

자세측정용 GPS/INS 통합시스템 구성 및 비행 시험

An Attitude Determination GPS and INS Integration Scheme: Design and Flight Experiment

김정원*, 황동환**, 이상정***, 박찬식****, 오상현+, 김세환++, 안이기+++, 이장호++++

Jeong Won Kim*, Dong-Hwan Hwang**, Sang Jeong Lee***, Chansik Park****, Sang Heon Oh+,
Se Hwan Kim++, Lee-Ki Ahn+++, Jang-Ho Lee++++

요 약

본 논문에서는 무인기용으로 개발된 자세측정용 GPS/INS 통합 항법 시스템의 설계 개념을 제안하고 비행 실험을 통한 성능 평가 결과를 제시한다. 제안하는 시스템은 무인 항공기 자동 비행 시스템의 일부분으로 설계되었고 자세측정용 GPS 수신기, 항법 컴퓨터, 상용의 IMU(Inertial Measurement Unit)로 이루어져 있다. 제안된 항법 시스템은 소형 저가의 구현이 가능하면서도 무인 항공기의 안정된 비행 제어를 위해 요구되는 정확도를 가지는 자세 정보를 제공 할 수 있다. 제안된 시스템을 검증하기 위한 통합 항법 하드웨어와 소프트웨어를 개발하였다. 비행 실험을 통하여 성능 평가를 수행하였다. 비행 실험 결과 개발된 항법 시스템은 GPS 또는 INS 단독보다 정확한 위치, 속도, 자세 정보를 제공하는 것을 확인 할 수 있었고 특히 자세 결과는 기준 자세 시스템과 비교를 통하여 정확도를 확인 할 수 있었다.

Abstract

This paper proposes an attitude determination GPS/INS integrated system scheme for a UAV and presents experimental flight test results. The proposed system is designed as a part of an autopilot system and comprises a GPS attitude determination receiver, an off-the-shelf inertial measurement unit (IMU), and a navigation computer unit (NCU). UAV requires accurate attitude information for stable automatic flight control. The proposed system can provide accurate attitude information for the flight control computer (FCC) so that stable automatic flight control can be achieved. In order to verify the performance of the proposed scheme, an integrated navigation system has been developed. In order to evaluate the developed navigation system, the flight test has been performed. In the flight test, the developed system was shown to provide the position, the velocity and the attitude satisfactorily enough for stable flight control. The accuracy of the attitude information of the developed system was confirmed by comparing attitude of vertical gyro.

Key words : Navigation system, Attitude determination GPS/INS Integration, Flight test.

*충남대학교 전자공학과, **충남대학교 전기정보통신공학부, ***충남대학교 전기정보통신공학부,
****충북대학교 전기전자컴퓨터공학부, +(주) 네비콤, ++ (주) 네비콤, +++ 한국항공우주연구원, ++++한국항공우주연구원

· 논문번호 : 2004-2-4

· 접수일자 : 2004년 11월 10일

I. 서 론

최근에 무인기에 대한 연구 및 개발이 활발히 진행되고 있다. 군사용 목적으로 연구되기 시작된 무인기는 요즘에 민간 분야로까지 적용이 점차 확대되고 있다. 무인기는 정찰, 표적 자동 공격, 훈련용 표적기, 기만기 등의 군사적 운용 외에도 산불 감시, 기상 관측, 도로 감시등 민간 분야에서도 여러 가지 활용이 가능하다[1]. 무인기는 성공적인 임무 수행을 위해서 다양한 장비를 필요로 하고 여러 가지 요구조건을 만족해야 한다. 무인기에는 일반적으로 자동 비행 제어를 위한 비행 제어 컴퓨터와 지상국과 통신을 위한 통신 시스템 그리고 비행 상태를 측정하기 위한 항법 시스템이 필요하다. 그 중에 무인기의 안정적인 비행 제어를 위해서는 정확한 항법 정보를 제공하는 항법 시스템이 요구된다.

