

무인기 두루미II 운용 및 탑재 응용 소프트웨어 개발

Development of Operation Flight and Application Program for Durumi II

권형준*, 김성필, 김재은(한국항공우주연구원)

1. 서 론

두루미II 는 현재 본원에서 운용중인 범용 무인기로서 기존에 사용되던 FCC 내부의 프로그램은 전경 배경 방식의 고전적인 C 프로그래밍을 바탕으로 운용되고 있다. 그러나 점차 다양한 비행 실험을 수행하기 위한 비행 알고리즘을 기존 FCC 코드에 삽입하기에는 전경/배경 프로그램 방식에서는 많은 제약이 있다. 이러한 FCC를 QNX RTOS 운용체제로 변경하여 두루미 FCC는 많은 확장성을 확보하였으며 다양한 task 의 실시간 처리가 가능하여 여러 응용 비행 알고리즘을 쉽게 적용할 수 있게 되었다. 본 연구에서는 RTOS 운용체제의 FCC시스템 구성과 두루미 II에 탑재 운용되고 있는 여러 비행 알고리즘에 대해 기술하고자 한다.

2. 내부 FCC 프로그램 구성

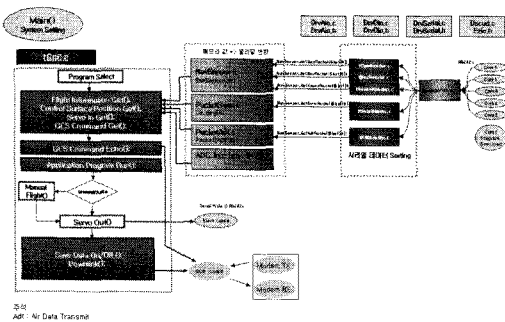


그림 1. FCC 내부 프로그램 구성도

FCC 는 5개의 시리얼 통신을 통해 스위칭 모듈, GPS, IMU1,IMU2,GCS modem 통신등의 비동기 신호를 받아 50Hz 주기 테스트 에서 사용할 수 있도록 물리적 단위로 변환하며 또한

주기 테스트 에서는 비행 실험에 필요한 응용 프로그램 3 가지를 GCS에서 선택하여 작동시킨다. 그림 1에서와 같이 각각의 시리얼 통신 채널을 담당하는 5개의 테스트중 항법 정보를 받기 위한 센서용 테스트 3개가 있으며 GCS 에서 전송되는 명령 커맨드를 관할하는 테스트 그리고 제어면 입출력을 담당하는 스위칭 모듈용 테스트로 구성 되어 있다. 센서 입력값은 NavSensor.c 함수를 통해 물리적인 값으로 변환되며 명령 커맨드는 PacketAdt.c 에서 해독되어 비행체 운용 및 제어의 파라미터로 사용된다. 그리고 PacketSwm.c에서는 스위칭 모듈의 데이터 값에 물리적 단위로 변환한다. 마지막으로 주기 테스트는 50Hz 로 작동하면서 위 3개의 함수에서 구현된 변수값을 자유롭게 사용할 수 있다.

2.1 내부 FCC 프로그램 설계 방식

UAV의 발전은 비행체를 운용하기 위한 OFP (Operation Flight Program) 가 점점 복잡해짐을 의미한다. 전경/배경 방식의 프로그램이 프로세서의 비약적 발전에도 불구하고 개발시 한계를 보이며 RTOS 방식으로 넘어가는 이유도 분명 같은 이유이다. 두루미 II의 OFP를 개발함에 있어 주요한 점은 연구 목적의 비행체이기 때문에 여러 하드웨어 및 센서들이 변경된다는 것이다. 개발중에는 하드웨어 부분들이 자주 변경이 되며 그러한 일은 인터페이스 프로그램 엔지니어에게는 그 무엇보다도 귀찮은 작업임이 확실하다. 초기에 아무리 잘 작성된 코드라

