

저가형 GPS/IMU를 이용한 UAV 비행 제어 시스템 개발

Development of a UAV Flight Control System Using a Low Cost GPS/IMU

구원모, 천세범, 원대희, 강태삼, 이영재, 성상경*
(Wonmo Koo, Sebum Chun, Dae Hee Won, Taesam Kang, Young Jae Lee, and Sangkyung Sung)

Abstract : UAVs(Unmanned Aerial Vehicles) have many applications in military and commercial areas. The flight control system of UAVs is more important than manned aircraft's because the mission of UAVs must be operated without a human pilot. But very heavy and expensive navigation system makes it difficult to develop UAV flight control system. In this research, GPS/IMU integrated navigation filter was developed for light weight/low cost flight control system of small UAVs. With this navigation filter, full flight control system which has real time operating capability has been developed. The performance of the flight control system is basically checked by HILSIM (Hardware In the Loop SIMulation). Finally, the flight control system is verified by showing performance test result under real flight environment.

Keywords : UAV, flight control system, GPS/IMU, HILSIM

I. 서론

UAV(Unmanned Aerial Vehicle)는 최근 항공 분야에서 급격한 성장을 보이고 있는 분야로써 군사 및 민간 부문에서의 응용 범위를 넓히고 있다. 이러한 UAV는 임무 수행 중 기체에 탑승하거나 혹은 지상에 있는 조종사가 직접 지령을 내리지 못하기 때문에 임무 수행의 자동화가 필수적이며, 임무 수행의 자동화를 위해 기본적인 비행 유지부터 지시된 궤적의 추종, 사전에 계획된 임무의 수행 등 복잡한 역할을 수행할 수 있는 비행 제어 장치가 필요하다. 현재 UAV에 주로 사용되고 있는 비행 제어 장치들은 관성 항법 장치 같은 고가의 시스템으로 인해서 전체 시스템의 가격이 매우 높으며, 이는 시스템 전체 가격 상승의 주 원인이라고 할 수 있다. 또한 이러한 시스템들에 적용되고 있는 최첨단 기술들이 개발 당국의 국방 기술 및 산업과 밀접한 관계를 가지고 있어 외국으로의 유출을 꺼리고 있기 때문에 자체적인 연구와 개발이 필요한 실정이다.

본 연구에서는 이러한 무인비행기 개발의 어려운 점에 착안하여 저가형 GPS/IMU 통합 비행제어 시스템의 개발을 목표로 하였다. 이를 위해 실시간 항법해를 획득하기 위한 통합 필터의 구성 시, 복수의 GPS 안테나를 이용해 추정된 자세값을 포함하도록 하였다. 또한 자세 추정 시에는 본 연구의 결과로 제안된 향상된 미지정수 결정 알고리즘을 적용하였다[2].

GPS/IMU 통합 시스템 개발에 대해서는 위에서 사용된 복수의 GPS에서 얻은 자세 정보를 이용해 관성 센서의 발산을 억제하고 동시에 고속의 자세 정보도 제공받을 수 있는

GPS/IMU 통합 필터를 구현하였다.

하드웨어 구성은 소형 무인항공기 제작을 위해 가능한 작은 크기로 시스템을 구성하도록 노력하였으며 무인항공기의 작동 안정성 테스트를 위해 HILSIM(Hardware In the Loop SIMulation)을 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 그리고 마지막으로 실제 실험을 통해 관성센서와 개발된 GPS/IMU 통합 필터의 성능 테스트를 수행하였고 실시간 제어를 통한 비행 상태 유지 측면에서 제어시스템을 테스트하였다.

II. 통합 항법 시스템 개발

1. GPS 반송파 미지정수 결정 알고리즘 구성

본 연구에서는 제한조건을 이용한 미지정수 결정 알고리즘 개발에 초점을 맞추고 있다. 이 알고리즘은 GPS를 이용함과 동시에 관성 센서에서 나오는 롤/피치의 추가적인 정보를 이용하여 대략적인 범위에서의 미지정수를 추정할 수가 있고 사전에 상대 위치가 정확히 측정된 각 안테나의 기저선 길이가 제한 조건으로 사용됨에 따라 최종적인 미지정수 검색 후보를 감소시켜 신뢰성을 높이도록 하였다. 또 복수의 기저선 벡터가 존재할 경우, 이를 이용하여 3번째 안테나의 검색 공간을 설정하는 방식이 이용되었다[1-7].

기저선 길이 제한 조건은 기준 안테나를 중심으로 구형의 검색 공간에 해가 존재한다는 제한 조건을 제공한다[2,5,7]. 기존의 방식은 기저선 제한조건 식을 이용하여 미지정수 후보를 직접 만들어 내는 방식인데 비해 이 연구에서 사용된 방식은 구 표면에 무작위적으로 검색 후보들을 생성하고 각각의 검색 후보의 위치를 바탕으로 미지정수를 생성하는 방법이다. 이러한 방법은 기저선 제한조건 식을 이용하는 경우보다 수치적으로 안정하고 일정한 수의 후보 개수를 유지할 수 있다는 장점을 갖고 있다. 아래의 그림 1,2는 각각 기저선 제한 조건과 롤/피치 제한정보를 이용한 경우 위치영역의 검색 후보들을 나타낸 것으로 단계별로 제한 조건을 이용함에 따라 검색 후보가 줄어들어 더 정확한 미지정수의 해를 구할 수 있음을 보여주고 있다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2007. 12. 29., 채택확정 : 2008. 3. 3.

구원모, 천세범, 원대희, 강태삼, 이영재, 성상경 : 건국대학교 항공 우주정보시스템공학과

(wonoman@empal.com/tucano@tucanokorea.com/smileforday@hotmail.com/tskang@konkuk.ac.kr/younglee@konkuk.ac.kr/sksung@konkuk.ac.kr)

※ 본 논문은 산업자문부 지원으로 수행하는 “항공우주 기술 개발 사업”의 일환으로 수행되었음.

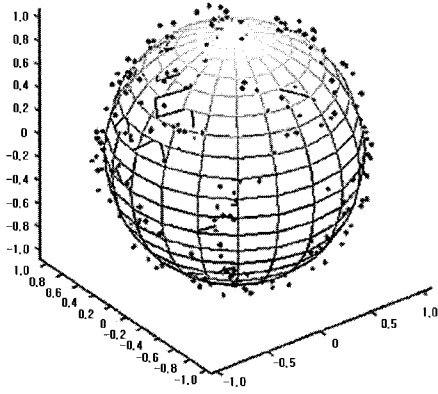


그림 1. 기저선 제한 조건을 이용한 검색 후보의 형성(위치 영역).

Fig. 1. Formation of search candidate using baseline restriction condition.

