

조종면 고장진단을 위한 무인항공기 및 탑재 시스템 개발

The Development of UAV and Airborne System for Control Surface Fault Detection and Identification

박옥제*, 김응태, 장재원(한국항공우주연구원)

1. 서론

항공기 시스템은 항공기의 성능이 향상됨에 따라 센서, 서보 및 제어기 등 하드웨어적 증가로 복잡해지고 있는 추세이다. 이러한 복잡성 증가에 따라 고장의 가능성도 증가하게 된다. 자동비행제어 장치를 갖는 무인항공기나 조종사의 조종입력이 비행제어컴퓨터를 거쳐 조종되는 고성능 항공기의 경우 간단한 시스템 결합이라도 즉각 발견하고 대처하지 못할 경우 위험한 사태를 초래할 수도 있다.

유인항공기의 경우는 조종사가 계기나 항공기의 반응으로부터 고장을 인지할 수 있으며, 고장 정도에 따라 인근공항으로 비상착륙이 가능하다. 무인항공기의 경우에는 고장 발생시 안전한 조치를 위해서는 고장이 어디서 발생하였는지를 반드시 알아야만 한다. 즉, 고장 발생부분을 파악하고 이를 토대로 제어기 재설계를 통하여, 임무를 수행하거나 비행체를 회수할 수 있다. 무인기에 적용할 수 있는 고장 검출 및 분리(FDI : Failure Detection Isolation) 방법중 해석적 방법을 고려하여 무인항공기와 탑재시스템을 설계하였다. 또한, 본 논문에서는 안전한 비행체의 회수를 위한 조종면 및 조종시스템 설계에 이중화 개념을 적용하였다.

2. 무인항공기(두루미-II) 형상 및 제원

두루미-II는 성능 및 제작기간을 고려하여 설계 시 사용되었던 모든 자료를 이용할 수 있으며, HILS 및 시뮬레이션 자료도 활용이 가능한

한국항공우주연구원에서 개발한 장기체공용 무인항공기의 150% 형상을 사용하였다. 두루미-II의 형상과 제원 및 성능은 다음과 같다.

표1. 두루미-II 제원 및 성능

그림 1은 두루미-II의 삼면도이다.

전 장	2.7m	엔 진	80CC
전 폭	4.8m	엔진마력	7.9마력
전 고	1.22m	최대이륙중량	37kg
AR	15	공허중량	22kg
실속 속도	55km/h	유상하중	12kg
순항 속도	100km/h	연료용량	4리터
최고 속도	120km/h	체공시간	40분

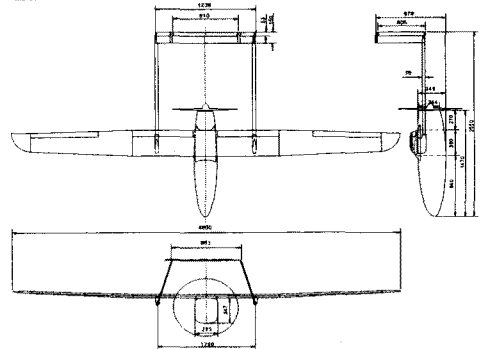


그림 1. 두루미-II 삼면도

제작된 두루미-II는 그림 2와 같이 설계 하중인 4g 정하중 시험을 완료하였다.



그림 2. 주날개 정하중 시험(4g)

그림 3은 두루미-II의 제작 완료된 형상이다.

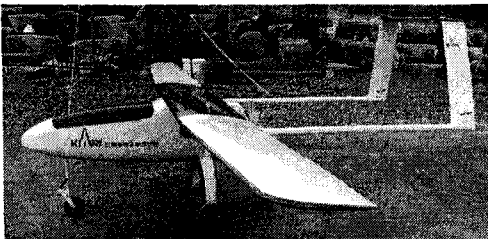


그림 3. 두루미-II 형상

3. 무인비행장치 등록

항공법상 엔진 배기량이 50CC 이상이거나 총 중량이 12kg 이상인 무인항공기는 무인비행장치로 등록해야 한다. 무인비행장치 등록 대상인 비행체는 제작 완료 후 건설교통부에 무인비행장치 기술기준접합성 검사를 통과한 후 무인비행장치를 신고하여야 한다. 또한, 비행이 필요한 경우 비행승인신청 후 비행을 하여야 한다. 두루미-II는 이러한 정식 등록 절차를 거쳐서 신고번호를 부여 받아 비행승인을 득하였다.

