

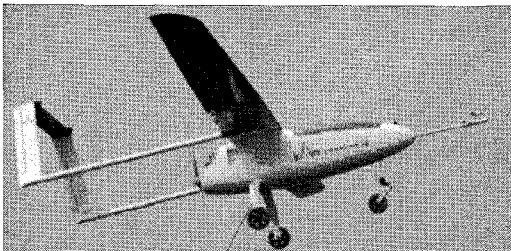
두루미Ⅱ 탑재시스템 개발

Development of DURUMI-II UAV Flight Control System

김재은*, 권형준, 유 혁, 김응태(한국항공우주연구원)

1. 서 론

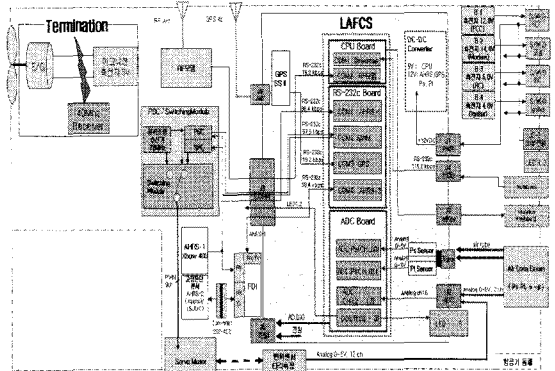
무인기는 탑재장비, 엔진, 연료, 세부계통의 중량비가 상대적으로 높아 기체구조물의 경량화가 요구되며 이로 인해 파손의 위험성과 고장등의 돌발상황을 탐지하고 대처할 수 있는 능력이 유인항공기에 비해 상대적으로 취약하다. 이러한 무인기들은 유인기에 비하여 조종면 고장진단 및 센서 고장진단 관련 기술개발이 중요시 되고 있다. 무인항공기의 운용 중에 비행장치의 결함으로 잦은 추락사고로 인하여 개발 중 이거나 운용중인 무인기의 손실을 겪고 있다. 이를 방지 하기위한 기술로 조종면 및 센서의 상태가 정상인지 고장인지를 판별하여 비행체를 안전하게 즉시 회수할 수 있는 기술개발이 요구되고 있다. 이 기술개발을 위하여 요구되는 고장진단 및 상태감시가 가능한 하드웨어와 개발한 탑재시스템의 하드웨어를 개발하였으며, 성능을 검증하기위해 그림 1과 같이 본 연구원에서 개발한 무인기 두루미Ⅱ를 이용하여 비행시험을 수행하고 있다.



<그림 1. 두루미Ⅱ>

본 탑재시스템의 개발을 위해서는 탑재장비 구성품의 선정, 개발 및 시험과 지상국과 연동하여 통합지상시험 및 비행시험을 통한 성능 확인이 요구된다. 탑재시스템은 IFCS(integrated flight control system)와 RF모뎀, 스위칭모듈, SFDI(센서고장주입보드), 무선

조종수신기, AHRS, 축진지, 피토포관, 서보모터, 조종면 변위센서, 점화장치 차단모듈, 배선 장착 기구물 등으로 구성된다. I-FCS의 내부구성품은 비행제어컴퓨터, GPS, 대기센서, 전원모듈로 구성되어있다. 본 연구원에서 기 개발하여 사용하였던 탑재시스템은 복잡한 배선으로 인한 고장 가능성과 유지보수 등의 문제점과 센서 고장진단을 위한 장치개발이 요구되어 새로



<그림 2. 탑재시스템 전체 연결도>

운 탑재시스템을 개발 하였으며, 이러한 I-FCS 개발을 통하여 탑재장비 간의 연결 배선을 최소화하고, 커넥터의 신뢰성 및 탑재공간의 활용성 및 장비 유지보수 용이성 향상의 많은 효과를 얻을 수 있었다. 본 논문에서는 이 탑재시스템의 개발에 대하여 기술한다.

2. 탑재시스템 구성 및 연결

탑재시스템의 구성과 탑재장비와의 연결은 그림 2와 같다. 탑재시스템은 I-FCS와 스위칭모듈(switching module), SFDI(Sensor Fault Detection and Isolation), 무선조종수신기(remote control receiver), RF모뎀 및 자세센서와 점화장치 차단기로 구성된다. I-AFCS(integrated flight

control system)의 비행제어컴퓨터(flight control computer)는 CPU 보드와 센서신호 수집보드(data acquisition module), 통신용 보드(serial interface module), 전원모듈(power module), GPS 보드, 대기센서(Air data sensor), 신호변환보드(signal converter module)로 구성된다. 탑재 센서로는 압력고도계 1개와 대기속력계 1개, AHRS(attitude & heading reference sysytem) 1개, GPS 1개 그리고 변위센서 10개가 사용된다. 변위센서는 비행체 각 조종면의 변위각 정보를 얻기 위해 사용한다.

