 및 결과를 내용으로 한다.

비행시험에 있어서는 적용 비행선에 대한 지상테스트와 안정성/조종성 부여를 위한 S/CAS(Stability/Control Augmentation System) 비행시험을 실시하고 데이터를 분석하여 최적 계인을 선정하였으며, 이어서 자동항법 실현을 위한 비행시험을 실시하였다.

II. 본 론

2.1 적용비행선 및 시뮬레이션 모델

Han1160 비행선은 전장 11.6m의 중형 무인비행선으로서 조종면이 커 민첩하면서도 안정적인 비행 특성을 지녔다. 그림 1의 왼쪽그림은 CATIA로 설계한 비행선 설계도면이며, 표 1은 기본제원과 CATIA 설계에 의한 형상제원 계산 결과이다. 무게중심과 부력중심의 x축 방향 위치는 일치하도록 곤도라를 위치시켰다.

시뮬레이션 모델은 Han1160의 형상제원을 기본으로하고 YEZ-2A의 공력데이터를 적용한 MATLAB SIMULINK 기반의 코드를 이용하였다.

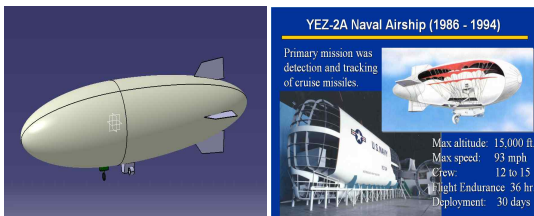


그림 1. Han1160 / YEZ-2A

표 1. Han1160 기본/형상제원

구 분	물성치	구 분	물성치
volume	51.209 m ³	전장	11.6m
mass	69.174 kg	최대추력	20kgf
직경 (곤도라 포함)	2.9(3.7)m	무게중심 위치	x -5.388 m
질량관성 모멘트	lxx 129.354 kg m ²		y 0 m
	lyy 381.877 kg m ²		z 0.935 m
	lzz 292.378 kg m ²	부력중심 위치	x -5.388 m
	lxx -21.752 kg m ²		y 0 m
lzz -21.752 kg m ²	z 0 m		

2.2 제어기 설계

2.2.1 운동모드 분석

제어기 설계에 앞서 비행선 운동 모드의 분석을 실시하였다[2]. 10m/s 이하의 속도영역에서는 표 2의 종축 운동모드에서 0.395 rad/s의 느린 주기의 피치 오실레이션 모드가 나타나지만 그 이상의 속도 영역에서는 사라진다. 가장 두드러진 특징인 롤 오실레이션 모드의 댐핑은 0.06으로 아주 작고, 2.34 rad/s의 빠른 주기의 특성을 지녔다.

표 2. Han1160무인비행선 운동모드 분석(10m/s)

구 분	Eigenvalue	Damping	Freq.(rad/s)
종 축	-9.61e-2	1.0	9.61e-2
	-3.78e-1 + 1.13e-1 i	9.58e-1	3.95e-1
	-3.78e-1 - 1.13e-1 i	9.58e-1	3.95e-1
	-4.87	1.0	4.87
횡/방향 축	-1.10e-1	1.0	1.10e-1
	-1.41e-1 + 2.34 i	6.01e-2	2.34
	-1.41e-1 - 2.34 i	6.01e-2	2.34
	-5.82	1.0	5.82

2.2.2 S/CAS 제어기 설계

종축 제어기는 그림 2에서 보는바와 같이 피치 각속도를 피드백하여 내부루프로 구성하여 안정성 증대 시스템을 설계하고 외부 루프로 피치자세 유지 시스템을 구성하여 조종성을 확보하였다. 피치 자세 유지 모드(Theta Attitude Hold Mode)는 PI Controller를 사용하여 설계하였으며, 비례게인(P_theta)으로는 1.5를 선정하였고, 적분게인(I_theta)으로는 0.2를 적용하였다.

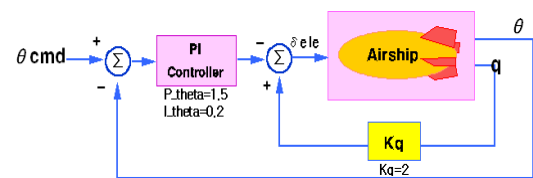


그림 2. 종축 S/CAS 구성도

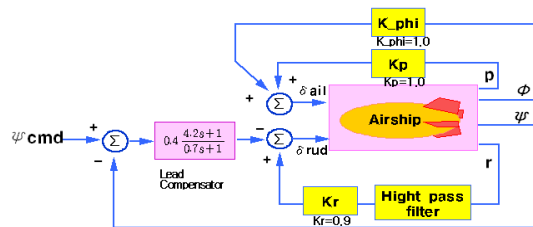


그림 3. 횡/방향축 S/CAS 구성도

그림 3에서 보는 바와 같이 횡/방향축 안정성 증대를 위해서는 롤각속도를 에일러론에 피드백하고, 요각속도는 High pass(wash out) filter를 통과시킨 다음 러더에 피드백 하였다. 또한 롤 안정성을 높이기 위해 ϕ 를 에일러론에 추가로 피드백하였다. 조종성 증대 시스템은 Ψ 를 피드백하여 앞섬 보상기를 통해 러더 커멘드(δ_{rud})를 생성하여 구성하였다. 이 때 Zero= 0.238, Pole= 1.428을 사용하였다. 시뮬레이션에서는 비례게인(이하. K_psi)을 0.4로 선정하였으며, 비행시험에서 이 값을 조절하여 테스트하였다.