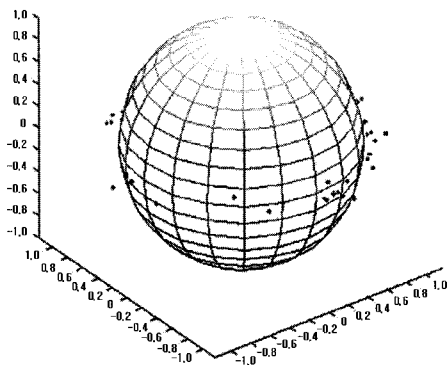


그림 2. 롤/피치 제한조건을 이용한 검색 후보 설정.

Fig. 2. Formation of search candidate using roll/pitch restriction condition.

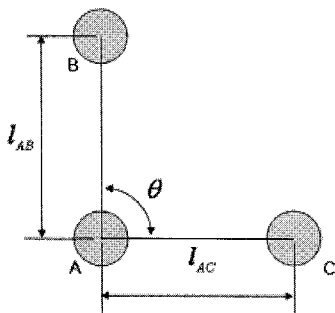


그림 3. GPS 안테나의 배치.

Fig. 3. GPS antennas configuration.

설정된 검색 공간에서 만들어진 검색 후보들은 잔 차의 공분산 행렬로 가중된 제곱 합 형태의 목적 함수 값을 이용하여 선별되며, 이들 중 가장 큰 목적함수를 가지는 후보가 참 후보로 결정된다. 일반적인 경우 두 개의 안테나 사이의 미지 정수 결정시 하나의 기저선 벡터에 대해서만 검증을 하게 되나 3개 이상의 안테나를 이용하는 경우 추가로 상호 독립된 기저선 벡터를 사용할 수 있으므로 잘못된 후보가 참으로 결정되는 것을 방지해 준다. 기저선 벡터가 그림 3과 같이 배치되어 있고 하나만 존재하는 경우 목적 함수는 (1)과 같

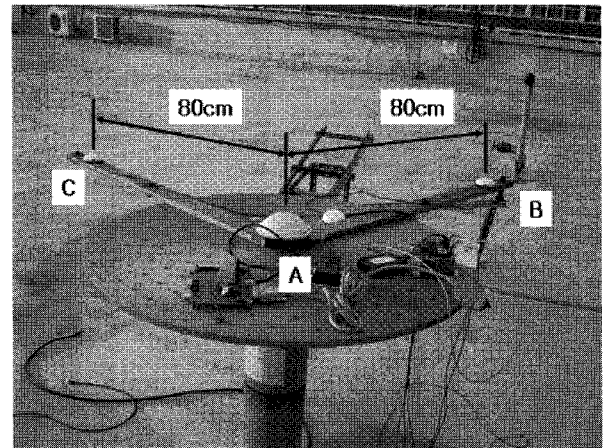


그림 4. GPS 안테나의 배치.

Fig. 4. GPS Antennas configuration.

이 표현된다.

$$\bar{r}_{AB} = \lambda \bar{\phi}_{AB} - \bar{\rho}_{AB,0} - H_{AB} \cdot d\bar{x}_{AB} - \lambda \bar{N}_{AB} \quad (1)$$

$$Obj_{AB} = \exp(-\bar{r}_{AB}^T \cdot R_{AB}^{-1} \cdot \bar{r}_{AB})$$

추가적인 기저선 벡터를 이용하는 경우 전체 목적 함수는 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{r}_{AC} = \lambda \bar{\phi}_{AC} - \bar{\rho}_{AC,0} - H_{AC} \cdot d\bar{x}_{AC} - \lambda \bar{N}_{AC}$$

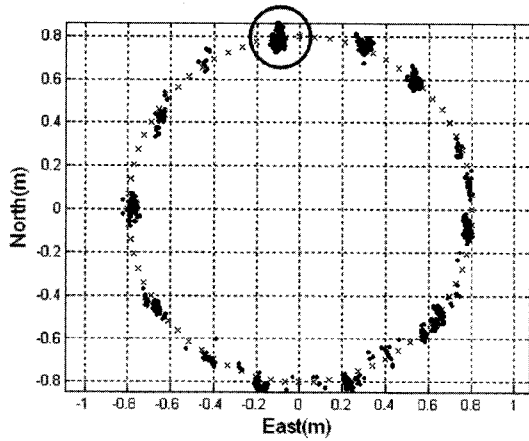
$$Obj_{AC} = \exp(-\bar{r}_{AC}^T \cdot R_{AC}^{-1} \cdot \bar{r}_{AC}) \quad (2)$$

$$Obj_{Total} = Obj_{AB} \cdot Obj_{AC}$$

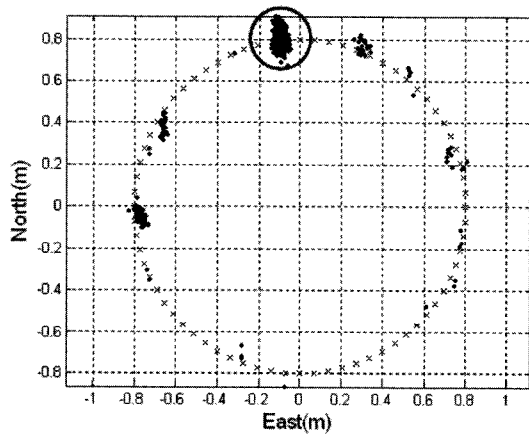
여기서 전체 목적 함수 Obj_{Total} 은 각각의 목적함수의 곱의 형태로 나타나며 일종의 AND조건과 같이 작용하므로 두 목적 함수가 모두 최대일 때 전체 목적 함수도 최대의 값을 갖는다고 예측할 수 있다. 결국 예측된 최대값이 참 후보로 선정되게 된다.

3개 이상의 안테나 사용시 기저선이라는 기하학적 조건을 이용함으로써 얻을 수 있는 성능 변화 분석을 위해 2개의 안테나만을 사용한 경우와 두 기저선의 기하학적 관계가 사전에 알려져 있는 3개 이상의 안테나를 사용하는 경우의 미지 정수 검색성능을 분석하였다. 실험에 사용된 안테나 배치는 그림 4와 같고 기저선 벡터 AB와 AC 사이의 각도는 90도이다.

