

## 무인항공기용 항법센서 통합 비행제어 시스템 설계

이동혁\*, 정태원\*, 이기성\*\*  
 충남대학교\*, (주)네스앤텍\*\*

### UAV Navigation Sensor Integrated Flight Control System Design

Dong-Hyuk Lee\*, Tae-Won Jung\*, Ki-Seong Lee\*\*  
 Chungnam National University\*, NES&TEC CO., LTD.\*\*

**Abstract** - 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle : UAV)란 일반적으로 조종사 없이 사전에 입력된 프로그램에 따라 또는 비행체 스스로 주위환경(장애물, 항로)을 인식하고 판단하여 자율 비행(Autonomous Flying)하는 비행체를 말한다.

본 논문에서는 항법센서(Attitude Heading Reference System: AHRS)를 비행제어 시스템과 통합한 시스템에 관하여 다루었다.

#### 1. 서 론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle : UAV)란 일반적으로 조종사 없이 사전에 입력된 프로그램에 따라 또는 비행체 스스로 주위환경(장애물, 항로)을 인식하고 판단하여 자율 비행(Autonomous Flying)하는 비행체를 말한다. 무인항공기의 운용시스템은 임무를 수행하기 위해 필요장비가 탑재된 비행체와 임무를 제어하고 통제하기 위한 지상제어 시스템으로 구성된다. 무인항공기의 자동비행을 위해서 필요한 비행체 탑재장비는 비행제어 시스템(Flight Control System : FCS)과 센서들로 크게 나누어 진다. 이러한 형태의 구성은 무인항공기의 자동비행 시스템에 대한 고가의 구입비용 등 사용자에게 부담이 된다. 최근 전자 기술의 발전과 함께 MEMS(micro electro mechanical systems)센서의 출현으로 비행제어 시스템의 개발 추세는 비행제어 컴퓨터와 센서를 하나로 통합하는 추세이다.

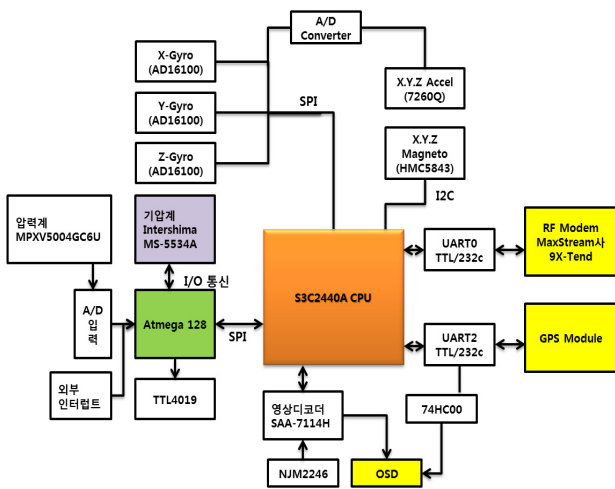
본 논문에서는 항법센서(Attitude Heading Reference System: AHRS)를 비행제어 시스템과 통합한 시스템에 관하여 다루었다.

#### 2. 본 론

##### 2.1 항법센서 통합 비행제어 시스템의 개발

##### 2.1.1 비행제어 시스템 설계

기존의 비행제어 시스템은 비행제어 알고리즘만을 연산하는 기능을 주로 함으로써 고가의 자세센서 등 외부 센서 장착이 요구되는데, 본 논문의 비행제어 시스템은 3축의 가속도계, 각속도계 및 자세각도를 포함하는 것으로 실시간으로 무인항공기의 자세계산 및 제어를 가능하도록 한다. 그림 1은 항법센서 통합 비행제어 시스템의 내부 구성도를 나타내고 있다.



<그림 1> 항법센서통합 비행제어 시스템의 내부 구성도

설계한 비행제어 시스템에 포함된 항법센서 내부 구성도는 그림2에 나타내었고, 비행제어 시스템의 주요 구성 및 기능은 아래 항목과 같다.