2.2.3 자동항법 알고리즘의 설계

2.2.3.1 고도유지 모드

그림 4는 고도 상승 명령에 대한 Profile과 목표 고도의 $\pm 50m$ 이내에서 고도유지 모드가 작동하며 이 외에서는 피치자세유지 모드로 작동한다. 또한 고도유지 모드가 작동 하는 구간에서도 최대 피치각이 ± 30 도를 넘지 않도록 하였으며, 이에 따라 반 와인드업을 구성하여 Saturation과 PI Controller에 의한 포화발생 시 적분작용을 차단하였다. 시뮬레이션 상의 비례게인(이하. P_alt)을 0.02로 선정하였으며 적분게인(이하. I_alt)은 0.0005를 선정하였다. 선정기준은 조종면에 무리가 가지 않고, 최대 피치 앵글이 30° 를 넘지 않는 범위 내에서 빠른 명령 수렴 특성을 지니는 것에 주안을 두었다. 실제 비행시험 또한 이에 주안을 두고 게인 튜닝하였다.

2.2.3.2 직선경로 추종 모드

Way Point2, Way Point3, 비행선의 위치를 각각 $P_2(x_2, y_2)$, $P_3(x_3, y_3)$, $P(x, y)$ 라고하고, 직선 경로에 수직으로 내린 선과 만나는 점을 $P_d(x_d, y_d)$ 라고 할 때, 직선경로에서 내린 선의 길이 P_e 는 식 3과 같다.

$$x_d = x_2 + t_h(x_3 - x_2) \tag{1}$$

$$y_d = y_2 + t_h(y_3 - y_2) \tag{2}$$

$$P_e = \sqrt{(x - x_d)^2 + (y - y_d)^2} \tag{3}$$

Way Point2 에서 Way Point3으로의 회두각 ψ_{WP23} 은 식 (4)와 같다.

$$\psi_{WP23} = \text{atan2}(y_3 - y_2, x_3 - x_2) \tag{4}$$

$P_{LOS}(x_{LOS}, y_{LOS})$ 라 할때, 좌표는 다음과 같다.

$$x_{LOS} = x_d + L_{LOS} \cdot \cos \psi_{WP23} \tag{5}$$

$$y_{LOS} = y_d + L_{LOS} \cdot \sin \psi_{WP23} \tag{6}$$

현재 위치가 경로의 왼쪽인지 오른쪽인지를 판단할 수 있는 부호 $\text{sgn}(P_e)$ 는 다음과 같다.

$$\text{sgn}(P_e) = \text{sgn}((x_d - x)(y_{LOS} - y_d) - (x_{LOS} - x_d)(y_d - y))$$

$$\tan(\psi_{LPe}) = \text{sgn}(P_e) \frac{P_e}{L_{LOS}} \tag{7}$$

식(7)에서 ψ_{LPe} 를 구하고, 진입각을 조절하기 위해 K_{pe} 를 P_e 에 보상하여 Ψ_{LPe} 를 구하면 식 (8)과 같고, 외란에 의한 정상상태 오차를 없애기 위해 식(9)와 같이 일정 구간(50m)안에서만 작동하는 적분기를 I_{pe} 만큼 보상하도록 추가하였다. 따라서 최종적인 Ψ_{cmd} 는 식 (10)과 같다.

$$\psi_{LPe} = \text{atan}\left(-\text{sgn}(P_e) \frac{K_{pe} \cdot P_e}{L_{LOS}}\right) \tag{8}$$

$$\psi_{LPe} = \text{atan}\left(-\text{sgn}(P_e) \frac{(K_{pe} + I_{pe}/s) \cdot P_e}{L_{LOS}}\right) \tag{9}$$

$$\psi_{cmd} = \psi_{WP23} + \psi_{LPe} \tag{10}$$

그림 6은 남풍 1.4m/s의 외란에도 정상상태

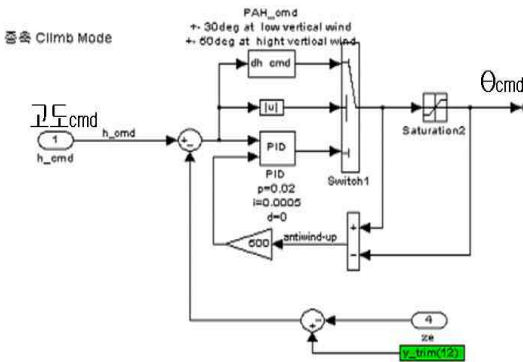


그림 4. 고도상승/유지 Profile 및 블록구성도

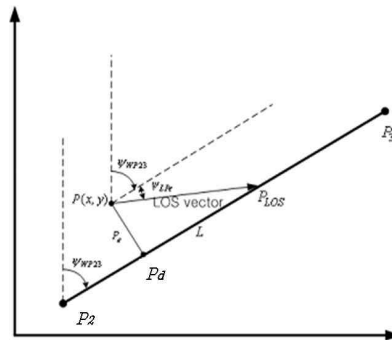


그림 5. LOS 가이드런스

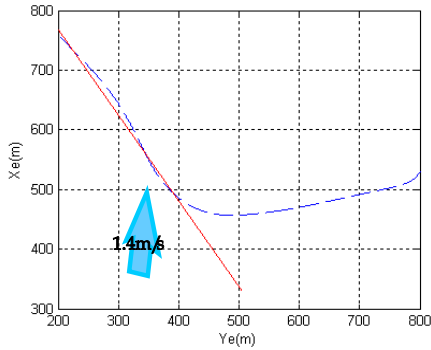


그림 6. LOS가이던스 시뮬레이션 결과 (L_{LOS}=100m, K₂=1,0 I_{pe}=0.05, 1.4m/s 남풍)