먼저 AB 안테나만을 가지고 하나의 기저선 벡터를 이용해 미지 정수를 검색하고 위치를 추정해 보았다. 그림 5(a)는 이때의 추정된 위치로서 각 포인트는 미지정수의 해에 의해 나타난 위치이고 실선 원으로 표시된 부분이 안테나의 정확한 위치를 나타낸다. 그림 5(a)를 보면 미지정수 해에 의해 위치 추정된 결과 전체 포인트 중 원안에 있는 포인트의 수가 약 24% 정도로 매우 낮은 성공률을 보이고 있는 것을 볼 수 있다. 한편 그림 5(b)는 2개의 기저선 벡터를 모두 이용한 경우로 C안테나는 이미 알려진 기하학적 조건을 이용하므로 검색 후보의 추가적인 증가가 없고 각 미지 정수 후보의 검증에 추가적인 측정치가 이용되므로 더욱 높은 미지 정수 검색 확률을 기대할 수 있다. 실제로 2개의 기저선 벡터를 이용하



(a) 기존의 방법



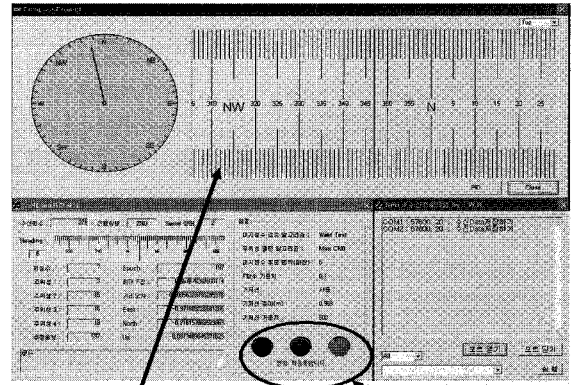
(b) 제안된 방법

그림 5. 미지정수 검색 성능의 향상.
Fig. 5. Performance improvement of integer ambiguity searching.

여 해를 구할 때 원으로 표시된 참 위치에서 해가 구해질 확률이 전체의 86%를 보여 앞서 보인 1개의 기저선 벡터를 사용할 때 보다 2개의 기저선 벡터를 사용할 때 3배 이상의 성공률을 보이고 있다는 것을 알 수 있다. 즉 기저선 사이의 기하학적 상관 관계를 이용하지 않는 경우는 각 기저선 벡터 별로 개별적인 검색을 수행해야 하지만 2개의 기저선 벡터를 이용하는 경우는 모든 기저선 벡터에 대한 미지 정수 검색이 성공한다는 것을 보여준다.

위와 같이 두 개 이상의 GPS 안테나를 이용하는 경우 기저선 벡터를 이용하여 미지정수 검색능력을 높이는 것 이외에 각 안테나의 상대적인 위치를 측정함으로써 항체의 자세도 측정해낼 수 있다는 장점이 있다[2]. 최종적인 시스템은 위에 개발된 알고리즘이 실시간에서도 작동해야 하기 때문에 구현 가능성을 보고자 GPS RTK를 이용한 실시간 자세 추정 시스템을 구축하였다. 실시간 자세추정 시스템을 위해 3대의 GPS수신기와 안테나를 사용하였고 안테나의 간격은 1m로 설정하였다. 실제 알고리즘은 수신기와 연결된 일반 PC에서 처리했고 모든 연산 과정은 실시간으로 수행된 뒤 추정 결과만 저장하였다.

그림 7은 실시간 자세 추정 프로그램을 이용하여 추정된 결과로 맨 위의 그래프는 위치 오차, 두 번째 그래프는 목적



헤딩 정보 표시
프로그램 수행 상태 표시

그림 6. 실시간 GPS RTK 자세추정을 위한 시스템.
Fig. 6. Real time GPS RTK Attitude determination system.

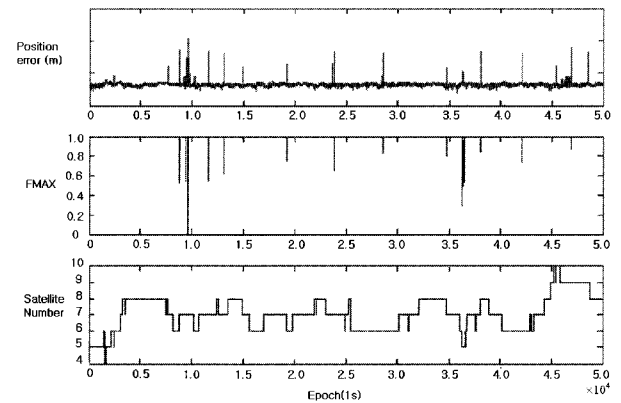


그림 7. 실시간 자세 추정 프로그램 수행 결과.
Fig. 7. Result of the real time attitude determination program.

함수의 크기, 마지막 그래프는 위성 수의 변화를 나타낸 것이다. 일반적으로 자세오차의 크기는 기저선의 길이에 따라 좌우된다. 먼저 오차 분석을 위한 기준값을 구하기 위해 정지 상태에서 장시간 데이터를 획득하여 참 위치값을 구하였다. 이를 이용하여 계산된 위치오차와 기저선 길이의 비를 이용하여 자세오차로 변환하였다. 본 실험에서는 1m 기저선 길이에서 요각에 대한 자세 오차를 약 0.808도(1σ)로 측정되는 결과를 얻을 수 있었다. 이는 제안된 미지 정수 추정 알고리즘이 실시간 환경에서도 저급 항법 시스템에 적용될 수 있는 신뢰성을 제공해 줄 수 있음을 보여준다.

2. GPS/IMU 통합 항법 알고리즘 개발

관성 센서인 자이로 등을 이용한 자세 추정은 짧은 시간 동안에는 정확한 위치 및 자세, 속도 정보를 제공하지만 시간이 지날수록 적분 과정에서 발생하는 오차 편류에 의해 점점 그 정밀도가 떨어져 이것을 최소화 하지 않고서는 정밀한 측정이 불가능하다. 이 연구에서는 이러한 문제점을 극복하기 위해 복수의 GPS를 이용한 자세 정보를 이용해 관성 센서의 발산을 억제하고 동시에 고속의 자세 정보도 제공받을 수 있는 GPS/IMU 통합 필터를 구성하였다[8,9].

GPS/IMU 통합 필터는 GPS 정보 갱신 사이에 자세 변화를 추정하기 위해 사용되는 시스템 모델과 GPS반송파 측정치에

의해 구해진 안테나 위치의 갱신을 위해 사용되는 관측 모델을 이용하여 자세를 추정하도록 구성하였다. 시스템 모델은 GPS 정보 갱신 사이에 자세 변화를 추정하기 위해 사용된다. GPS/IMU 통합을 위한 정해진 시스템 모델은 (3)과 같다.

$$X_t = A \cdot X_{t-1} + w$$

$$X = \begin{bmatrix} x_{AB} \\ y_{AB} \\ z_{AB} \\ x_{AC} \\ y_{AC} \\ z_{AC} \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} C_{t-1}^t & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_{t-1}^t \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서 상태 벡터의 x_{AB} y_{AB} z_{AB} 은 A,B 안테나 사이의 상대 좌표를 나타낸 것으로 ENU(East North Up) 좌표계를 사용한다. C_{t-1}^t 는 회전 변환 행렬이고 w 는 시스템 잡음이다.