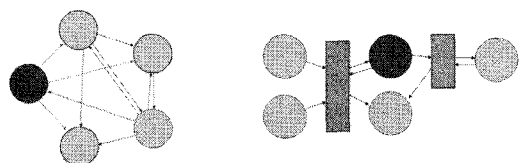


그림 2. 프로그램 계층구조

도 이러한 변경사항이 발생하면 코드는 점점 스파게티식 코드로 흘러 가게 될 것이다. 그림 2과 같이 하나의 변화에 대해 많은 부분의 코드 수정이 필요할 수 있다. 이러한 문제를 해결하고자 프로그램을 계층적으로 구성하며 각각의 변화에 대한 매개층을 두어 하위 변화에 대해 상위 쪽으로 변화의 영향을 주지 않은 그림 2과 같은 프로그램 구조로 두루미 II의 OFP를 작성하였다.

3. 두루미 탑재 응용 프로그램

두루미II는 다양한 연구목적의 무인기로서 기체의 제어면과 탑재 센서의 고장에 대한 안전성 및 제어항상 연구목적으로 운용되고 있다. 크게 3가지 응용프로그램으로는 비행체의 제어면 고장 검출 기법인 Real time Parameter ID 그리고 고장 제어면을 재구성하여 비행 제어하는 재형상 제어 프로그램 과 센서고장진단 프로그램이 현재 FCC에 탑재되어 운용중에 있다.

3.1 Real Time Parameter ID 프로그램

비행시험 자료를 가지고 수학적 모델을 구하는 일은 항공기를 강제로 가정하였을 때 수학적 구조는 이미 결정되며 남아있는 일은 공력 모델링과정이다. 이 과정은 공력미계수들인 안정미계수와 조종미계수를 결정하는 파라미터식별 문제로 귀결된다. 파라미터식별 문제는 시스템을 구성하는 파라미터의 함수를 정확히 인지한다는 전제하에 입력에 대한 측정응답을 토대로 유한개의 파라미터 값을 식별하는 것이다. 반면에 파라미터 추정문제는 파라미터의 함수를 가정하여 시스템 모델을 구성하므로 모델은 불완전한 것이 될 수 있으며 실험에 따른 응답에서 모델링되지 않는 효과가 나타날 수 있다. 그러므로 파라미터 값을 결정할 때 모델응답과 실제 측정된 응답 사이에 오차를 최소화 하는 과정에서 파라미터를 상수로 간주하지 않고 오히려 시스템의 필수적인 특성을 가장 잘 표현한 파라미터 값을 추정하는 것이다. 따라서 유일해가 보장되지 않는다. 시스템 식별방법에는 방정식오차 방법, 출력오차 방법, 필터오차 방법으로 크게 분류할 수 있다. FCC에서는 실시간으로 공력미계수를 추정할 수 있는 알고리즘으로 방정식 오차기법중의 하나인 푸리에 변환 반복(FTR)기법을 사용하여 실시간으로 공력계

수들을 추정한다.

3.2 Reconfigure Control 프로그램

무인항공기의 안전성에 영향을 줄 수 있는 핵심 부품으로 비행제어 컴퓨터, 구동기와 감지기, 조종면 등을 고려할 수 있다. 구동장치나 조종면 고장 또는 파손시에 안정적인 비행상태로 회복시키기 위한 고장허용제어기법은 비행체가 정상적으로 작동할때는 물론, 항공기 시스템에 문제가 발생한 경우에도 안전성을 보장하고 만족할 만한 성능을 발휘할수 있도록 설계된 제어기법이며, 고장을 검출하고 고장에 의한 변화된 시스템을 분석한 후 다양한 제어기법을 적용하여 재형상 제어를 거치는 기법이다. 재형상 비행제어시스템에 대한 연구는 실시간으로 시스템을 식별하여 고장면을 진단한 후 재형상 제어기를 통해 남은 제어면을 이용하며 비행체를 제어하는 프로그램이다.

3.3 센서 고장 진단 프로그램

센서 고장 진단 알고리즘을 통하여 고장 발생시 이를 탐지하고 적절히 분리할 수있는 성능을 확인하기 위해 센서고장진단 알고리즘을 FCC로 포팅하여 원활한 동작 확인을 GCS 통해 고장 명령 후 정상 센서신호에 고장신호 포함 확인하는 응용 프로그램이다.