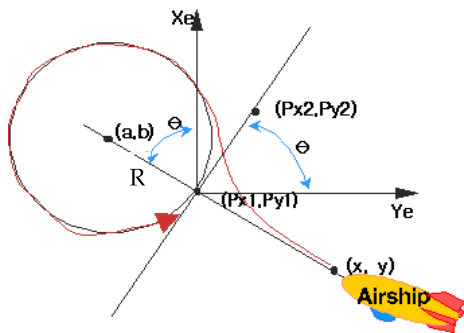


그림 7. One Point 선회 알고리즘

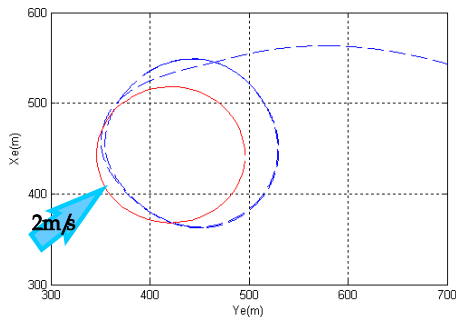


그림 8. R=100, CCW 시뮬레이션 결과

를 줄이며 직선경로를 추종 하는 시뮬레이션 결과이다.

2.2.3.3 One Point 지속 선회 모드

일정 지역을 지속적으로 촬영하기위해 구성된 One Point 지속 선회 모드는 그림 7과 같이 비행선의 위치에 따라 최신화되는 접선을 LOS 직선경로 추종 알고리즘을 이용하여 지속적으로 추종하는 방법으로 구성하였다.

선정지점의 좌표를(a,b)라하고 R을 반경으로 하는 원과 비행선의 현재 지점과 선정지점을 잇는 선의 교점에서 그은 접선은 두 점 (Px1, Py1), (Px2, Py2)로 이루어지며, 이 두 점의 좌표는 다음 식과 같다.

$$\theta = \tan^{-1}((x-a), (y-b))$$

$$P_{x1} = a - R \cos(\theta)$$

$$P_{y1} = b + R \sin(\theta)$$

$$P_{x2} = P_{x1} \pm R \sin(\theta) \quad (+: CCW \quad -: CW)$$

$$P_{y2} = P_{y1} \pm R \cos(\theta) \quad (+: CCW \quad -: CW)$$

LOS 직선경로 추종 모드에서의 K_{pe}와 L_{LOS}의 값을 조절함으로써 진입각을 조절 할 수 있다. 이 알고리즘의 장점은 원리가 간단하고 일반적인 Onepoint 지속선회 알고리즘에 비해 어느 지역에 있더라도 모드전환 없이 지속 선회가 가능하다는 점이다.

그림 8은 그림 6에서 선정한 계인 값으로 2m/s의 바람 조건하에 시뮬레이션한 결과로서 최대 35m의 반경오차를 보인다.

2.3 탑재시스템

그림 9의 탑재시스템 사양은 비행선 운동 동특성이 안정적임을 고려하여 저가형 센서들과 차량용 GPS(1HZ)를 사용하였으며, DS80C320 DSP



그림 9. 탑재시스템

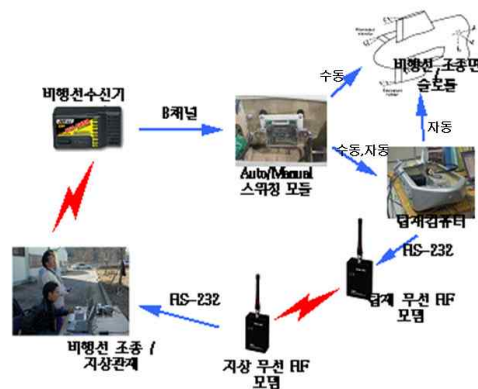


그림 10. 시스템 구성도

를 이용하여 설계하였다. 비행선의 자세각과, 각 속도, 가속도는 Crossbow 사의 VG300CB-100로부터, 방향각은 PNI사의 TCM-20으로부터 시리얼 통신으로 획득하였다. 비행제어 컴퓨터는 30ms의 샘플 주기로 계산하여 비행시험 하였다.

2.4 시스템 구성

일반 RC 조종기 및 수신기를 이용하여 조종면, 스톱, Tilt angle, 게인1, 게인2, 수동/자동 전환에 총 8채널을 사용하였다. 수동모드일 경우 스위칭 모듈은 PWM신호를 병렬로 조종면과 탑재컴퓨터로 보내주며, 자동모드일 경우 컴퓨터로만 신호를 보내준다. 수동모드일 경우도 컴퓨터로 전송하는 이유는 조종신호를 지상에서 확인하기 위함이다.

지상관제 모니터링 프로그램의 주요 특징은 실시간 모니터링을 수행 할 수 있고, 데이터 저장 및 Loading Replay를 지원하며, 단 방향 통신으로 Receiver만을 고려하였다. 2차원 평면에 항공기의 궤적 표시할 수 있고 기본 통신 프로토콜은 RS-232를 사용하였다.

2.5 비행시험

무인비행선의 자동비행제어 설계를 위한 비행시험 절차는 먼저 시뮬레이션으로 S/CAS설계 및 자동항법 알고리즘을 구현하고, 비행시험 관계자와 협의, 비행시험 기법을 연구, 비행선 운전자(조종사) 훈련을 실시한다. 이어서 지상시험을 통해 비행시험 가능성을 확인 하고, 성능비행시험과, SAS 비행시험을 실시하여 게인 튜닝하고 성능개량으로 시뮬레이션과 비교한 후, CAS 비행시험으로 기준명령에 대한 최적의 반응성을 선정한다. 마지막으로 고도유지 및 직선경로 추종 시스템을 적용하여 비행시험을 실시한다.