관측 모델은 GPS반송파 측정치에 의해 구해진 안테나 위치를 갱신하기 위해 사용된다. (4)는 관측 모델을 나타내고 이 식에서 추정되는 GPS 반송파를 이용해 측정한 ENU 좌표 상의 안테나 위치가 된다.

$$Z_t = B \cdot X_t + v$$

$$Z = \begin{bmatrix} x_{AB} \\ y_{AB} \\ z_{AB} \\ x_{AC} \\ y_{AC} \\ z_{AC} \end{bmatrix}, B = [I_{6 \times 6}] \quad (4)$$

앞서 언급한 시스템 모델과 관측 모델을 이용하여 자세 추정을 위한 필터를 구성하였다. 시스템 모델이 시 불변 시스템이 아니라 시간에 따라 변화하는 시변 시스템이기는 하지만 매 업데이트마다 선형 관계를 유지하고 있으므로 칼만 필터를 적용하였다. GPS/IMU 통합을 위해 사용된 필터의 구성은 그림 8과 같다. 각 시퀀스별 초기 자세는 3축 가속도계 및 3축 자이로로 구성되는 IMU의 출력을 이용하여 계산되며 GPS RTK를 통해 예측된 오차가 각 시퀀스별로 업데이트 된다. 이때, IMU의 출력 주기는 100Hz로 구현하였으며 통합 필터의 계산 주기는 GPS RTK 출력과 동일한 5Hz로 설정하였다.

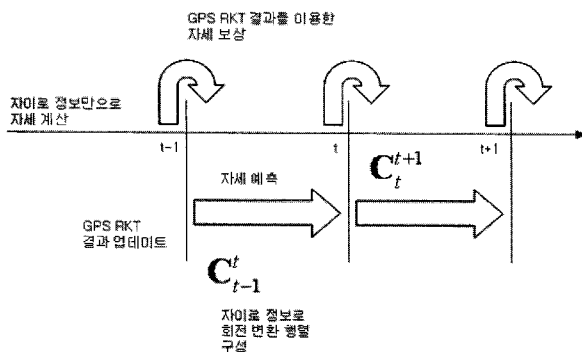


그림 8. GPS/IMU 통합 필터 구성.
Fig. 8. Structure of GPS/IMU integrated filter.

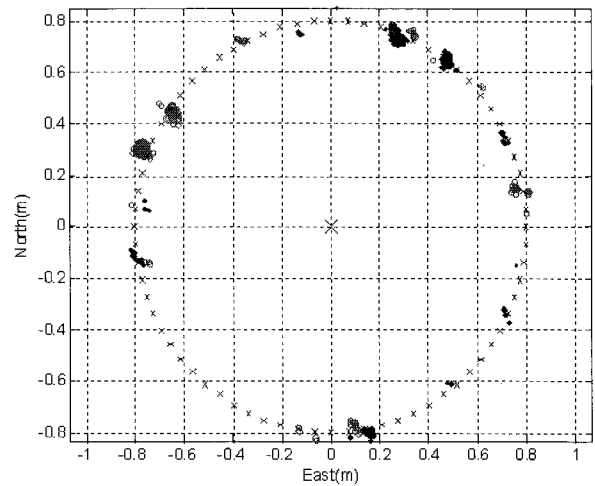


그림 9. GPS RTK를 이용한 위치 추정결과.
Fig. 9. Position estimation using GPS RTK.

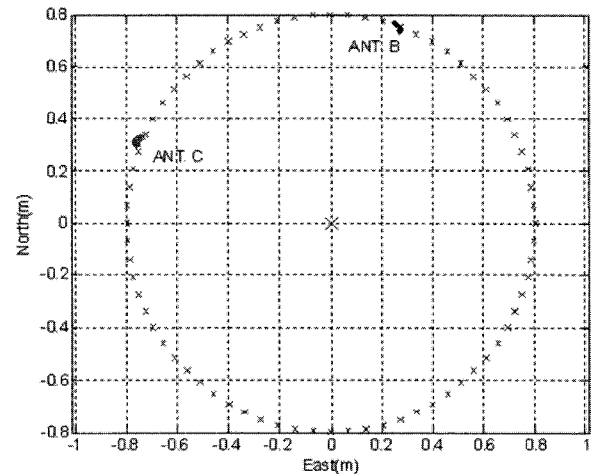


그림 10. GPS/IMU 통합 필터를 이용한 위치추정결과.
Fig. 10. Position estimation using GPS/IMU integrated filter.

앞서 개발된 GPS/IMU 통합필터로 실제 환경에서의 성능을 알기 위해 테스트를 수행하였다. 실험에 사용된 GPS 수신기는 실제 비행제어 장치에 탑재하기로 한 Superstar II 수신기이고 GPS RTK 연산 및 필터 수행을 위한 처리장치로는 TMS320F2812를 사용하였다. 안테나의 회전을 위해 스펀 테이블을 사용하였으며 안테나의 배치는 그림 4와 같다.

그림 9는 개발된 GPS/IMU 통합 필터를 사용하지 않은 상태에서의 GPS RTK 추정된 결과로 점으로 표시된 것은 안테나 B의 위치이고 원으로 표시된 것은 안테나 C의 위치이다. 중앙의 X마크는 안테나A를 나타낸다. 이 결과를 보면 잘못된 미지정수 추정으로 인해 잘못된 위치를 계산하고 있음을 알 수 있다. 반면 그림 10은 동일한 측정치에 GPS/IMU 통합 필터를 적용한 것으로 그림 9에 비해 잘못 추정된 위치를 모두 제거한 것을 확인할 수 있다.

위 결과는 저가의 GPS L1 반송파 수신기와 저급의 MEMS 관성 센서를 사용하더라도 항상 일정한 범위 이내의 오차에서 롤/피치 및 heading 정보를 제공해 줄 수 있음을 보여준다.

III. 비행 제어 장치의 H/W, S/W 개발

1. 비행 제어 장치 하드웨어 구성

정밀 위치 및 자세 정보를 실시간으로 제공하기 위해 150MHz의 처리 속도를 갖고 있는 DSP를 사용하였다. GPS는 Novatel 사의 Superstar II 수신기를 사용하였고 중앙과 양쪽 날개에 하나씩 총 3대를 설치함으로써 위치정보 추정뿐만 아니라 실시간 자세 추정이 가능하도록 하였다. IMU모듈의 선정에 있어서는 보통 고성능이며 소형인 상용 IMU모듈을 사용하지만 본 연구에서는 개발 목적에 맞추어 저가인 MEMS급 소형 자이로 센서와 3축 가속도계 센서를 이용하여 IMU 모듈을 자체 제작하여 사용하였다. 그리고 시스템 구성은 하드웨어 서로의 특성을 고려하여 배치하였고 간섭을 최소화 시키기 위해 노력하였다.