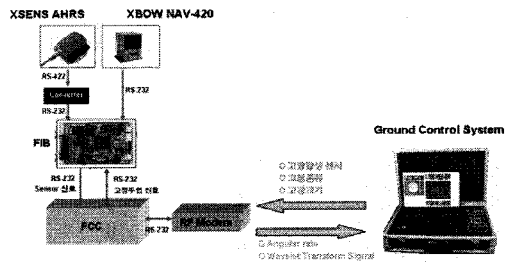


그림 3. 센서고장 진단 시스템 구성

4. 두루미II 하드웨어 시스템 구성

4.1 기체부

두루미II는 기상 관측용 두루미I을 기초로 적재중량을 증대 시킨 연구용 무인기이다. 분할된 조종면에 대한 구성은 그림5와 같이 10개로 구성되어 있으며 일반 RC 조종기를 통한 수동 비행시에는 각각의 제어면이 같이 동작하지만

FCC를 통한 자동비행의 경우 각각의 제어면을 독립적으로 동작이 가능하다.

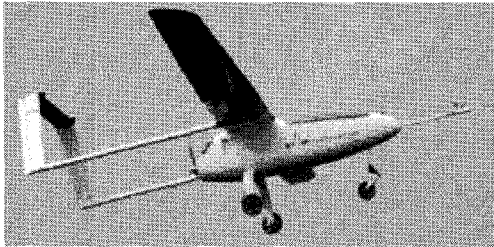


Fig 4. 두루미 비행체

표 1 두루미 제원

| | | | |
|-------|---------|------|----------|
| 전 장 | 2.7m | 엔 진 | 가솔린 80CC |
| 전 폭 | 4.8m | 엔진마력 | 7.9hp |
| 전 고 | 1.22m | 이륙중량 | 37kg |
| A R | 15 | 공허중량 | 22kg |
| 실속 속도 | 55km/h | 유상하중 | 12kg |
| 순항 속도 | 100km/h | 연료용량 | 4리터 |
| 최고 속도 | 120km/h | 체공시간 | 60분 |

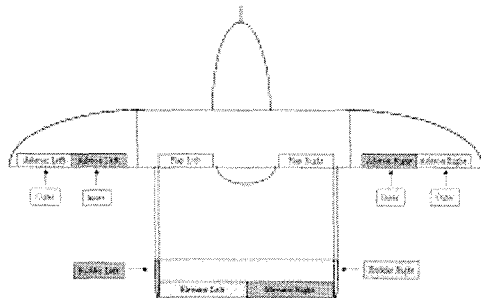


그림 5. 두루미 조면면 분할

4.2 FCC 및 시스템 구성

두루미II는 다양한 비행 실험을 수행하기 위해 GCS (Ground Control Station) 가 2개로 나누어져 있다. 메인 GCS 는 비행체의 위치, 자세 관련 정보를 출력하며 Application GCS는 FCC에 탑재된 비행 테스트용 응용 프로그램에 대한 명령값과 출력값을 표시하게 된다. 현재 센서 고장 진단과 실시간 추정 그리고 재형상 제어용으로 프로그램 되었다. 또한 비행 안정성 향상을 위해 컨트롤 방식을 2가지로 구성하였다. 메인은 RC 송신기를 통해 72Mhz 의 주파

수를 이용하여 조종하는 방식이며 비상용으로는 GCS 와 FCC간의 모뎀 통신 채널을 통해 400Mhz 주파수대로 조종이 가능하다. 또한 두 방법은 서로 전환이 가능하다. 통제 불능일 경우 별도의 40Mhz 송신기를 통해 엔진을 끄게 하는 시스템으로 구성이 되었다.