- CPU - (ARM9 S3C2440A)
- 가속도 센서 (7260Q)
- 자이로 센서 (AD16100)
- 지자기 센서 (HMC5843)
- 영상신호 디코더 (SAA7114H 사용)
- 카메라 셀렉터 (NJM2246 \_ 2개의 카메라 입력에 대해 선택가능)
- OSD (영상화면에 비행정보 표시)
- RF 모듈 모듈 (지상국 통신용)
- RC 수신기 신호 입력 및 서보(임무수행용 서보포함) 출력회로
- 기압 고도센서(MS-5534A)

항법센서 통합형 비행제어 시스템을 설계함에 있어서 센서 인터페이스 및 서보 구동장치를 별도의 서보 컨트롤 시스템으로 분리하여, 시스템의 부하 감소와 비행제어 시스템의 이상 발생시 이종의 위기대처 시퀀스를 구성할 수 있는 장점을 갖도록 하였다.

8비트 마이크로 프로세서는 기능과 저장용량의 한계가 있으므로 다양한 비행임무와 영상처리 그리고 실시간 비행 데이터의 저장등 대용량 메모리가 필요한 무인항공기 시스템에는 더 높은 사양의 CPU가 필요하였다.

따라서 소형 경량이면서 보다 높은 기능을 갖는 임베디드 시스템으로 삼성의 Arm9 계열인 S3C2440A CPU를 사용하였다. S3C2440A는 소형으로 제작할 수 있으면서 내부에 대용량 플래쉬 메모리와 외부 메모리 카드의 장착이 가능하며, 400MHz의 클럭 주파수, 3개의 비동기 시리얼 통신 포트와 SPI, IIC 통신 인터페이스, A/D 변환기, 사용자 인터페이스가 용이한 LCD와 터치스크린 인터페이스가 지원되고 영상처리가 쉽도록 카메라 디지털 인터페이스를 갖추고 있다. 다음 그림 2는 제작된 비행제어 시스템의 외형으로 기체의 추락을 대비하여 케이스 또한 단단하게 설계하였다.



<그림 2> 항법센서 통합 비행제어 시스템의 외형 케이스

FCS는 지속적으로 성능 향상을 위해 CPU의 변경 및 메모리 용량의 증가가 필요한 시스템이나, 서보 제어기는 필수기능만 수행하기 때문에 설계 변경의 가능성이 거의 없다. 따라서 FCS의 외부 인터페이스 장치를 줄이고 FCS의 임무 부담을 덜어준다면 향후 FCS의 하드웨어 변경이 있더라도 시스템 전반에 걸쳐서 변경이 용이하게 된다.

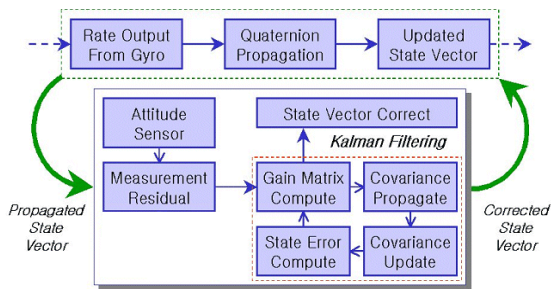
따라서 FCS에 통신 포트를 제외한 외부 인터페이스 장치를 본 서보 인터페이스보드에 배치하였다. 비동기 시리얼 포트가 없는 CPU를 위한 GPS 인터페이스를 비롯한, 온도센서, 기압고도계, 대기속도를 측정하는 피토판 센서, 엔진의 회전수를 측정하는 펄스 전압 변환기, 전원계통의 전압을 모니터링 하는 전원 감시 A/D 변환기 등을 서보 인터페이스에 접속하였다. 또한 서보 인터페이스보드의 자체 진단에 의해 시스템의 이상 진단을 수행하고 FCS와 통신 두절 시는 자체 판단에 의한 강제 수동전환 및 강제 안전추락을 결정하는 기능을 갖도록 설계하였다.