표 1은 하드웨어 제작에 사용된 주요 장비들을 보여주고 있고 그림 11은 프로토타입을 이용한 하드웨어 테스트를 거친 후 구성된 최종 비행 제어장치의 내부 구성과 외부 모습을 보여 주고 있다.

2. 비행 제어 장치 소프트웨어 구성

비행 제어 소프트웨어는 항법 연산을 통해 위치, 속도, 자세 등의 항법 정보를 얻고 이러한 정보를 바탕으로 비행체를 원하는 상태로 제어하도록 도와주는 역할을 한다. 더욱이 이러한 일련의 과정들이 실시간으로 수행되어야 하므로 개발 시 적절한 처리 속도와 실시간 응답성 유지를 고려하였다.

개발된 소프트웨어 구성은 크게 두 가지로 다양한 외부 장치를 소프트웨어적으로 처리해 부품의 수를 줄여주는 외부 인터페이스 소프트웨어와 비행제어에 필요한 위치, 속도 그리고 자세 정보 등을 제공해주는 항법 필터 소프트웨어로 나눌 수 있다. 전체 소프트웨어는 항법 모듈, 작동기 제어 모듈, 통신 모듈, 제어기 모듈 등으로 구성되며 응답성 요구에 따라 인터럽트, 주기 함수, 태스크 등을 사용하고 각각의 우선순위를 결정하여 사용한다. 그림 12는 전체 소프트웨어 모듈의 구성을 나타낸 것이다.

표 1. 하드웨어 세부사항.

Table 1. Hardware specification.

| | |
|-------|---------------------------------|
| 주처리장치 | Texas Instruments사의 TMS320F2812 |
| 자이로 | Analog Device사의 ADXRS 300 |
| 가속도계 | Freescale사의 MMA7260Q |
| GPS | Novatel사의 SUPERSTAR II |
| 메모리 | Atmel사의 AT45DB642 |

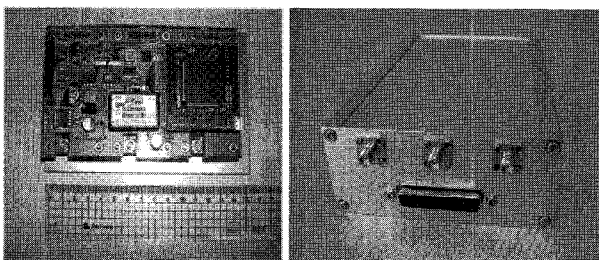


그림 11. 개발된 비행 제어 시스템의 내부와 외형.

Fig. 11. Inside and outside of flight control system.

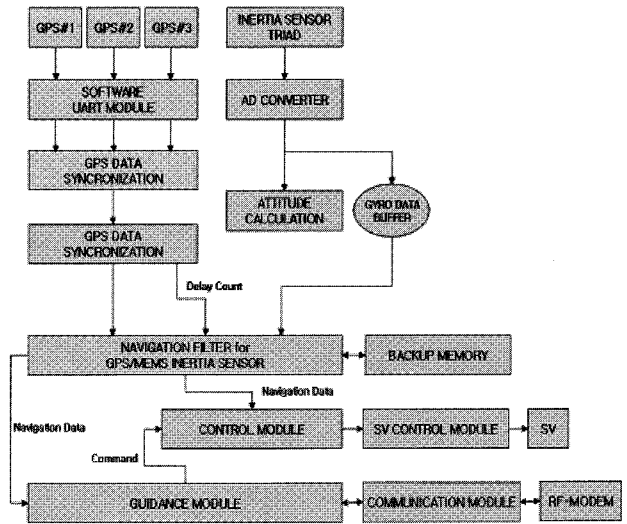


그림 12. 비행 제어 소프트웨어 구성.

Fig. 12. Structure of flight control software.

IV. Hardware In the Loop Simulation 을 이용한 시스템 성능 테스트

HILSIM은 시뮬레이션 루프 안에 하드웨어가 첨가되어 시뮬레이션 되는 시스템을 의미한다. 즉, 시스템에서의 수학적 모델을 실제 시스템으로 대체하여 시뮬레이션 하는 것으로 본 연구에서는 무인항공기의 작동 안정성 시험을 위해서 실제 개발한 무인항공기와 비슷한 동역학 모델과 자동 제어기 그리고 저가의 IMU등을 평가하고, 비행 중 생길 수 있는 돌발 상황에 대한 각종 비행환경 실험 등을 위하여 HILSIM을 이용하였다.

전체 HILSIM의 구성은 조종 입력을 실시간으로 입력하기 위한 입력부, 입력 받은 조종 입력으로 기체의 움직임을 시뮬레이션 하는 실시간 모션 제너레이터(Motion Generator), 모션 제너레이터에서 생성된 위치 및 자세 정보를 기반으로 관성센서 및 GPS등의 측정치를 생성해 내는 측정 정보 생성 모듈 그리고 대상 모듈과 통신을 위한 인터페이스 모듈로 구성된다. 다음 그림 13은 위에서 언급한 각각의 세부 모듈을 이용하여 구성된 전체 HILSIM을 나타낸다. 각각의 세부 모듈은 다양한 형태의 비행 제어 시스템에 맞도록 변형이 가능하며 이더넷으로 연결된 외부 장치에서 시뮬레이션 상황에 대한 모니터링이 가능하다.

Simulator

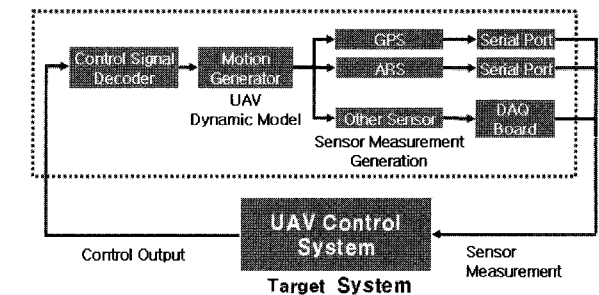


그림 13. HILSIM의 세부 구성.

Fig. 13. Structure of HILSIM.

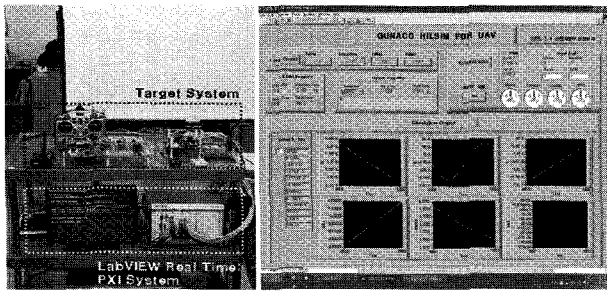


그림 14. 구성된 HILSIM과 컨트롤 패널.
Fig. 14. HILSIM organization and its control panel.

