

소형 통합형 비행조종컴퓨터 개발

장성호* · 구삼옥* · 박주원**

Development of the compact Integrated Flight Control Computer

SungHo Chang* · SamOk Koo* · JuWon Park**

ABSTRACT

A compact, light-weight, integrated flight control computer(IFCC) for small unmanned autonomous vehicles is developed. Its design objective is to produce an all in one avionics system which includes the navigation sensor, data link, attitude sensors and air data sensors. The initial phase of ground and flight tests are performed to verify the prototype IFCC, showing promising results. The high potential of its application is expected.

Key Words: Flight Control Computer, UAV, Navigation Sensor, Datalink, GPS

1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발했던 소형 장기 체공형 무인기는 체공성이 강조된 소형 비행체와 탑재항전장비, 그리고 지상관제장비로 구성되었다. 탑재항전장비는 비행조종컴퓨터(FCC), 항법센서 및 데이터링크가 독립되었으며 FCC는 비행을 위한 센서의 자료를 획득하여 연산 처리하는 기능에 초점을 두어 개발되었다[1]. 이후 PC104 상용표준의 컴퓨터를 이용한 저가의 신뢰성 있는 FCC 개발 및 소형화된 센서와 함께 하나의 금속상자에 구성하는 통합화 연구를 수행하였다. 선행된 연구를 통해 신뢰성이 향상되고 정비성 및 운용성이 우수한 FCC를 개발하였으나 여전히 큰 부피와 무게로 인해 임무

장비의 탑재가 제한적이다[2][3].

최근 전자기술의 발달로 소형화된 상용 센서와 연산 기능 및 부가 기능을 하나의 구조로 제작한 마이크로컨트롤러를 통합하여 FCC를 구성함으로써 무인항공기 시스템의 소형화와 다양화를 추구할 수 있는 기술들이 개발 되었다.

2000년 초부터 미국의 학계와 업체에서는 본 논문에서 소개하는 IFCC와 유사한 제품을 개발하고 있다. 이 중 FCS20은 조지아텍에서 DSP와 FPGA를 기반으로 개발되었고[4], Micro Pilot사의 MP2128, CloudCap사의 Piccolo LT가 있다(Fig. 1).

전체적인 구성과 기능에서는 대부분 유사성을 가지고 있으나 IFCC의 내부 구성을 면밀히 살펴보면 개발 목적에 따라 센서의 구성을 달리하여 센서를 생략하거나 부가 기능을 선택적으로 추가 구입 장착하도록 제작되어 있다. 소프트웨어 개발환경은 국내 개발 환경에 적합하지 않은

* 한국항공우주연구원

** (주)서원무인기술

연락처, E-mail: shchang@kari.re.kr

플랫폼을 선택함으로써 시스템 기반 펌웨어의 수정이 거의 불가능하고 오로지 자동 비행을 위한 몇몇 변수만을 선택적으로 수정하도록 제작되어 있거나 별도의 높은 비용이 요구된다.



Fig. 1. MP2128(좌), Piccolo LT(우)

본 논문은 선행 연구를 통해 나타난 문제들의 해결을 위해 소형, 경량 및 저 전력의 통합형 비행조종컴퓨터(IFCC) 시제품의 개발 내용을 기술한다. 제작된 IFCC는 국내에서 용이하게 접할 수 있는 개발환경을 갖는 DSP를 선정, 설계하여 국내 사용자가 편리하고 저렴한 비용으로 펌웨어를 수정할 수 있도록 하였다. IFCC 내에 무인항공기 탑재항전시스템 구성에 필요한 모든 센서와 더불어 무선통신모듈을 내장함으로써 임무설계에 따라 그 기능들을 선택적으로 이용할 수 있도록 하였으며 무인항공기 시스템 구축과 관련한 교육적인 목적의 활용도 가능하다.

2. IFCC 설계 요구도

IFCC는 마이크로컨트롤러를 중심으로 위성/관성 항법센서 및 통신장비 등이 하나의 장비가 되도록 구성하며 낮은 제작비가 되도록 개발하는 것을 목표로 하였다. 다음은 IFCC 개발을 위한 설계 요구도이다.

- CPU : 150 MHz 실수연산 처리 가능
- PWM Generator : 8 ch 이상
- A/D Converter : 4 ch, 10 ~ 12 Bit
- Serial Port : 외부 2 ch RS-232
- Input Power : 7.4 ~ 12V
- 저장장치 : 4 Mbytes 이상
- 통신장치 : 보유
- AHRS : OutPut Rate 100Hz, Max. Pitch,

Roll, Yaw Rate 이 $\pm 100 \sim \pm 500$ deg/sec

- GPS : 4 Hz OutPut Rate 이상
- 정/동압 측정가능
- 크기 : 100 x 80 x 50 (mm)
- 무게 : case 포함 500 g 이하

3. IFCC 성능

3.1. 하드웨어

IFCC는 Attitude & Heading Reference System(AHRS)을 Micro Electro Mechanical Sensor(MEMS) 관성센서를 적용하여 하나의 시스템으로 통합되도록 하였고 비행체 제어를 위한 신호 출력과 무선 통신 기능을 포함한다. IFCC의 크기는 $66\text{mm} \times 86\text{mm} \times 30\text{mm}$, 무게는 200g(케이스 포함)이다.