그림 11에 매 비행시험 마다 실시하는 절차를

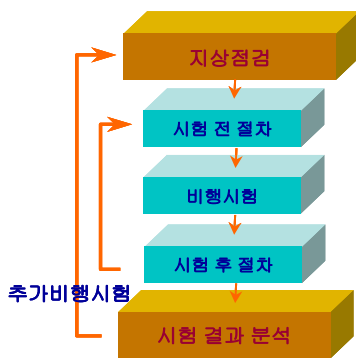


그림 11. 비행시험 절차

도식하였다. 지상점검에는 풍향/풍속, 온도, 습도 확인, 센서장착 Off-Set 보정, 엔진 워밍업/RPM 체크 이륙중량 확인, 조종면 작동 확인 등이 있으며, 시험 전 절차로는 이륙, 공중바람 방향 및 풍속 확인, 비행시험별 출발위치 선정 및 이동이 있다. 가용시간과 비용을 감안한 효율적인 계획으로 비행시험을 실시하고, 비행시험 후 절차로는 착륙, 엔진 Cut-Off, 착륙중량 체크, 안전성 검사(조종면 링키지, Battery/연료 잔량) 데이터 획득이 있으며, 획득한 데이터 파일은 비행형태와 함께 정리하고 그래프화한 후 결과분석을 통하여 다음 비행시험에 반영하였다.

2.5.1 지상시험

지상시험은 비행시험에 앞서 실시하는 과정으로 그 중요성이 매우 크다. 비행중의 모든 계측 가능한 상태변수를 정확한 값으로 표현 및 기록하기 위해 각종 하드웨어를 점검하고, 비행시험에서 발생할지도 모를 위기상황에 대한 적용 시험도 실시하여야 한다. 지상시험의 종류는 다음과 같다.

- 누수테스트
- 부력중심 확인 테스트
- RPM 테스트/ 스톱 보정
- RC 무선 수신기 및 모뎀 Range 확인 테스트
- Heading, Bank, Pitch Angle 보정 시험
- 지상관제 시스템 작동 확인
- 기타 하드웨어 작동 점검
- 조종면 테스트
- 곤도라 장착위치 선정

조종간/조종면 보정 시험은 조종간의 Full Up/Down의 조종면 변위가 최대 25°이상의 값이 나오도록 기계적으로 조정한 후 조종면이 25°가 되었을 때의 신호 값을 이용하여, 선행적으로 정의하였다. 비행시험 입력 신호(ex. 피치 앵글 30°스텝명령, 고도 50m스텝명령, 헤딩 +30°스텝명령)를 조종간의 Up/Down으로 선정하기 때문에 조종간 보정은 매우 중요한 절차이다.

곤도라의 위치를 조정하고 기수와 선미 부분의 Dummy Weight와 연료를 이용하여 수평을 유지하고 부력중심과 무게중심의 위치를 일치시켜 이륙중량(6kg~8kg)을 측정하였다. 엔진 RPM은 시험 전 항시 체크하며, 비행시험은 6000RPM으로 실시하였다. 기타 지상관제 시스템의 점검과 비행시험 관계자들의 임무를 확인함으로써 최종적으로 비행시험 가능 여부를 판단하였다.

2.5.2 수동 성능 비행시험 결과

성능시험은 11m급 지상활영용 무인 비행선의 자동항법 알고리즘 개발에 목적을 두고, RC수신기 운용 범위의 제한에 따라 Flight Phase Category

B영역에서 다음의 비행시험만을 실시하였으며, 그중에서도 트림상태 이후 명령 입력에 따른 파도응답의 특성을 확인하는데 중점을 두었다.

- 가. 수평 및 선회 비행 성능시험
- 나. 상승비행 성능시험
- 라. 비행선 운동모드 롤 오실레이션/피치 오실레이션 모드 특성 확인 시험

그 주요 성능은 표 3과 같다.

표 3. 성능시험 주요 결과

구분	비행시험	시물레이션
Elevator_Trim	8°~9°	1.25°
360° 선회 시간	20 sec	32 sec
선회 반경	30~40 m	25~30 m
선회 시 하강률	2 m/s	0.8 m/s
최대 피치 앵글	80°	35°
롤 팬들럼 모드 주기	2.7 sec	3 sec
최대 수평 속도	80 km/h	90 km/h

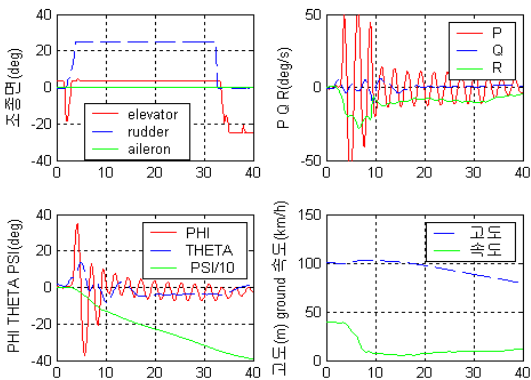


그림 12. 선회비행 시물레이션 결과

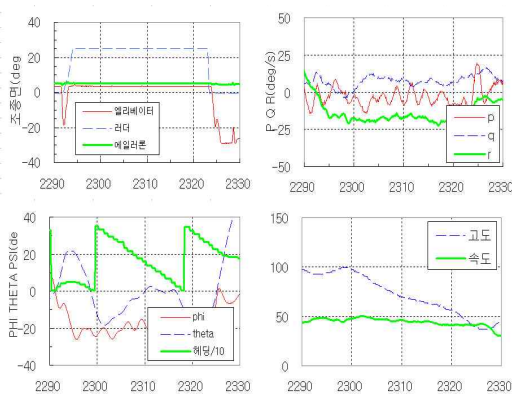


그림 13. 선회비행 비행시험 결과

수평성능 시험결과 지상촬영 적정 속도에서 (6000RPM) 엘리베이터 각도 약 8°~9° 정도에서 수평트림이 잡히는 것으로 확인 되었다. 이때 Airspeed는 약 44Km/h(12m/s)로 비행하였다. 선회 시 롤각이 약 20°에서 ±5° 가량 발생하였으며, 특히 주목할 특성으로 선회간 발생하는 롤각에 의한 러더의 승강타 효과로 2m/s의 하강률을 기록하였다.