현대의 대표적인 항법 시스템은 GPS(Global Positioning System)와 INS(Inertial Navigation System)가 있다. GPS와 INS는 각각 여러 가지 장점을 가지고 있지만 단독으로 사용하기에는 문제를 가지고 있다. GPS는 오차가 일정한 범위 내에 있지만 환경에 영향을 많이 받고 기동이 빠른 항체에는 적합하지 않고 무엇보다도 단일 안테나 GPS 수신기는 위치와 속도만을 제공한다. INS는 위치, 속도, 자세정보를 외부의 영향을 받지 않고 빠르게 제공하지만 오차가 누적되어 발산하는 문제가 있다[2]. 두 시스템의 약점을 보완하기 위한 방법으로 GPS/INS 통합 시스템이 연구되었다. GPS/INS 통합 시스템은 연속적으로 적은 오차의 항법 정보를 제공하므로 무인 항공기에 적용할 수도 있다. 무인기에 정착될 장비는 소형, 저 중량의 특징을 요구한다. 추가적으로 저가로 구현이 가능한 시스템을 필요로 한다. 이러한 요구를 모두 만족시키기에 가장 적당한 시스템은 MEMS(Micro Electro Mechanical System)형 IMU(Inertial Measurement Unit)기반의 항법 시스템이다. MEMS 관성 센서 기반 GPS/INS 통합 시스템은 소형, 저 중량, 저가 요구를 만족시키지만 센서 성능의 저하로 인하여 초기 자세 결정 및 GPS신호 단절시 INS 단독 항법에 오차가 증가하는 문제가 있다.

본 논문에서는 무인기용 항법 시스템으로 저급 MEMS형 IMU를 사용한 자세 측정용 GPS/INS 통합 시스템을 제안한다. 단일 안테나 GPS수신기에 비해 다중 안테나를 사용한 자세 측정용 GPS 수신기를 사용한 통합 시스템은 초기 자세 결정과 항법 성능의 향상을 가져온다. 제안한 시스템의 알고리즘, 하드웨어 및 소프트웨어 설계 개념에 대하여 제안하고 제안된 유인 항공기를 이용한 비행 실험 수행 결과를 바탕으로 성능을 평가한다.

II. 통합 항법 시스템 설계

2-1 통합 알고리즘 설계

자세 측정용 GPS/INS 통합 시스템의 통합 항법 알고리즘은 크게 초기 정렬, 순수 항법, 통합 칼만 필터로 구성된다. 초기 정렬은 항법 좌표계에 대한 항체의 초기 자세를 결정하는 부분으로서 보통 자이로컴파스 루프를 사용한 자체 정렬이 주로 사용된다[2][3]. 그러나 저급의 MEMS IMU를 사용할 경우, 지구의 자전 각속도를 측정할 수 없기 때문에 정확한 정렬을 수행 할 수 없다[3]. 이 경우에는 자세 측정용 GPS 수신기에서 제공하는 자세 정보를 이용하여 초기화를 수행한다. 순수항법은 그림 1에서 나타낸 바와 같은 순수항법 메커니즘을 통해 자세, 속도, 위치 등을 계산한다[3].

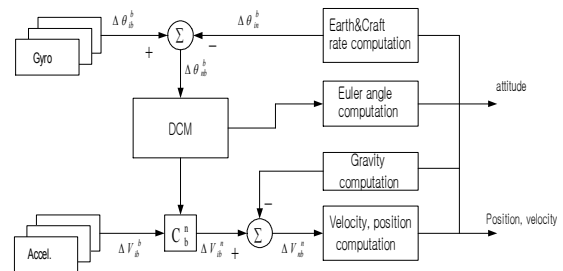


그림 1. 순수 항법 구조

Fig. 1. Pure navigation mechanism

통합 칼만 필터는 그림 2와 같이 간접 피드백 구조를 갖도록 구성하였다. 칼만 필터의 상태변수는 3차의 위치 오차, 3차의 속도 오차, 3차의 자세 오차, 3차의 자이로 바이어스 오차, 3차의 가속도 바이어스 오차의 총 15차로 구성하였다. 필터는 1초의 동작 주기를 가지며 수치적 안정성을 위해 Upper-triangular Diagonal (UD) 분해 방법을 사용하였다[2].

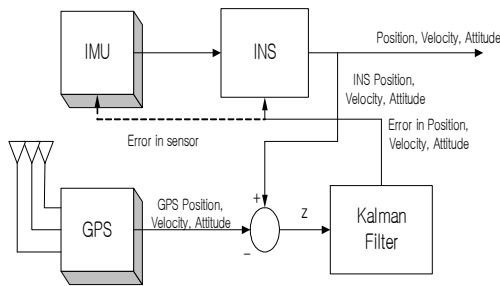


그림 2. 통합 칼만 필터 구조
Fig 2. structure of integration Kalman filter

2-2 통합 시스템 하드웨어

그림 3은 제안한 자세 측정용 GPS/INS 통합 시스템의 하드웨어 구조를 나타내고 있다. 하드웨어는 통합 항법 패키지(INP, Integrated Navigation Package)와 상용 IMU로 구성되어 있다.