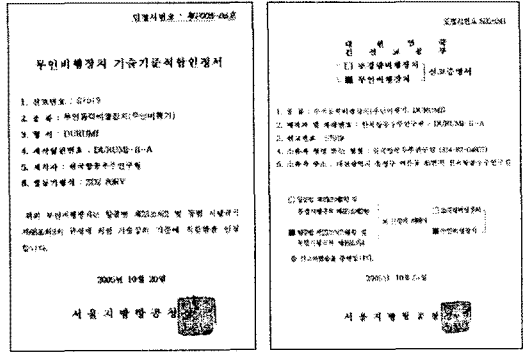


그림 4는 두루미-II가 획득한 무인비행장치 기술기준적합인정서 및 신고증명서이다.

그림 4. 무인비행장치 기술기준적합인정서 및 신고증명서

4. 무인기 탑재시스템

탑재시스템은 다음과 같이 구성되었으며, 운영성과 안정성이 검증된 시스템을 탑재하였다.

- FDR : 무인비행장치 사용으로 안정성이 입증된 시스템을 사용하였으며, 현재는 비행자료 기록용임
- Inertia Measurement Unit : Roll Rate/Angle, Pitch Rate/Angle, Yaw Rate/Angle 및 3축 가속도 측정
- 속도, 고도용 압력센서 및 받음각과 옆미끄럼각 측정용 AirData Boom
- 조종면 변위 측정장치(Potentiometer)

그림 5는 두루미-II에 장착한 탑재시스템의 구성도이다.

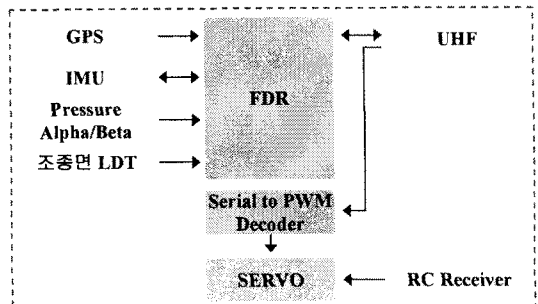


그림 5. 무인기 탑재시스템 구성도

5. 고장진단을 위한 조종면의 이중화

고장진단을 비행시험 고려하여 시스템을 설계하였다. 고장진단을 위한 비행시험을 위해서는 안전한 비행체의 운영이 보장되어야 한다. 조종면의 정상상태와 고장가정상상태 두 가지 모드를 완벽하게 구현하고 전환하여야 한다. 이를 위해 조종면을 이중화하였고, 좌우측 도움날개를 각각 두개로 분할하였으며, 방향기도 좌우측에 각각 설치하였다. 승강기는 하나인 모델을 좌우측 두개로 분할하여 승강기가 두개인 모델로 가정하였다. 각각의 조종면에 독립적인 서버모터를 장착하여 모든 조종면의 이중화를 적용하였다.(그림6, 그림7, 그림8)

두 번째 방법으로, 정상상태와 고장상태의 전환은 무선 조종 장치의 프로그램 설정 변경으로 가능하다.

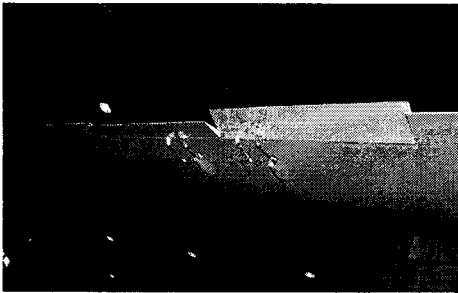


그림 6. 도움날개의 이중화

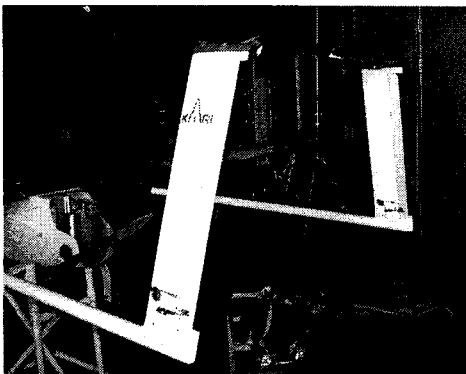


그림 7. 방향기의 이중화

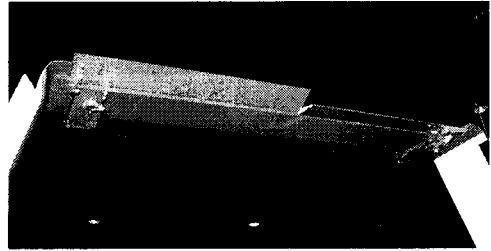


그림 8. 승강기의 분할

6. 조종시스템의 이중화

두루미 원형기의 조종시스템은 1개의 UHF 통신에 의존하여 조종하도록 설계되었다. 또 다른 시스템은 RC 송수신 시스템을 사용하고 보조적으로 UHF 통신을 사용하도록 설계되었다. 전자의 경우는 지상통제시스템(GCS, Ground Control System)을 통해 수신된 조종입력이 비행제어컴퓨터(FCC, Flight Control Computer)를 거쳐 조종면을 통제하도록 설계되었다. 따라서 FCC가 프로그래머의 실수나 FCC의 오동작이 있을 경우, UHF 통신은 정상적이거나 시스템 다운으로 인해 통제 불능상태에 빠질 수 있다. 후자의 경우 증폭기를 사용하므로 송수신 거리가 늘어나는 효과는 있으나 역시 송수신 혼선이 간혹 발견되며, 보조시스템인 UHF통신은 시스템 지연과 저급의 조종입력이 부가되는 현상이 있다.