위의 비행시험 결과로부터 차기 시험에 고려할 사항을 다음에 나열하였다.

- 선회 시 롤각(20°)과 롤 각속도 변화(약14°)를 확인하여 K_phi값과, Kp값에 의한 에일러론의 최대 변위각(±25°)을 고려하여 개인 마진을 선정한다.
- 엘레본의 승강타 역할과 롤 자세제어 역할의 비중을 파악하여 각각의 상한치를 에일러론 20°, 엘리베이터25°, 최대 25°로 적용하여 최소한 엘리베이터가 5°는 작동하도록 선정한다.

2.5.3 SAS 비행시험

지상촬영을 위해서는 돌풍에 의한 흔들림을 막기 위해 롤 오실레이션 모드의 템핑을 증가시키는 안정성 증대 시스템의 적용이 필수적이다.

비행시험에 사용되는 제어기에 설계 파라미터들은 그림 2와 그림 3에서 보는 바와 같이 Kp(롤 팬들럼 모드 안정성 증대), Kq(피치 팬들럼 안정성 증대), Kr(요 섭시던스 모드 안정성 증대), K_hpf(하이패스필터 밴드 주파수), Kphi(롤 자세제어 및 롤 오실레이션 모드 안정성 증대)이며, K_hpf는 2Hz로 정하고 비행시험을 실시하였다.

SAS 비행시험은 비행시험 조종사의 감각으로 적절한 개인을 선정하고 비행선의 운동 모션과 일치하도록 시물레이션의 안정성 증대를 위한 개인을 튜닝하였다.

SAS 비행시험 결과로 종방향 운동특성과 시물레이션과 일치시키기 위해 시물레이션의 Kq=1.0으로 비행시험의 Kq=2.0으로 선정하였으나, 이후 롤 안정성 증대 비행시험에서 Kp값을 0.5이상으로 높이자, 두 각속도 합산에 의한 노이즈가 조종면의 체터링을 유발하고 이 노이즈가 다시 동체를 통해 센서로 전달되어 발산하는 현상이 나타났다. 따라서 Kq=1.0으로 줄여 중 안정성을 다소 줄이고, Kp=1.0으로 정하여 롤 안정성을 확보하였다. 그림 13의 SAS 비행시험 전과 그림 17의 SAS 비행시험 이후의 결과에서 롤 오실레이션 모드가 확연히 준 것을 확인할 수 있다.

표 4에 시물레이션에서 선정한 SAS개인과 비행시험에서 선정한 SAS개인을 비교하여 나타내었다.

표 4. SAS 게인 선정

구 분	시뮬레이션 SAS 게인	비행시험 최초 SAS 게인	튜닝 후 SAS 게인
Kp	1.0	0.4	1.0
Kq	1.0	2.0	1.0
Kr	0.5	0.8	0.8
Kphi	1.0	1.1	1.0

표 5. CAS 게인 선정

구 분	CAS 게인		
	Simulation	Flight Test	
P_theta	1.5	1.5	
I_theta	0.2	0.2	
K_psi	0.4	0.2	
Lead Compensator	Zero	1/4.2	1/4.2
	Pole	1/0.7	1/0.7

2.5.4 CAS 비행시험

그림 14와 그림 15는 P_theta와 I_theta게인이 각각 1.5와 0.2인 시뮬레이션 결과와 비행시험

결과이다. 추력에 의한 피치 업 모멘트를 상쇄하기 위한 엘리베이터 조종면 트림 값이 큰 것을 제외하고 피치각속도의 변화 추이가 거의 일치함을 확인 할 수 있다. 조종면의 움직임은 피치 상승 명령이 주어짐과 동시에 크게 변하다가 서서히 정상상태가 되는 것으로 보아, 시뮬레이션에서 적용한 P_theta : I_theta의 비율 1.5 : 0.2의 값을 실제 비행선에서는 1.0 : 0.2 정도의 값으로 조정하는 것이 조종면 구동 서보에 큰 무리를 주지 않을 것으로 판단된다. 시뮬레이션에 비해 30° 피치자세 유지를 위한 엘리베이터 값이 작고, 피치 상승 동특성이 민첩한 이유는 설계상 곤도라의 위치가 하단에 위치하여 추력에 의한 피치 업 모멘트가 크기 때문이다.