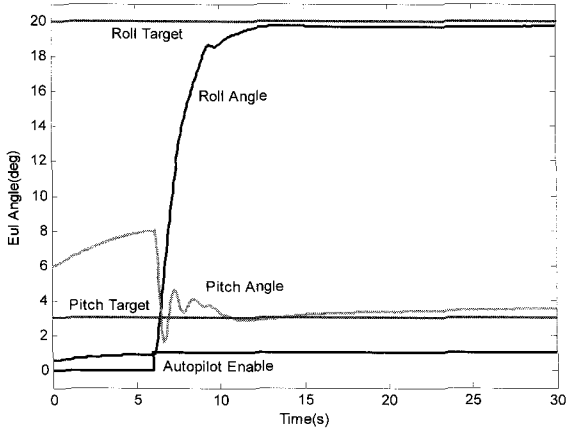


그림 15. 롤과 피치 명령에 따른 기체 응답(페루프 시뮬레이션).
Fig. 15. Aircraft response for roll/pitch command.

HILSIM의 사용에 있어 연산속도, 인터페이스 지원, 모듈간의 시각동기 그리고 편의성 등을 고려하여 NI사의 PXI 리얼타임 컨트롤러와 LabVIEW를 이용하였다. 그림 14는 구성된 HILSIM과 전체 시뮬레이션 제어를 위한 컨트롤 패널을 보여준다.

그림 15는 위의 구성된 시스템에서 롤과 피치를 각각 20도와 3도로 명령을 주고 자동조종비행을 작동시켰을 때 시스템 반응을 나타낸 것으로 롤과 피치가 명령에 따라 알맞게 추정해 가는 모습을 볼 수 있다.

V. 지상 실험 및 비행 테스트를 통한 시스템 성능 테스트

이번 연구를 통해 개발된 시스템의 성능 점검을 위해 크게 세가지 항목에 대해 테스트를 수행하였다. 첫째는 항법 정보 획득을 위해 가장 기본이 되는 정보인 관성 센서의 성능 테스트로써 목표 성능에 만족하는지에 대해 테스트를 수행하였다. 목표 성능은 관성 센서에서 매우 좋은 성능을 갖춘 미국의 Honeywell사의 Crossbow와 국내 수준을 고려하여 Crossbow에는 미치지 못하지만 현 국내 수준보다 뛰어난 성능을 갖추도록 목표를 정하였다. 둘째, GPS/IMU 통합 항법 필터에서 중요한 성능 제한 요소가 되는 IMU 시스템에 대한 단독 성능 비교 시험을 수행하였다. 마지막으로 설계한 GPS/IMU 통합 항법 필터에 대해 실시간 적용 가능성을 시험하였다. 이를 위해 통합 필터를 탑재한 실제 비행시험을 수행하고 측정된 데이터를 분석함으로써 제작한 통합 필터

표 2. 연구 목표 대비 개발 시스템의 성능사양.

Table 2. Results of sensor test.

| 평가항목 | 연구 목표 | 측정된 성능 | 평가방법 |
|--------------------------------------|-------|-----------------------------------|--|
| Heading Accuracy (static) (deg) | ±3 | 표준편차(1σ) : 0.1265 바이어스: 0.4 | ±180 deg 이내의 정적입력에 대하여 오차 측정 |
| Heading Accuracy (dynamic) (deg) | ±6 | 최대 오차: 1.5 | ±90 deg/sec 크기로 1초 이내의 계단 가속도입력에 대하여 오차 측정 |
| Roll/Pitch Accuracy (static) (deg) | ±3 | 표준편차(1σ) : 0.2164 바이어스: 1.1327 | ±180 deg 이내의 정적입력에 대하여 오차 측정 |
| Roll/Pitch Accuracy (dynamic) (deg) | ±10 | 최대오차: 1.6 | ±90 deg/sec 크기로 1초 이내의 계단 각속도입력에 대하여 오차 측정 |
| Maximum Pitch control rate (deg/sec) | ±90 | ±90 이상 만족 | 정상상태 비행시 1초 동안에 가할 수 있는 최대입력 측정 |
| Maximum Roll control rate (deg/sec) | ±90 | ±90 이상 만족 | 정상상태 비행시 1초 동안에 가할 수 있는 최대입력 측정 |

표 3. 성능 분석에 사용된 기준 센서 사양.

Table 3. Specification of the reference sensor.

| Yaw | 최대 각속도 입력 | ±300deg/s |
|------------|-----------|------------|
| | 범위 | ±180deg |
| | 해상도 | < 0.05deg |
| | 드리프트 | < 70deg/hr |
| Roll/Pitch | 최대 각속도 입력 | ±300deg/s |
| | 범위 | ±90deg |
| | 해상도 | < 0.05deg |
| | 동적 오차 | 4deg |

시스템이 일정한 상태의 비행 상태를 유지하며 정확히 작동하는 지를 확인하였다.

첫 번째 항목에 대해 관성 센서가 얼마나 목표로 한 성능에 근접하였는지를 보이기 위해 다음과 같은 항목으로 나누어 실험을 수행하였고 결과적으로 얻게 된 관성 센서 성능을 표 2에 정리하였다. 이것은 실험에 사용된 센서가 연구 개발 시 목표로 했던 센서 요구사항을 잘 만족하는 것을 확인할 수 있다.

다음 항목으로 제작한 IMU 시스템의 단독 성능 분석을 위해 기준센서 비교시험을 수행하였다. 기준센서를 이용한 성

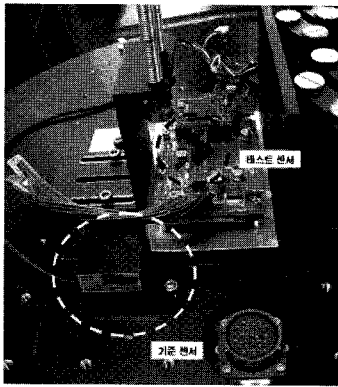


그림 16. 기준 센서와 테스트 센서의 설치.
Fig. 16. Mounted reference sensor and test sensor on rate table.

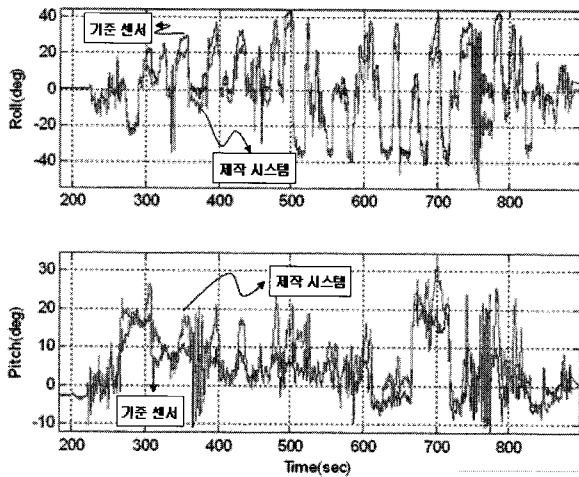


그림 17. 기준 센서 측정치와 제작된 IMU 테스트 센서 측정 결과.
Fig. 17. Estimation result comparison between reference sensor and implemented IMU test sensor.