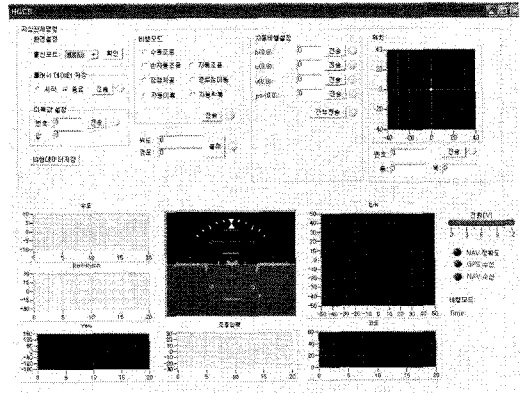


그림 6. Main GCS

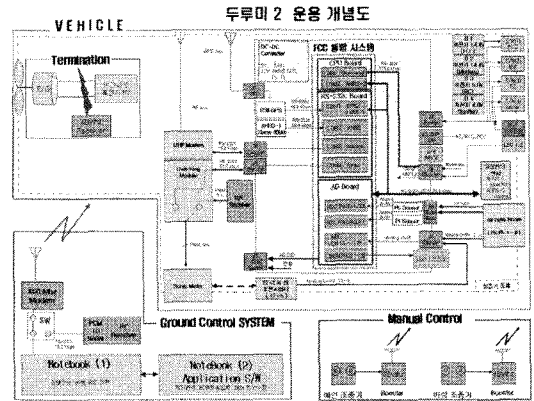


그림 7. FCC 시스템 구성도

비행체에는 각각의 제어면에 포텐쇼미터를 장착하여 제어면의 각을 측정한다. 스위칭 모듈의 PWM 값을 제어면의 각으로 환산하여 사용이 가능하나 보다 정확한 제어면 측정을 위해 포텐쇼미터의 전압값을 deg 단위로 변경하여 FCC에 탑재되어 있는 AD 보드를 통해 응용 프로그램에서 사용하고 있다. 기체에 장착되어 있는 관성센서로는 xbow 의 AHRS400 과 Xsens사의 IMU가 장착되어 있다. GPS 는 Novatel 사의 SSII가 사용되고 있다. 또한 아날로그 출력 타입의 기압 고도계와 속도계가 장착되어 사용되고 있다.

4.3 HILS 시스템 구성

재형상 제어의 비행테스트 경우 비행중 10개의 제어면중 하나를 임의로 고장을 발생시켜 원활한 비행제어가 수행되는지 알아야 하는 위험한 비행테스트 이다. 또한 실시간 파라미터 추정 프로그램 역시 제어면 중 하나를 고장을 시키고 비행 공력 테스트를 위해 시험 입력을 수행한다. 실제 비행테스트 에서 발생하는 하드웨어적 소프트웨어적 문제점을 해결하고 안전한 비행테스트를 위해 HILS를 수행하였다.

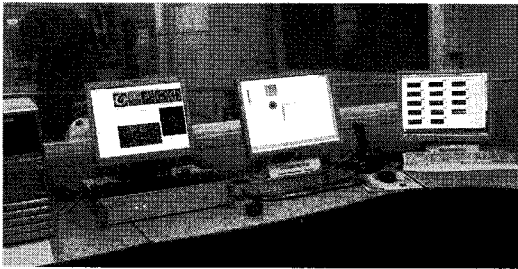


그림 8. HILS 모델 컴퓨터

5. 결 론

FCC는 전경/배경 방식의 소프트웨어로 구성되어 응용 프로그램을 원활히 작동시키기에는 실시간성의 보장이나 기존의 코드의 변화에 대한 복잡성 때문에 많은 어려움을 가지고 있었다. 그러한 문제를 RTOS 운용체제인 QNX 6.0을 사용하여 실시간성을 보장하였으며 OFP의 확장성을 높여 응용 프로그램에 대한 개발이 용이하게 하였다. 또한 프로그램을 계층적으로 구성 하여 변화에 유연하게 대처할 수 있는 OFP를 설계하였으며 시스템의 강건성을 높여 여러 응용 프로그램을 쉽게 적용이 하여 신뢰성을 높일수가 있었다.

참 고 문 헌

1. Real time Programming under QNX 6 Course Note
2. Jean J. Labrosse
"MicroC/OSII, The Real-Time Kernel"
3. 이환, 2006년 항공우주공학회 "비행중 파라미터추정에 의한 무인비행기 조종면 고장검출 추계"