헤딩자세 유지 모드 비행시험에서는 시뮬레이션에서 선정된 모션과는 달리, K_psi=0.4(앞섬보 상기에 곱해지는 비례 게인) 비행시험에서 과도한 러더 명령으로 인해 셰이핑된 명령을 추종하지 못하고 약 3초 주기의 오실레이션 현상을 보였다. 이 오실레이션 현상이 롤 팬들럼 모드

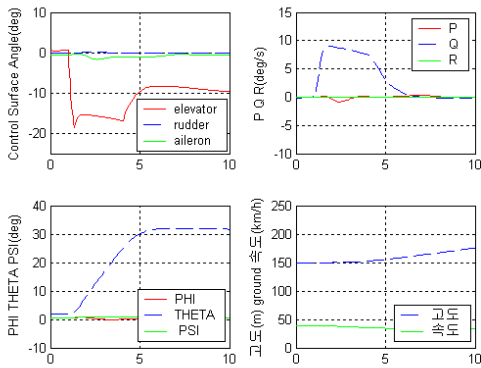


그림 14. 피치각 유지 모드 시뮬레이션 결과

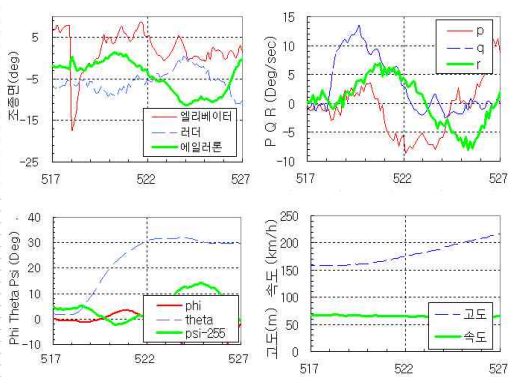


그림 15. 피치각 유지 모드 비행시험 결과

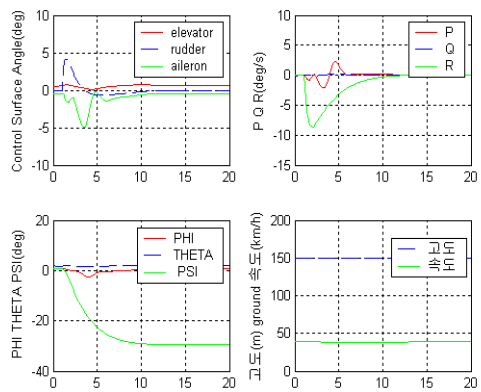


그림 16. 헤딩각 유지 모드 시뮬레이션 결과

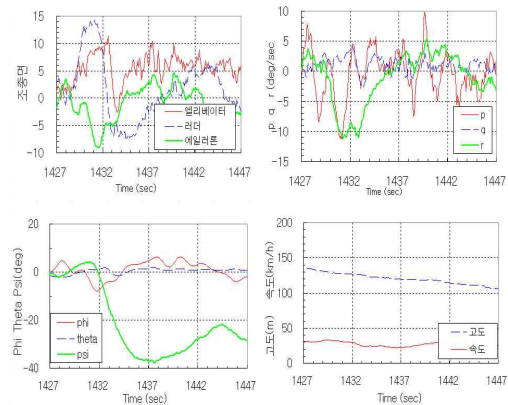


그림 17. 헤딩각 유지 모드 비행시험 결과

의 고유진동수와 거의 일치하여 지속적인 반응을 나타내므로 이러한 운동 모션을 제거하기 위해 다소 느리지만 K_{ψ} 값을 조금씩 줄여가며 테스트 하였다.

이 단계에서 선정된 K_{ψ} 값은 다소 작은 0.2를 선정하였다. 이는 다음 단계에서 실시할 비행시험이 K_{ψ} 를 내부루프의 하기 때문에 내부루프의 큰 개인은 외부루프의 특성을 나쁘게 만들 가능성이 있기 때문이다. 그림 16과 그림 17은 비행시험에서 선정된 $K_{\psi}=0.2$ 의 시물레이션 결과와 비행시험 결과를 나타낸다.

2.5.5 AUTOPILOT 비행시험

2.5.5.1 고도 홀드 모드 비행시험

그림 18과 그림 19에서 $P_{alt}=0.025$, $I_{alt}=0.0005$ 에 대한 시물레이션 결과와 비행시험 결과를 보였다. 약 25초 후에 180° 헤딩각의 변화 명령을 주어 선회비행에서 나타나는 고도 하강