능분석에서는 레이트 테이블에 자세 측정 기준센서와 개발된 IMU를 동시에 설치하여 동적 성능을 비교하였다. 성능 분석에 쓰인 센서의 사양은 표 3과 같으며 그림 16은 센서들이 설치된 모습을 보여준다.

그림 17의 자세 추정 결과를 비교해 보면 대부분의 구간에서 기준 센서의 데이터와 제작 시스템 필터에 의한 결과가 잘 일치하고 있다는 것을 볼 수 있다. 그러나 급격한 기동을 하는 구간에서는 두 센서의 측정치가 달라지고 있음을 확인할 수 있다. 이는 자세 측정 정보에서 가속도계 측정 정보를 이용한 보상을 수행하기 때문이다. 따라서 오차를 극대화하기 위해 고의적으로 기동을 수행한 부분에서 가속도 오차 성분으로 인해 전체 필터 결과의 상대적인 오차가 커짐을 확인할 수 있었다. 결론적으로 제작된 IMU 시스템은 급격한 기동부를 제외한 제작 시스템의 자세 오차는 수 deg 이하의 값으로 유지됨을 확인할 수 있었다.

최종적으로 실시간 제어를 통한 비행 상태 유지 측면을 알아보기 위해 실제 시상 실험을 수행하였다. 이것은 이번 개발된 비행 제어 장치의 최종적인 목표로 이런 테스트를 수행하는 이유는 오차 분석에 절대적인 기준을 사용하기 어려운

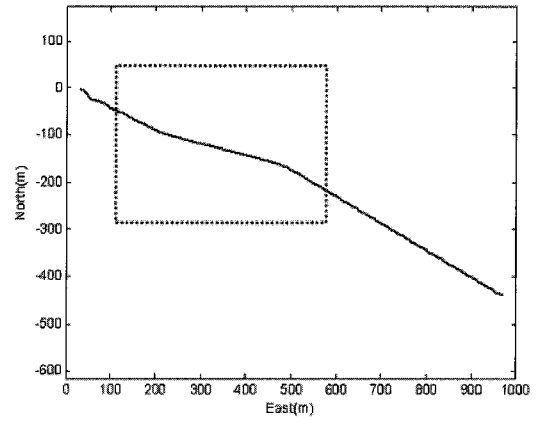


그림 18. 비행 궤적.
Fig. 18. Flight trajectory.

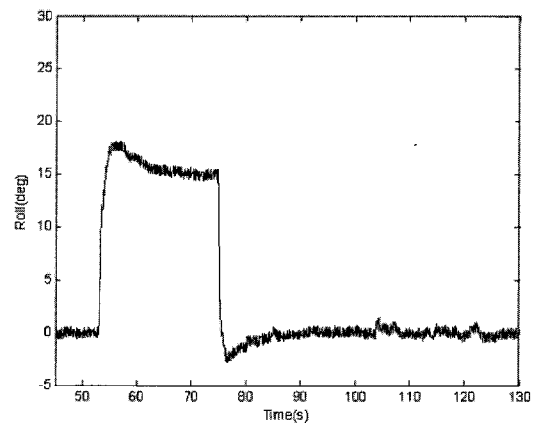


그림 19. 롤 추정 결과.
Fig. 19. Roll estimation result.

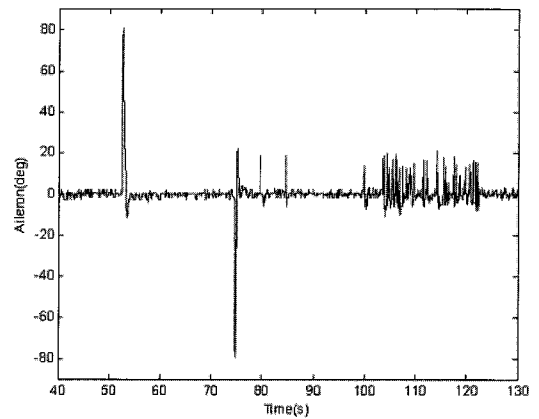


그림 20. 에일러론의 변위.
Fig. 20. Aileron displacement.

비행체에서는 이런 평가 방법이 비행 제어 장치가 적절히 작동하는지를 알아보기 위한 가장 쉬운 방법이기 때문이다.

우선 롤 고정 제어의 성능 분석을 위해 수평 비행 도중 임의의 롤 입력을 주어 정확히 추정하는지 점검해 보았다. 정속 수평비행 상태에서 롤 목표치를 15도로 설정하였으며 약 20초 후 다시 수평 비행 상태로 복귀하였다. 이때의 비행 궤적은 그림 18과 같다. 점선으로 표시된 부분이 그림 19, 20의

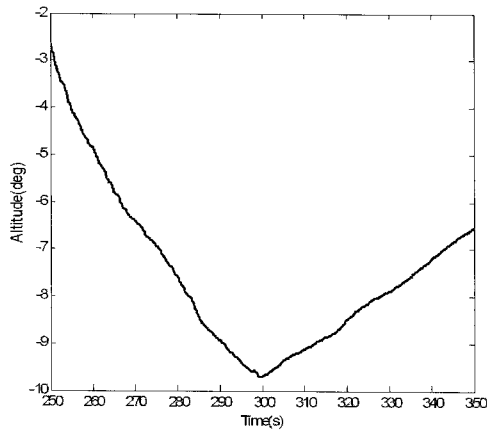


그림 21. 비행 궤적.

Fig. 21. Flight trajectory.

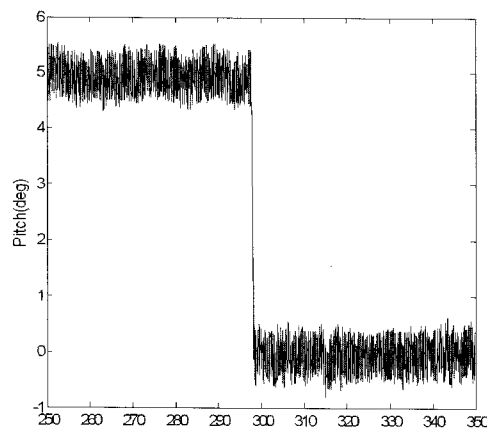


그림 22. 피치 추정 결과.

Fig. 22. Pitch estimation result.