### 2.1.2 항법센서의 자세계산 알고리즘

항법 시스템인 AHRS 자세계산 알고리즘 및 칼만필터 알고리즘은 Appendix A에서 유도하여 정리하였고, 자세계산 수순을 요약하면 다음과 같다.

- (1) 자이로의 회전 각속도  $\omega_b^b$ 와 쿼터니언에 의해 변환행렬을 만든다.
- (2) 자이로 입력에 의해 항법컴퓨터의 계산주기에서 항법센서의 운동에 의해 변화되는 쿼터니언의 시간에 대한 미분을 적분하여 갱신한다.
- (3) 쿼터니언 추정 잡음과 자이로 바이어스 추정오차 행렬을 생성한다.
- (4) 공분산행렬을 갱신한다.
- (5) 가속도  $f^b$ 에서의 오일러각과 쿼터니언에서의 오일러각을 이용하여 상호간의 오차를 계산한다.
- (6) 칼만 필터를 위한  $C_b^m$ 로부터 식(A-27)의 에리 추정상태 행렬 C를 만든다.
- (7) 칼만 필터에 의해 갱신을 수행한다.
- (8) 갱신된 쿼터니언으로부터 오일러각의 최종 추정치를 계산한다.

그림 3은 자세결정에 사용할 칼만 필터 알고리즘의 기능 블록선도를 나타낸 것이다.

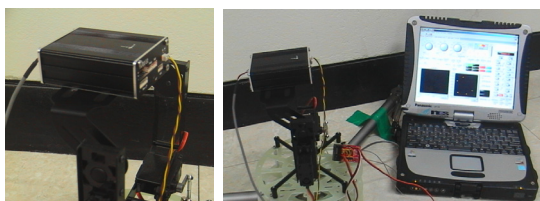


〈그림 3〉 칼만필터 블록 다이어그램

자이로에서 출력되는 각속도를 적분하여 쿼터니언을 계산한다. 칼만 필터 알고리즘의 표류오차 추정 오차 자세 동역학 모델의 상태벡터 자체를 추정하기 보다는 상태벡터의 보상 값을 추정하도록 하였다. 이를 위해서 센서 측정값도 그대로 사용하지 않고 기준자세와의 차이인 측정 잔차를 사용한다. 상태벡터의 보상 값을 측정 잔차와 상호분산을 최소화 하는 이득을 곱하여 얻게 된다. 자세 결정 알고리즘은 이와 같이 얻어진 보상 값을 이용하여 쿼터니언과 각속도를 갱신한다.

### 2.2 알고리즘 검증용 위한 모의실험

제작된 비행제어 시스템의 적용된 자세 알고리즘의 검증을 위하여 기존의 검증된 센서의 규격데이터(Reference Data)와 비교하여 모의실험을 실시하였다. 자세센서의 검증을 위해 Crossbow사의 NAV-420 제품을 선정하였다. 기존 제품과 제작된 비행제어 시스템에서 비행체 자세각 및 방향각 오차 추정을 위해 그림4와 같이 제작한 2축의 Rate Table을 이용하여 시험환경을 구성하였다.