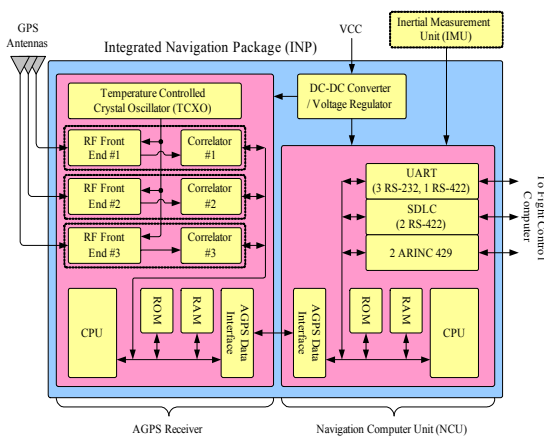


그림 3. 통합 항법 시스템 하드웨어 구조
Fig. 3. Structure of integrated navigation system hardware

INP는 자세 측정용 GPS 수신기와 항법컴퓨터를 포함한다. 자세 측정용 GPS 수신기는 실시간 자세 측정을 위한 3개의 GPS 신호처리부를 가지고 있다. RF단과 신호처리부의 상관기는 Zarlink 사의 GP2010과 GP2021 칩셋을 이용하여 설계하였다. 항법 컴퓨터는 통합알고리즘 수행과 무인항공기의 다른 시스템과의 데이터 교환을 담당하며, 중앙처리장치로는 Intel 사의 SA-1100 CPU를 사용하였다. SA-1100은 범용 RISC(Reduced Instruction Set Computer) 마이크로프로세서이며 2.1 MIPS의 높은 성능을 가지고 있다. EEPROM(Electrical Erasable Programmable Read Only Memory) 은 펌웨어의 탑재를 위해 사용되며, SRAM(Static Random Access Memory)은 실시간 데이터 저장을 위해 사용된다. SRAM은 사용하기가 쉬우며 짧은 데이터 읽기 및 쓰기 주기를 가지는 장점이 있다. 항법 컴퓨터는 UART(Universal Asynchronous Receiver Transmitter), SDLC(Synchronous Data Link Control), ARINC429(Aeronautical Radio Inc. 429)의 직렬 인터페이스를 갖도록 설계하여 다른 여러 장치와의 통신이 가능하게 하였다. 관성 센서는 상용의 MEMS형 IMU를 사용하였다. Crossbow사의 DMU-H6X 3축의 가속도와 각속도 정보를 제공하는 센서로 다른 상용의 센서보다 저가로 사용이 가능하다[7].

2-3 통합 시스템 소프트웨어

만약 항법 시스템이 항법 정보를 실시간으로 계산하지 못한다면 큰 문제가 발생 할 수도 있기 때문에 통합 시스템 소프트웨어는 실시간 동작을 보장하도록 설계 되었다. 그리고 소프트웨어를 시스템의 요구 사항에 따라 쉽게 변경하거나 수정 할 수 있는 구조를 갖도록 하였다. 본 연구에서 설계한 항법 소프트웨어는 자체 설계한 실시간 스케줄러 기반으로 설계되었다. 그림 4는 항법 소프트웨어 구조를 나타낸다.

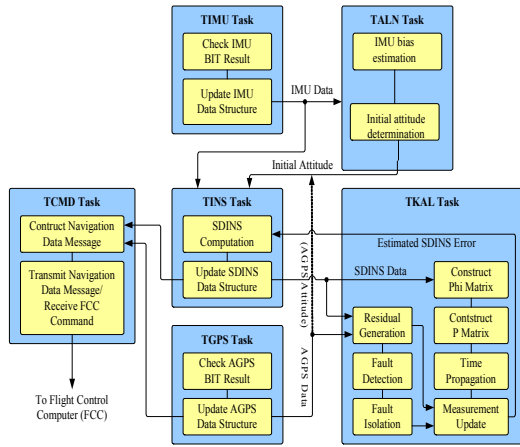


그림 4. 통합 항법 시스템 소프트웨어 구조
Fig. 4. Structure of integrated navigation system Software

항법 소프트웨어는 6개의 태스크로 구성된다. TIMU 태스크는 IMU의 데이터를 갱신하는 역할을 하고 100Hz의 동작 주기를 갖는다. TALN 태스크는 초기 자세를 결정하는 역할을 수행하고 동작 초기에 1회 수행한다. TINS태스크는 IMU데이터를 이용하여 순수 항법을 수행하는 태스크로서 동작 주기는 20Hz이다. TGPS와 TKAL 태스크는 각각 GPS데이터 갱신과 칼만 필터 태스크로서 1Hz의 동작 속도를 가지고 동기화 되어 있다. TCMD 태스크는 비행 제어 컴퓨터와의 데이터 교환을 담당하는 태스크이다[7].