두루미-II의 조종시스템은 상기 2가지의 장점만 고려하고, 저가시스템으로 개발된 장치를 부가함으로써 신뢰성을 증대하였다. 아래 그림 9와 같이 지상시스템은 조종장치의 PCM 신호를 Serial 신호로 변환하여 UHF를 송출하며, 통신 두절시 RC Transmitter를 통해 조종입력을 송출하도록 하였다. UHF를 통해 수신된 신호는 FCC와 Serial to PWM변환기로 신호가 동시에 전달되며, 수동조종일 때에는 Decoder를 통한 신호가 서보를 조정한다. 자동비행 신호입력이 지상에서 인가되면, FCC를 통해 서보를 통제한다. 이때 모드에 따른 자동/반자동 비행도 가능하다. UHF 통신이 0.3초 이상 두절되면, 조종면의 모든 서보는 RC Receiver의 통제를 받게 된다. 이러한 전환은 UHF->RC 방향으로만 1회 이루어지며, 반대방향으로는 전환되지 않는다. 즉, UHF로 통신

이 복원되지 않음을 뜻하는데, 이는 무인기 조종이 불가능한 상태로 UHF통신이 간헐적으로 이루어질 경우, RC 송수신 시스템은 정상임에도 불구하고, UHF<->RC의 로밍으로 인해 통제 불가능상태로 빠지는 것을 방지하기 위해서이다. RC 시스템으로 전환과 동시에 UHF와 FCC 시스템 전원을 차단하여 탑재시스템에서 주는 전파 노이즈 영향을 최소화 하였다.

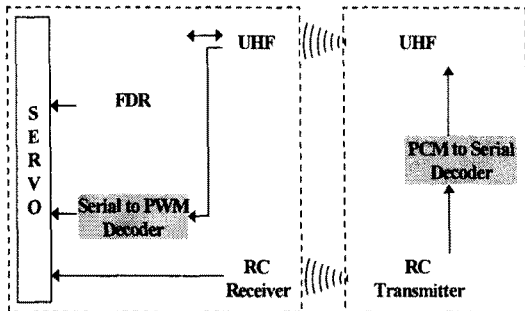


그림 9. 조종시스템의 이중화

2. 구삼욱, 김중욱, 이정진, 남궁호용, 염찬홍, “15kg급 장기체공 무인항공기 날개의 구조시험”, 한국항공우주연구원 기술보고서, KARI-UA-TM-2000-008, 2000. 6.
3. 구삼욱, 김중욱, 이정진, 남궁호용, 장성호, 오재석, 염찬홍, “15kg급 장기체공 무인항공기 시제1호기의 동안정성 해석 및 실험 비교 분석”, 한국항공우주연구원 기술보고서, KARI-UA-TM-2000-010, 2000. 6.
4. 임철호 외 15인, “무인비행체 자동비행 및 지상제어 시스템 개발”, 과학기술부 연구보고서, 99-ST-E-3, 한국항공우주연구원 외, 2002. 10.
5. 김유단, “고장진단 및 다중화 기술개발”, 산업자원부, SUDP-P1-G4, 2005. 3.

7. 결론

두루미-II는 원형기의 150% 확장형이므로 비행특성의 상사성이 유지되며, 비행특성과 안정성이 확인된 비행체이다. 두루미-II는 유상하중 증대로 여러 가지 탑재시스템 장착이 가능한 테스트 베드 무인기로 개발되었으며, 신뢰성과 운영성이 확인된 탑재시스템을 장착하여 비행체와 탑재시스템의 개발기간을 단축할 수 있었다. 또한, 조종면의 이중화와 분할로 고장상태를 가정한 비행과 정상상태를 가정한 비행시험을 안전하게 수행할 수 있다. 조종시스템의 이중화로 통신두절시 비행체의 안전한 회수가 가능하다. 현재 고장진단을 위한 비행시험에 안정적으로 운영 중에 있으며, 차후 재형상 제어에 적용할 예정이다.

참고문헌

1. 구삼욱, “15kg급 장기체공형 무인항공기의 개념설계 연구”, 한국항공우주연구원 기술보고서, KARI-UD-TM-1999-009, 1999. 9.