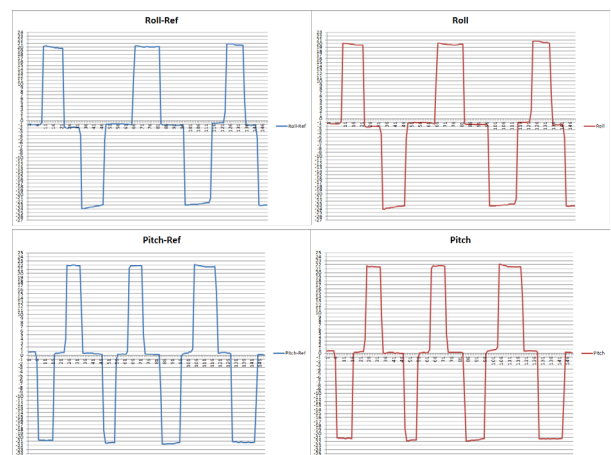
〈그림 4〉 모의실험을 위한 2축 Rate Table 및 추정컴퓨터

실험은 수평 상태의 비행제어 컴퓨터를 일정한 기울기로 왕복운동을 반복하여 롤(Roll)각도 및 피치(Pitch)각도의 변화를 기록하였다. 표 1은 모의실험 결과의 일부분이며, 그림 5에 실험결과를 나타내었다. 그림 5에서 Roll-Ref와 Pitch-Ref는 상용제품 NAV-420의 Reference Data를 나타낸다.

〈표 1〉 모의실험 결과 데이터

Roll-Ref	Roll	Pitch-Ref	Pitch
-1	-1.2	0.8	0.5
-1	-1.2	0.8	0.6
-1.1	-1.4	0.9	0.6
-1.1	-1.4	0.9	0.6

-1.1	-1.4	0.9	0.6
-1.1	-1.4	-1.3	-1.5
-1.1	-1.4	-20.7	-21.1
-1.1	-1.3	-20.8	-21.2
-0.5	-0.8	-20.8	-21.2
20.2	20.1	-20.8	-21.2
20.3	20	-20.8	-21.2
20.3	20	-20.9	-21.3
20.2	20	-20.8	-21.2
20.1	19.9	-20.8	-21.2
20	19.8	-20.8	-21.2
20	19.8	-20.9	-21.3
19.8	19.7	0.3	0
19.8	19.6	0.6	0.3
19.8	19.6	0.5	0.2
19.7	19.6	0.6	0.3
19.7	19.6	0.7	0.4
19.7	19.6	0.7	0.4
-1.6	-1.8	0.7	0.4
-2	-2.2	4	3.6
-2.1	-2.2	22	21.7
-2	-2.2	21.9	21.5
-1.9	-2.1	21.9	21.5
-1.8	-2	22	21.6
-1.8	-2	22	21.5



〈그림 5〉 모의실험 결과 그래프

모의실험 분석결과 Reference Data 대비 제작한 비행제어 컴퓨터의 롤(Roll)각도 및 피치(Pitch)각도는 최대 0.3도의 편차임을 확인할 수 있었다. 이는 설계 목표치인 0.5도 오차이내에서 만족할 만한 정확도를 보였다.

### 3. 결 론

본 논문에서의 비행제어 시스템은 기존 방식의 무인항공기 시스템을 대체하는 소형 경량의 항법센서 통합 비행제어 시스템이다. 지상 모의 실험을 통해 항법 센서와의 통합 가능성이 확인 되었으며, 자세 알고리즘을 1차적으로 검증 할 수 있었다. 시스템 제작시 안정성 확보를 위해 항공기내에 탑재장비의 외함 밀폐로 진동 및 기자재간 전자파 간섭을 최소화 하였다. 추후 모의실험의 반복과 차함에 탑재하여 주행 테스트를 거쳐 최종적으로 비행시험을 통해 검증작업을 수행하는 것이 과제로 남아있고, 이러한 실험 과정을 통해 더욱 개선된 비행제어 시스템을 개발할 수 있을 것으로 예상된다.

### 〔참 고 문 헌〕

- [1] 이기성, "무인항공기 운용시스템의 설계", 2006.2
- [2] 이정환, "무인항공기용 GPS/INS 시스템의 설계 및 구현", 2005.2
- [3] 이기영, 김형근, "대공표적기용 센서통합형 비행제어 컴퓨터 개발", 국방기술품질원, 2006
- [4] 제8회 한국 로봇항공기 경연대회 - 본선대회 참가팀 자동비행구현 기술보고서, 2009
- [5] 윤석준, "무인항공기 비행제어시스템", 항공산업연구, 세종대학교 항공산업 연구소, 제52집, pp26-32, 1999