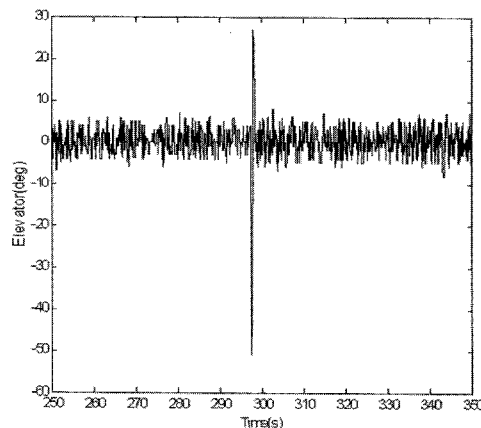


그림 23. 엘리베이터 변위.

Fig. 23. Elevator displacement.

데이터가 수집된 부분이다. 다음은 피치 고정 제어로 이것을 롤 고정 제어와 비슷하나 비행 상태 유지와 매우 밀접한 관계가 있기 때문에 임의의 목표 값으로 설정하기 어려운 면이 있다. 이 때문에 피치 고정 제어는 초기에 일정한 피치를 갖게 한 다음 다시 수평 비행 상태로 돌아오는지를 점검하였다. 초기 피치는 5도로 설정하였고 이후 0도로 다시 복귀하도록 설정하였다. 이때의 고도 변화는 그림 21과 같다.

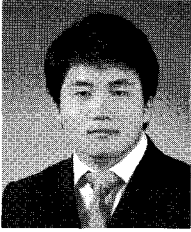
위의 결과에서 볼 때 롤과 피치 고정 제어가 입력된 명령을 적절히 추종하고 있으며 설계 요구사항 상의 오버 슈트 등의 조건을 만족시키는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 개발된 항법 시스템은 UAV 등 비행체의 비행 상태를 적절한 환경하에서 안정적으로 유지시킬 수 있음을 확인하였다.

VI. 결론

본 논문에서는 저가의 무인비행기 비행 제어 시스템을 목적으로 소형의 하드웨어와 소프트웨어를 개발하였다. 또 GPS 반송파 미지정수 결정 알고리즘 개발하여 기존의 위치 결정보다 향상된 실시간 3차원 정밀 자세 결정 시스템을 개발하였고 실시간 GPS/IMU 통합 항법 시스템을 개발하였고 HILSIM을 통해 개발된 알고리즘 점검을 수행하여 내려진 명령에 따라 수행하는 것을 확인할 수 있었다. 마지막으로 개발된 사항들을 바탕으로 실제 비행 테스트를 수행하여 기존에 목표로 했던 요구사항들을 만족하고 원하는 비행 제어 장치가 구현되었는지를 확인하였다. 앞으로 필터 최적화를 통해 연산량 감소와 태스크 간 우선순위를 재검점함으로써 코드를 최적화하고 장시간의 실험을 수행하여 확보한 비행 데이터를 토대로 비행 안정성, 신뢰성을 향상시킬 것이다. 더 나아가 강한 진동이 가해지는 환경에서 실험을 수행함으로써 개발된 항법 필터의 성능을 개선하고 고기동과 저온/고온 상황에서의 센서 작동 실험을 통해 자세제어 시스템의 정확도를 향상시킬 것이다.

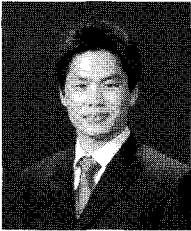
참고문헌

- [1] 원유두, GPS 반송파 위상의 미지정수 실시간 검색 기법, 건국대 석사학위논문, 1998.
- [2] 장원혁, GPS 반송파 자세 결정시 오류검출 알고리즘과 기저선 정보를 이용한 미지정수 결정 성능 향상, 건국대 석사학위논문, 2002.
- [3] D. H. Kim and Richard B. Langley, "GPS ambiguity resolution and validation: Methodologies, trends and issues" *The 7th GNSS Workshop Proceedings*, pp. 213-221, 2000.
- [4] J. D. Wolfe, "Hypothesis testing for resolving integer ambiguity in GPS" Ph.D. Thesis, University of California, Los Angeles, 2000.
- [5] G. Lu, "Development of a GPS multi-antenna system for attitude determination," Dept. of Geomatics Engineering, Ph.D. Thesis, University of Calgary, 1995.
- [6] J. Wang, T. Tsujii, C. Rizos, L. Dai, and M. Moore, "Integrating GPS and pseudolite signals for position and attitude determination: Theoretical analysis and experiment results," *13th of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation*, Salt Lake City, Utah, 19-22 Sep. 2000, pp. 2252-2262.
- [7] 박찬식, GPS 반송파 위상을 이용한 위치결정, 서울대학교 제어계측공학과 박사학위논문, 1997.
- [8] 조성운, INS/GPS 결합 시스템의 시각 동기, 석사학위논문, 광운대학교 제어계측 공학과, 2000.
- [9] 건국대학교 항공우주공학과 유도항법제어 연구실, 스마트 무인기 1단계 최종 보고서: 실시간 정밀 항법 기술 개발, 2005.



구 원 모

2007년 건국대학교 기계항공공학부 졸업. 2007년~현재 동 대학원 항공우주정보시스템공학과 석사과정 재학중. 관심분야는 GPS, 무인항공기 제어 시스템.



원 대 회

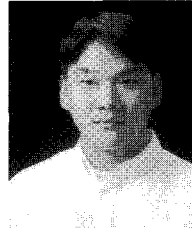
2006년 건국대학교 기계항공공학부 졸업. 2008년 동 대학원 항공우주정보시스템공학과 석사 졸업. 2008년 3월~현재 동 대학원 박사과정 재학 중. 관심분야는 무인항공기, HILSIM, 비전센서.



이 영 재

1982년 서울대학교 항공공학과 학사 졸업. 1985년 동 대학원 석사 졸업. 1990년 미국 The Univ. of Texas at Austin 항공우주공학 박사. 1996년~현재 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 교수. 관심분야는 GPS를 이용한 정밀 위치 결정,

기타 GPS응용.



천 세 범

2000년 건국대학교 항공우주공학과 졸업. 2002년 동 대학원 항공우주공학과 석사 졸업. 2008년 동 대학원 항공우주공학박사. 2008년 3월~현재 (주)마이크로인피니티 책임연구원. 관심분야는 GPS, INS, 비전센서, 센서 퓨전.



강 태 삼

1986년 서울대학교 제어계측공학과 졸업. 1988년 동 대학원 석사 졸업. 1992년 동 대학원 제어계측 공학박사. 2001년 9월~현재 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 교수, 관심분야는 MEMS 센서, 자동비행, 전자제어시스템.



성 상 경

1996년 서울대학교 전기공학부 졸업. 1998년 동 대학원 전기공학부 석사 졸업. 2003년 동 대학원 전기컴퓨터공학부 박사. 2007년 3월~현재 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 조교수. 관심분야는 Avionics 센서, 통신 및 제어 시스템 하드웨어.

템 하드웨어.