탑재시스템의 I-FCS는 비행체의 서보모터, RF 모듈, GPS Antenna, 무선조종수신기, 축전지, 피토관 및 변위센서와 자세센서와 연결되며, 지상에서 기능 시험 및 성능시험을 위하여 시험치구를 연결할 수 있도록 하였으며, I-FCS는 비행제어컴퓨터와의 통신을 위하여 모니터, 키보드 및 RS-232c 통신을 할 수 있도록 케이스전면판에 컨넥터로 설계 되어 있다.

탑재시스템의 사용전원은 12v 2개와 6v 1개 및 4.8v 1개의 축전지들로부터 공급받는다. 12v 용 축전지 1개는 I-FCS의 전원으로 사용 되며, 다른 1개는 RF 모듈의 전원으로 사용한다. 6v 용 축전지는 무선조종수신기와 비행체의 각 서보모터의 전원을 공급하며, 4.8v용 축전지는 비행체의 점화장치의 전원으로 사용한다. 각각 전원분리를 통하여 RF노이즈 및 기타 전자기간섭으로 인한 무선조종계통의 오동작을 방지하여 신뢰성을 높이고자 하였다.

탑재시스템의 I-FCS는 RS-232c 인터페이스를 갖는 UHF밴드 RF 모듈과 AHRS, 스위칭모듈, GPS 와 연결되도록 설계되었다. RF 모듈은 I-FCS와 지상국 간의 데이터통신에 사용된다. I-FCS는 RF 모듈과의 통신을 통하여 지상국으로부터 비행체운용 관련 정보를 입력받으며, 항공기의 운용상태정보를 지상국으로 송신한다.

센서고장주입보드 SFDI는 비행체의 센서고장진단 시스템을 장착하여 지상국에서 고장신호를 발생을 명령하여 고장이 발생한 센서, 고장종류, 크기 등을 지상에서 실시간으로 탐지하기 위한 장비이다.

3. 탑재시스템의 구성품

탑재시스템의 I-FCS 내부 비행제어컴퓨터있으며 CPU 보드는 지상국명령 처리, 비행임무 알고리즘 계산, 센서정보 획득, 스위칭모듈 조종명령 발생 등의 기능을 수행하며, AMD

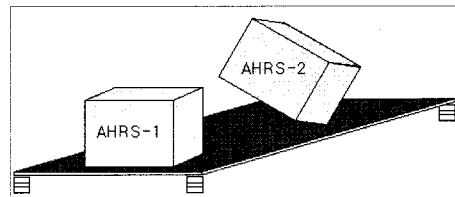
Geode GX1을 사용하고, 프로세서 스피드는 300 MHz, SDRAM 256Mbyte,PCI/ISA Bus, CompactFlash 64M 및 Floopy, CRT, Keyboard, USB 등의 I/O Port와 RS-232/422/485를 선택하여 사용 할 수 있는 두 개의 COM Port, 24개의 Digital I/O 입출력이 가능하다. 센서신호 수집보드는 비행체의 각 조종면에 위치한 변위센서의 신호를 받기 위해 16bit 32채널의 아날로그 신호를 입력받으면서 4채널의 출력과 24개의 디지털신호를 입력받을 수 있는 Diamond 사의 DDM-32-AT를 사용하였다. 통신용 보드는 센서 및 UHF모뎀과의 통신과 디버깅을 위하여 4개의 RS-232c 입출력 기능을 가진 SeaLevel사의 3540보드를 사용하였다.

전원모듈은 비행체에 탑재되는 12VDC 축전지의 전원을 공급받아 I-FCS 내부에 사용되는 5VDC 전원을 DC/DC 변환기를 사용하여 생성한다. 이 전원은 비행제어컴퓨터 및 센서신호 수집보드, 통신용 보드, GPS 보드, 대기센서 및 신호변환보드와 외부 센서의 전원을 공급한다.

GPS 보드는 Novatel,사의 SuperStar-2를 사용하고 안테나는 SeriesVehicle Tracking Antenna를 사용한다.

신호변환보드 GPS 보드 출력신호인 TTL신호를 입력받아 비행제어컴퓨터로 신호를 제공하기위해 RS-232c 신호로 변환하며, 탑재축전지의 전압신호를 변환하여 비행제어컴퓨터의 센서신호 수집보드에서 사용할 수 있도록 한다.

스위칭모듈은 제어컴퓨터가 무선조종수신기와 연결된 스위칭 모듈의 엔코더에서 데이터를 시리얼 통신을 통해 입력받아 현재 각 Control Surface의 상태를 파악한다. 또한 제어컴퓨터는 제어값을 시리얼 통신으로 스위칭 모듈의 디코더를 통해 서보모터를 구동하게 한다.