3.1.1. CPU 및 주변장치

IFCC의 핵심인 CPU는 150MHz의 실수연산처리가 가능한 TI사의 32비트 프로세서로 150MIPS의 고속처리능력과 풍부한 내부자원을 가지고 있으며 12비트의 고속 A/D 변환기, 프로그램용 128K word의 Flash 메모리, 18K word의 데이터 메모리, 그리고 다양한 통신 기능 등을 제공한다.

외부와의 인터페이스를 위해 4채널의 FIFO 입출력 버퍼를 갖고 있는 별도의 UART 기능을 CPU 주변 회로로 구성하고 여분의 2채널 비동기 통신 입출력을 제공한다. GPS 신호 등의 비동기 신호 처리시 Ring 버퍼링을 이용하여 CPU의 연산 처리 능력을 향상 시키도록 하였다. 각 채널별 전송속도와 버퍼 크기는 최대 115200 bps와 64 바이트로 임의의 설정이 가능하다.

8채널의 조종면, 추력 및 기타 서보모터를 제어하기 위한 PWM 신호를 발생하기 위해 CPU 내부의 전용 Timer를 이용하여 PWM 신호를 발생하도록 하였다.

후처리 및 분석을 위한 비행자료의 기록은 플래시 메모리를 내장하였으며 IFCC 작동을 위한

전원회로는 5.5V ~ 17V 에서 전원이 입력되면 레귤레이터를 통해 각 구성품의 전원이 공급되도록 하였다.

3.1.2. Sensor

IFCC 내부에 내장되어 있는 센서는 IMU, Magnetic, Airdata 및 GPS 로 구성되어 있다. IMU 는 기존의 상용 IFCC 가 갖고 있는 각각의 관성센서, 즉 각속도와 가속도 센서를 직각으로 장착하는 방식을 이용함으로써 발생하는 온도보상이나 직각 정렬에 대한 문제점을 보완하여 넓은 범위에서의 온도 보상과 정렬 보상이 되어 있는 일체형 IMU 모듈을 적용하였다. 또한 6 Gauss의 자속계 센서를 무인항공기의 Heading 검출을 위하여 내장하였으며, Airdata 센서로는 소형의 게이지압 센서와 절대압 센서를 장착하였다. 장착된 GPS는 4 Hz의 위치 자료를 출력하는 제품을 적용하였다(Fig. 2). Fig. 3은 완성된 시제품의 외관 모습이다.

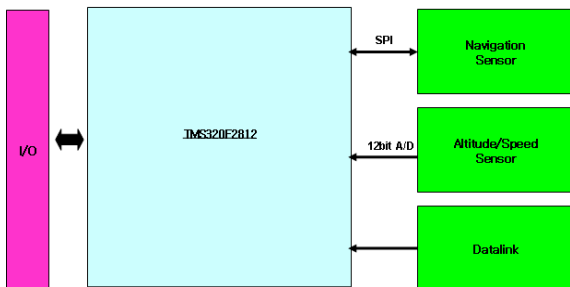


Fig. 2. IFCC 구성도



Fig. 3. IFCC의 외형

3.1.3. 무선 통신 모듈

지상과의 통신을 위한 무선 통신 모듈을 IFCC 내부에 장착하였다. 900 MHz 대역의 최대 출력 30 db 까지 설정이 가능한 FHSS 방식이다.

3.2. 소프트웨어

적용된 DSP는 Realtime OS의 적용이 가능하다. 시스템 운영을 위한 기반 Firmware 는 전용 소프트웨어 개발 툴인 Code Composer Studio (CCS)에 의해 개발 및 적용이 가능하다. 실행과 일은 In System Programming(ISP) 기능에 의해 Serial Boot Loader 를 통해 프로그램 된다.

4. IFCC 시험

시제품 IFCC의 검증을 위해 지상시험 및 비행시험을 수행하였다. 지상시험을 위해 별도의 모니터링 소프트웨어를 제작하여 작동상태를 점검할 수 있도록 구성하였다. IFCC 내부 자이로를 통해 중앙의 자세계가 움직이고 자속계 센서를 통해 방위각을 확인하는 방식이다(Fig. 4). IFCC의 모든 센서 출력정보는 실시간으로 확인 가능하며, 노트북에 저장된 자료(table 1)는 비행시험 후 분석에 활용할 수 있다(Fig. 5).