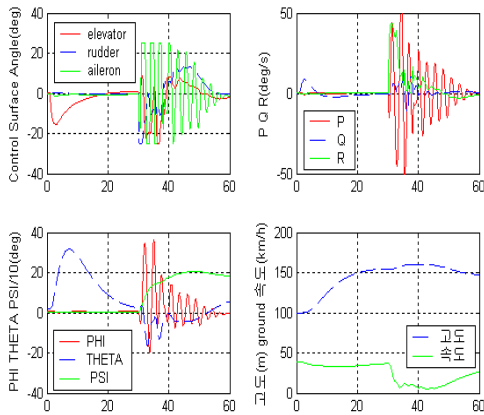


그림 18. 고도 유지 모드 시물레이션 결과

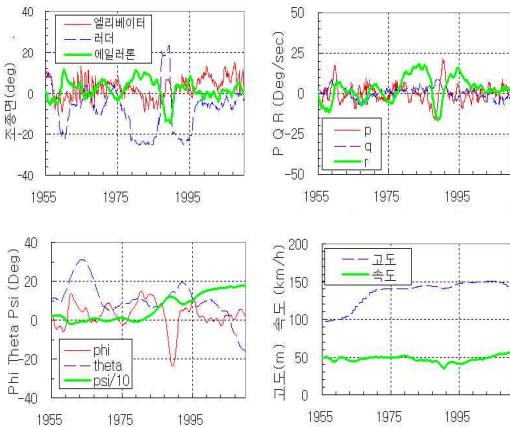


그림 19. 고도 유지 모드 비행시험 결과

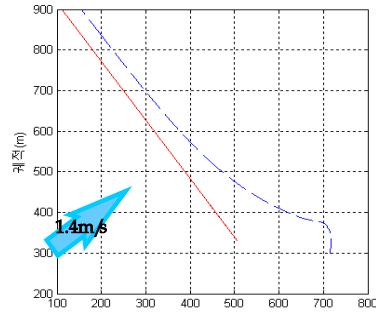


그림 20. $I_{pe}=0.1$, $P_{pe}=0.5$

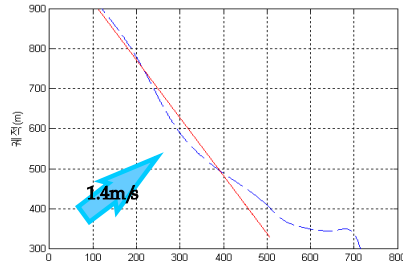


그림 21. $I_{pe}=0.1$, $P_{pe}=1.5 \rightarrow 0.5$

특성의 보완여부를 확인하였다. Rising time은 약 20초 이내에 들어오도록 선정하였으며, 실제 비행시험에서도 시물레이션과 거의 같은 시간에 50m를 상승하였다. P_{alt} 의 조절에 따라 rising time을 조절할 수 있다. $P_{alt}=0.015$ 에 비해 $P_{alt}=0.025$ 에서의 rising time이 70% 정도로 빠르게 상승하는 것을 확인 하였으며, I_{alt} 의 값은 0.0005로 선정하였다. 또한 등 고도 수평 비행 성능이 탁월해 진 것을 확인 할 수 있다. 롤 오실레이션 모드가 사라졌으며, 롤 앵글 약 $-3^\circ \sim -5^\circ$ 에서 수평 비행하던 것이 0° 를 이루고 고도 유지 수평비행을 한다.

최종적으로 선정된 게인 값은 시물레이션에서 선정된 값과 같은 $P_{alt}=0.02$ $I_{alt}=0.0005$ 이다.

2.5.5.2 직선경로 추종 모드 비행시험

그림 20은 비교적 큰 바람이 불면 적분기가 작동하는 범위 내로 진입하지 못하여 60m의 정상상태 오차가 나타나는 시물레이션 결과를 보여 주고 있다. 따라서 표 5와 같이 P_{pe} 가 70m이상인 경우 $P_{pe} = 1.5$ 으로 적용되고 이내로 접근할 경우 일차 shaping 필터에 의해 $P_{pe} = 0.5$ 으로 변화하는 게인 스케줄링을 실시하였다. 시물레이션 한 결과를 그림 21에 나타내었다.

그림 22부터 그림 24에 적분기를 추가한 실제 비행시험 결과를 보였다. 시물레이션과 같이 P_{pe} 에 따른 진입각도가 차이가 남을 확인할 수 있

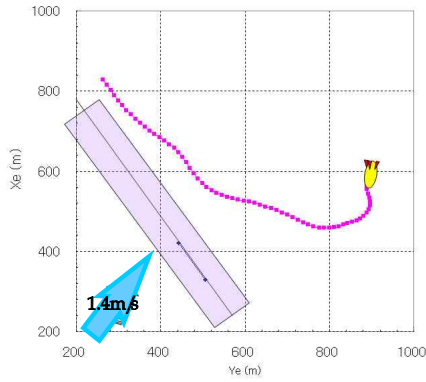


그림 22. $P_{Pe}=0.5$ $L_{LOS}=100$

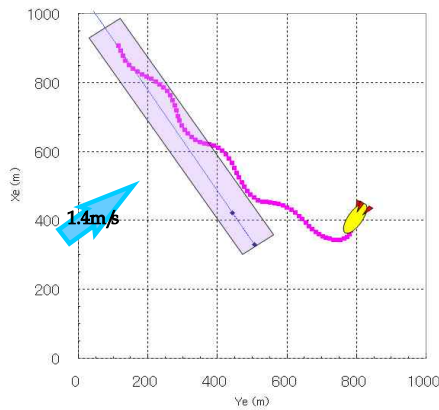


그림 23. $P_{Pe}=0.75$ $L_{LOS}=100$ $I_{Pe}=0.05$

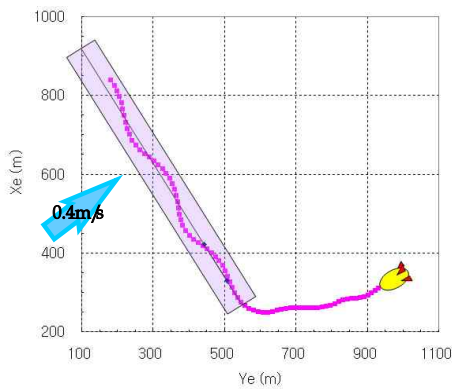


그림 24. $P_{Pe}=1.0$ $L_{LOS}=100$ $I_{Pe}=0.02$

으며, 그림 22는 적분 계인을 시뮬레이션에서 선정한 $P_{Pe}=0.5$, $I_{Pe}=0.1$ 에서 비행시험 했을 때의 결과로, 정상상태 오차가 발생한다. 그림 23에서 적분기가 작동하지 않는 구간에서도 오실레이션 현상이 발생하므로 P_{Pe} 값은 0.5가 적절하지만 진입속도가 느린 단점이 있다.

표 6. LOS 직선경로 추종 제어기 설계 파라미터

구 분	Pe (m)		
	0~50	50~70	70 이상
P_{Pe}	0.5	<u>1.5→0.5</u> use of shaping	1.5
I_{Pe}	0.1	0	0
L_{LOS}	100	100	100

P_{Pe} 값을 키우면 진입은 빠르나, 작동구간 내에서 오실레이션 하는 현상을 보이므로, 이런 단점을 해소하기 위하여 P_{Pe} 값을 거리에 따라 차등하게 적용하는 방법을 구성하기로 했다. 적분기가 작동하는 범위 밖에서는 P_{Pe} 의 값이 1.5로 적용하여 바람의 영향에도 강한 특성을 가지도록 하여 빠르게 진입하도록 하고, 작동 범위 내에서는 P_{Pe} 의 값을 0.5로 적용하여 큰 P_{Pe} 값에 따른 오실레이션 특성을 줄였다.