<그림 3. AHRS 탑재장착>

AHRS는 센서고장진단 시험을 위해 2개를 탑재하며 AHRS-1, AHRS-2 항공기 동체 내부에 위치하며 동일한 기구물에 배치 장착 한다. 센서고장진단 시험을 위하여 AHRS-1은 항공

기 축과 동일하게 배치하며 AHRS-2는 x축 45°, y축 45° 기울기로 그림 3과 같이 기구물을 설계하여 장착하였다.

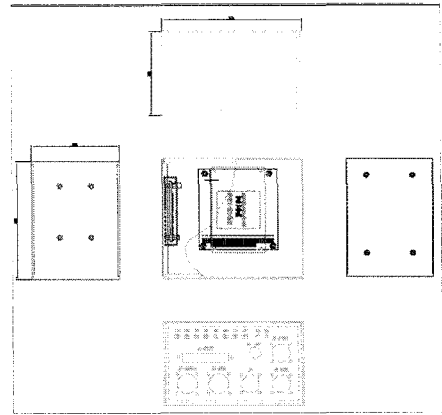
접화장치 차단모듈은 탑재장치의 기능이상 및 전자기간섭으로 인하여 무선조종송 수신기 및 RF 모뎀의 작동불능이 되어 비행체의 조종면을 제어할 수 없는 경우가 발생하면 지상에서 대기 중이던 조종보조 운용자가 독립된 무선조종신호를 이용하여 강제로 비행체의 엔진을 정지시켜 비행시험장의 인근 시설 및 인가에 피해를 줄이기 위한 비상장치이다.

4. 탑재 구성품 개발 및 통합

탑재시스템은 I-FCS 1대, 스위칭모듈 1대, AHRS 2대, SFDI 1대, 무선조종수신기 1대, RF 모뎀1대, 축전지 4개, 핏토관 1대, 변위센서 10개가 장착된다. 각 구성품의 배치를 위해 I-FCS 크기 최소화, AHRS2대의 센서고장진단을 위한 정렬, 대기센서의 튜브경로, 축전지의 탑재위치, RF모뎀 안테나 장착위치, 무선조종수신기의 장착 위치, 연결 배선의 단순화, 유지보수성 등이 고려되어야 한다.

I-FCS의 구성품 배치도는 그림 4와 같다. 비행제어 컴퓨터 및 신호변환보드 등과 외부연결 콘넥터와 연결이 많기 때문에 배선의 단순화를 위해 I-FCS의 전면판 콘넥터의 장착위치를 고려하여 설계하였다. I-FCS 내부 탑재센서인 GPS 보드는 근접한 비행제어컴퓨터 및 전원모듈의 전자기간섭을 방지하기 위해 자체 케이스를 제작하여 차폐를 하였으며, 대기센서는 신호변환 보드와 함께 한 개의 보드내에 구성하였고 대기센서와 연결되는 튜브의 심한 구부러짐이 발생하지 않도록 배치 하였다. 전원모듈은 Power Plaza사 제품인 PS15-12-5 DC/DC 컨버터를 PCB에 구성하였고 동작 중 열 발생이 많기 때문에 케이스 윗부분에 배치하였 하였다. 신호변환 보드는 TTL/RS-232c 변환 회로와 축전지 전압신호 변환회로, 대기센서(고도, 속도)를 함께 구성하였고, PC 104 보드 사이즈와 맞게 제작하여 비행제어컴퓨터 위에 장착이 가능하도록 만들었다.

신호변환보드는 축전지 전압감시를 위하여 구성된 전압신호 변환회로를 LMC6482를 이용하여 9~15V 범위의 전압과 5~7V 범위의 전압을 0.5~4.8V범위로 변환하여 센서신호 수집 보드로 제공되도록 설계하였으며, GPS의 TTL



<그림 4. I-FCS 구성품 배치도>

신호를 RS-232c 신호로 변환하기 위하여 max232를 이용하여 구성하였다.

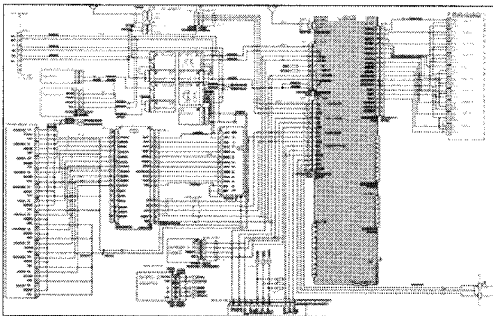
스위칭 모듈은 무선조종수신기의 신호를 엔코더에서 데이터를 시리얼 통신을 통해 입력받으며, 비행제어컴퓨터의 제어신호를 시리얼 통신을 위해 스위칭 모듈의 디코더를 통하여 50Hz PWM 파형을 만들어 서보들을 구동하게 된다. 또한 지상조종자는 Auto/Manual 조작합과 동시에 제어권을 지상조종사(무선조종신호) 혹은 비행제어컴퓨터로 스위칭하게 한다. 이러한 출력 선택 그리고 수신기 신호의 Encoding/Decoding을 별도의 스위칭 모듈이 수행함으로써 비행제어컴퓨터의 부담을 줄일 수 있다. 또한 비행제어컴퓨터와 스위칭 모듈간에 시리얼 통신을 통해 연결됨으로서 스위칭 모듈과의 이격 설치가 가능하여 노이즈 간섭효과를 최소화할 수 있다. 이러한 스위칭 모듈은 마이크로프로세서PIC 16F873를 이용하여 비행제어컴퓨터와 Switching Module간에 시리얼 통신을 이용할 수 있도록 하여 데이터를 교환하게 하였다.