Fig. 4. 비행정보 모니터 프로그램

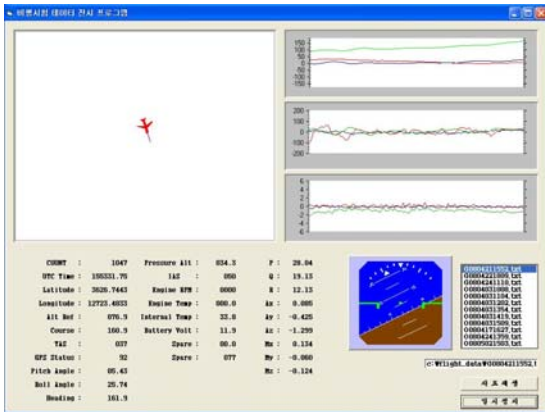


Fig. 5. 분석 프로그램

Table 1. 저장자료

내 용	설 명
GPS Time	Local Time
Latitude	위도(deg)
Longitude	경도(deg)
Alt. ref.	절대고도(m)
Speed of Ground	절대속도(Km/h)
Course of Ground	이동방향(deg)
GPS status	위성 수, 상태
Pitch Angle	피치각(deg): ± 179.99
Roll Angle	롤각(deg): ± 179.99
Heading Angle	헤딩각(deg): ± 179.9
Pressure Altitude	압력고도(m)
Indicated Airspeed	지시대기속도(Km/h)
Inner Temp.	내부온도(℃)
Battery Voltage	입력전압(V)
P, Q, R	각속도(deg/sec)
Ax, Ay, Az	가속도(g)
Mx, My, Mz	지자속량(V)
Pd, Ps	동압(psi), 정압(psi)

비행시험에는 Fig. 6과 같은 중량 1kg급 축소형 무인항공기를 이용하였다. 비행시험에서는 비행 중 IFCC의 작동성능을 확인하기 위한 목적으로 지상의 수동조종 명령에 의해 이착륙을 하고, 관제시스템을 통해 시험을 위한 조종입력 명령이 자동으로 수행되도록 하여 그 반응을 실시간 수신 저장하는 방식으로 수행되었다. Fig. 7은 비행시험에서 측정된 자료 중 한 가지 예로

서, 비행체의 세로축 거동을 관측하기 위하여 정현파 형태의 승강기 입력 명령에 대한 비행체의 거동을 도시한 것이다.



Fig. 6. 비행시험 장면

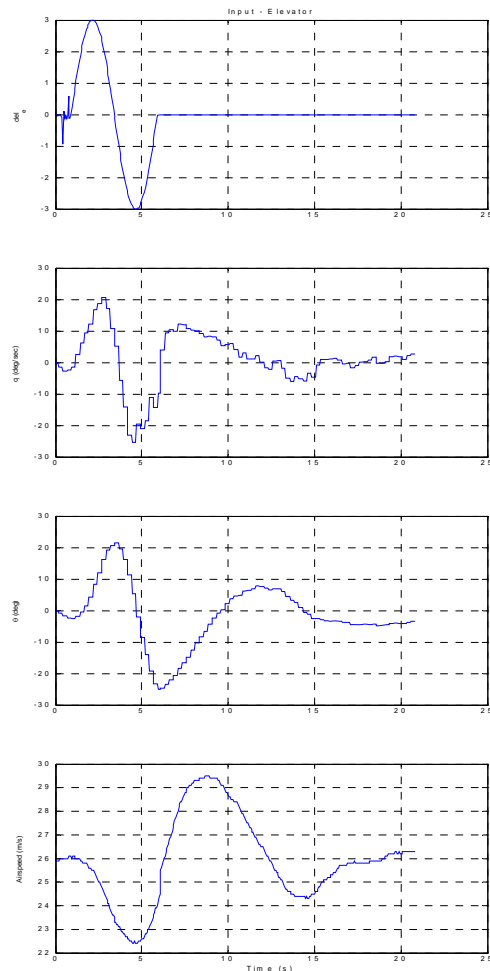


Fig.7. 세로운동 측정(위로부터 승강기입력, 피치율, 피치자세각, 대기속도)

명령은 통신모뎀을 통해 IFCC로 전달되었고 측정된 인자들은 실시간으로 다운로드 되어 성공적으로 저장되었다.

5. 결론

소형 경량 및 고성능의 통합형 비행조종컴퓨터(IFCC)의 시제품을 개발하였다. 비행조종컴퓨터, 위성/관성 센서와 통신 장비 등이 하나로 통합되면서도 소형무인기에 적용할 수 있는 성능을 보유한 장점이 있으며 활용면에 있어서도 교육적인 이용이 가능하도록 범용성, 편의성을 함께 고려하였다.

IFCC는 현재 시제품 단계로서, 향후 소형 체공형 무인기 시스템에 적용하여 임무비행을 통한 성능의 검증과 규격화를 위한 환경시험 등을 거칠 것이며, 저가격이면서 요구되는 임무성능을 수행할 수 있는 비행조종컴퓨터로 완성될 것이다.

참 고 문 헌

- [1] 구삼옥 외, “장기체공형 무인기 핵심기술 연구”, 보고서, 한국항공우주연구원, 2001.12.
- [2] 구삼옥 외, “소형 무인항공기용 비행조종장치 개발”, 한국항공우주학회 2003년도 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2003.
- [3] 유혁 외, “무인표적기용 저가형 자동비행장치 개발”, 한국항공우주학회 2003년도 춘계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2003.
- [4] Christophersen et al., A Compact Guidance, Navigation, and Control System for Unmanned Aerial Vehicles, Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, Vol.3, May 2006.