최종적으로 선정한 LOS 직선경로 추종 제어기 설계 파라미터의 값은 표 5와 같다. P_{Pe} 값이 1.5임에도 불구하고 추종이 심하게 불어 적분기 작동 구간내로 들어오지 못하고 정상상태 오차가 발생할 경우 L_{LOS} 를 줄여주었다가 적분기가 작동을 하게 되면 서서히 L_{LOS} 를 키워 주도록 한다.

2.5.5.3 One Point 지속선회 모드 비행시험

One Point 선회비행 시험은 LOS 가이드 시스템 이용하였으므로 직선경로 추종 모드 비행시험과 같은 시험 절차와 계인 Parameter를 적용하여 비행시험 하였다. 그림 25는 직선경로 추종모드의 계인과 약 1m/s의 바람이 분 상태에서 비행시험을 실시한 결과를 나타내었다.

그림 8의 시뮬레이션 결과보다 큰 반경 오차

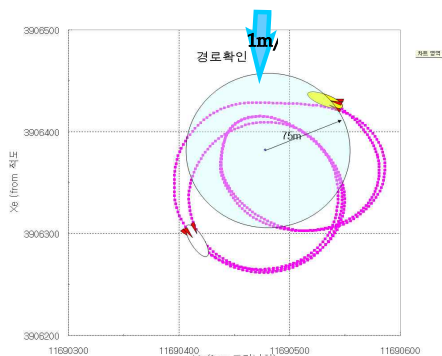


그림 25. $R=75m$, $I_{pe}=0.1$, CCW 선회비행시험

의 결과를 보였다. 이는 바람에 의한 밀림현상이 시뮬레이션 보다 크고, 자동비행으로서는 75m의 다소 작은 선회반경이 원인인 것으로 판단 한다. 안전상의 문제로 작은 선회 반경으로 비행시험 하였지만, 지속선회비행의 목적상 설정반경을 높이고 넓은 지역을 정찰한다면 원형 경로에 더욱 근접한 결과를 보일 것으로 예상된다.

III. 결 론

고전제어기법을 이용한 11m급 지상촬영용 무인 비행선의 자세제어 및 항법 알고리즘을 적용한 비행시험을 실시하고 데이터 분석을 통한 개인 튜닝과 S/CAS 비행시험을 통한 성능 향상과 알고리즘의 수정 및 외란에도 강건한 항법 알고리즘 개발 등의 성과가 있었으며, 특히 실제 장비를 구성하고, 적용함으로써 고전 제어방식의 기술적 노하우를 습득할 수 있었다.

다른 비행선의 공력데이터의 사용으로 인한 시뮬레이션 코드의 불확실성에도 불구하고 SAS 비행시험을 통한 시뮬레이션에 운동모드의 유사성을 부여하고, 이후 개인 선정에 있어서 비행시험의 결과가 시뮬레이션 결과와 유사한 것을 확인 할 수 있었다.

앞으로 적응 제어법칙을 적용한 비행시험을 계획하고 있으며, 다양한 Case-by-Case 항법 알고리즘을 개발하고, 지속적인 비행시험과 결과 분석을 통한 항법 알고리즘의 보완과 함께 지상제어 시스템의 완성을 위해 연구할 것이다.

후 기

본 연구는 중소기업청에서 지원하는 기술혁신 과제 양성 사업의 일부이며, 경상대학교 누리사업단, 항공기부품기술 연구소 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 한국항공우주 연구원 "성층권 장기체공 무

인비행선의 체계종합 기술개발 1단계 사업 공력/성능 개발 보고서", pp. 1-8~1-9.

- 2) Gomes, S. B. V., "An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A" Cranfield University, 1990.

- 3) R. Jones and D.H Williams, "The Stability of Airship", Aeronautical Research Committee, Reports and Memoranda No. 751, 1921.

- 4) 김부민, 김병수 "무인비행선 적응 자동비행 제어 설계 연구", 국립경상대학교 2004.

- 5) Ely C. de Paiva, Samuel S. Bueno "A Control System :Development Environmentfor AURORA's Semi-Autonomous Robotic Airship" Internatid Conference on Robotics & Automation. Demit, Michigan May 1999.

- 6) Gene F. Frankline, J. David Powell, Abbas emami-naeini " Feedback Control of Dynamic System" 4th edition, 2002.

- 7) Sanjeev Rao "Control System Design An introduction to State-Space Methods", p112~189

- 8) Nelson, R.C., Flight Stability and Automatic Control, 2nd Ed. McGraw Hill, 1998.

- 9) Blankelock, J.H., Automatic Control of Aircraft and Missles, 2nd., Wiley Interscience, 1991.

- 10) 우귀애, 김종권, 조겸래, 이대우 "11m급 비행선의 비행시험 및 분석" 한국항공우주학회 추계학술 발표회 pp. 1132~1135, 2003.

- 11) 우귀애, 김종권, 조겸래, 이대우 장철순 "비행선의 비행시험을 통한 동특성에 관한 연구" 한국항공우주학회지 Vol. 32 No. 5 pp. 97~103, 2004.

- 12) 홍천한, 김병수, 박주원, 제정형, 이성근 "무인비행선 wkehdq행 제어기 설계 검증을 위한 비행시험 절차 및 결과" 한국항공우주학회 춘계 발표회 pp. 202-205, 2005.

- 13) 김병수, 김유단, 방효충, 탁민제, 홍성경 "비행동역학 및 제어" 경문사, 2004.