무선조종수신기는 FUTABA 사의 R149DP 9채널 제품을 사용하였다. 비행체를 조종하기 위해 에일러론 2개, 쓰로틀 1개, 엘리베이터 2개, 러더 2개, 플랩 1개 총 8채널이 필요하며 Auto/Manual 선택에 필요한 여분의 채널을 합해 총 9개의 채널의 PWM 신호 판독이 필요하다. 스위칭 모듈은 2개의 PIC 16F873와 릴레이스위치 4PDT 2개로 구성 되어 있다. 스위칭 모듈은 무선조종수신기의 PWM 출력값을 입력하기위해 RS-232c로 변환하는 encoder, 그리고 비행제어컴퓨터로 부터 RS-232c신호를 입력 받은 데이터를 PWM 신호를 만들어내는

decoder 로 구성되어 있다.

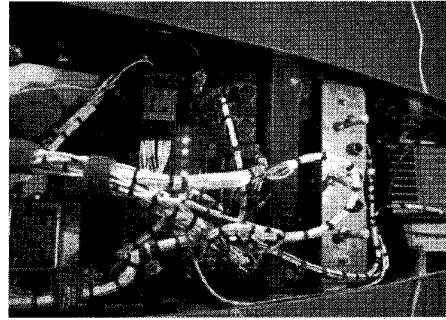
탑재 센서 중 AHRS-1은 Crossbow사의 AHRS-400제품을 사용하고 Attitude +/-180, Heading +/- 180 deg Angular +/- 100 deg/sec 의 사양이고, AHRS-2는 Xsense 사의 Mti제품으로 Attitude +/- 360 deg Heading +/- 360 deg Angular +/- 900 deg/sec 사양이다. 대기센서인 압력고도계와 대기속력계는 모토로라 사의 제품인 MPX4115A와 MPX5010을 이용하여 센서출력신호를 LMC6482 증폭기로 신호를 변환하였으며, 고도 측정범위는 0~1700m, 속도 측정범위는 0~280km/hr로 ADTS(Air Data Test System)장비를 이용하여 보정하였다.

센서고장주입보드 SFDI(Sensor Fault Detection and Isolation)는 TMS320LF2407A DSP로 구성되어있으며, RS-232c 포트 5개와, ADC(Analog-Digital Converter) 10비트 아날로그 디지털 변환이 가능한 채널 16개, Digital I/O(Input/Output) 포트 40개 등으로 구성되어있다.



<그림 5. 탑재시스템 와이어하네스>

탑재시스템의 최종적인 형상은 이 장치들을 탑재할 항공기 기체의 장착공간을 고려하여 결정하였다. 특히 형상 결정시 항공기 내의 배선 경로를 고려하였다. 장비 내부의 포선 및 케이블은 진동 등의 환경조건을 감안하여 설계하였으며 그림 5와 같다. I-FCS은 모듈과 센서간의 유지 보수를 고려하여 Molex 콘넥터를 사용하였다. 이러한 설계 과정을 통하여 최종 확정된 탑재시스템의 장착 형상은 그림 6과 같다.



<그림 6. 탑재시스템 장착>

5. 결 론

무인비행체의 고장진단 비행시험을 위한 탑재시스템을 개발하였다. 개발된 탑재장치는 기존의 탑재장치에 비하여 시스템 구성에 필요한 탑재 케이블의 수가 줄었으며, 케이스 장착 및 커넥터 결속이 매우 용이하게 되어 유지보수성이 향상되었다. 현재 무인항공기 두루미II를 통한 고장진단 기술 성능시험을 위해서 비행시험을 진행하고 있다. 향후 지상/비행시험을 수행하여 고장진단 기술에 대한 성능시험을 통해 발생하는 개선점을 수용하여 탑재시스템을 보완 개선 발전시킬 예정이다.

참 고 문 헌

- [1] 박옥제, 김용태, 성기정 "무인기 고장진단을 위한 비행시험에 관한 연구," 2005년 한국항공운항학회 추계학술대회, pp. 124-127, 2005년 11월 25일