III. 비행 실험

제안하고 구현한 항법 시스템의 성능 검증을 위하여 비행 실험을 수행하였다. 본 연구를 수행하면서 기본적인 성능 검증을 위하여 차량 실험 등이 수행되었지만 무인기에 사용하기 위해선 비행 환경하에서 성능 검증이 필요하다. 비행 실험은 한국 항공대학교 비행장에서 2회 수행하였다. 첫번째 실험은 원시 데이터인 의사거리, 반송파 위상 측정치, 가속도, 각속도를 수집하여 후처리를 통하여 항법 성능을 확인하였고 두 번째 실험은 실시간으로 항법을 수행하는 실험을 하였다.

3-1 비행 실험 환경 설정

그림 5는 실험 비행기인 반디호이다. 반디호는 한국항공우주연구원에서 개발한 4인승 소형항공기이다[8].



그림 5. 실험용 비행기- 반디호
Fig. 5. Flight test aircraft - 'Firefly'

표 1은 실험 비행기인 반디호의 사양을 나타낸다.

표 1. 반디호 사양

Table 1. Specification of 'Firefly'

	Description
Overall Length (m)	10.4
Max. Take-off Weight (ton)	1.2
Max. Range Cruise (km)	1,850
Cruising Speed (km/h)	280
Operating Altitude (km)	2.4

그림 6은 GPS 안테나를 설치한 모습이다. 안테나 사이의 거리, 기저선 길이는 70cm로 설정하였다. 이 길이는 자세 정확도와 비행기의 동체 길이를 고려하여 결정한 값이다.

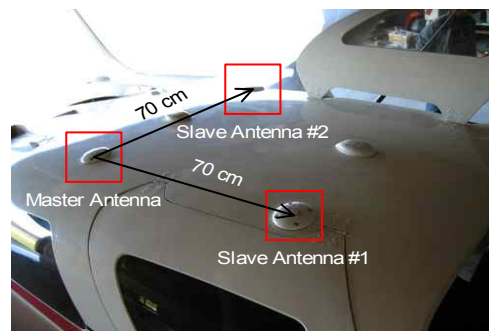


그림 6. 자세측정용 GPS 수신기 안테나
Fig 6. Antenna of attitude determination GPS receiver

그림 7과 그림 8은 각각 비행기 내부에 설치된 INP와 IMU의 모습을 보여주고 있다. 또한 비행기 내부에는 성능 평가를 위하여 자세 정보가 제공되는 상용의 Vertical gyro가 설치되었다. Vertical gyro는 Aeronetic사의 RVG-801E로서 0.5도의 정확도를 가지는 롤각과 피치각을 제공한다.

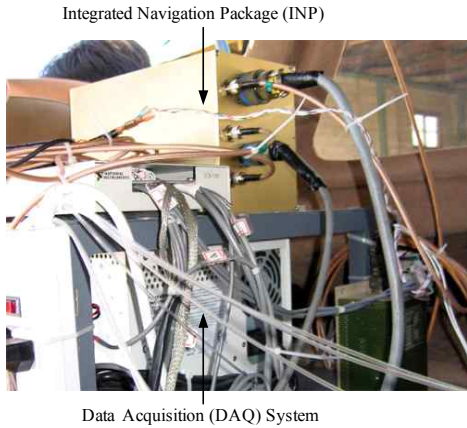


그림 7. INP와 데이터 수집 장치
Fig 7. INP and data acquisition system



그림 8. 관성 센서
Fig 8. IMU

3-2 첫 번째 비행 실험 결과

첫번째 실험은 2003년 9월 22일에 수행되었다. 총 비행 시간은 24분이고 GPS 수신기와 IMU의 원시 데이터를 수집하였다. 그림 9는 비행 궤적을 나타내는 그림으로 통합 시스템에 의해 추정된 결과이다

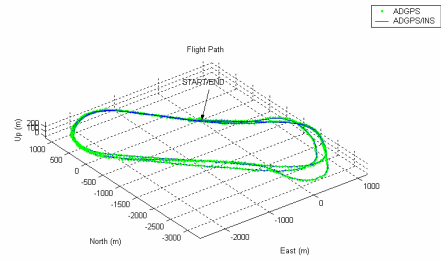


그림 9. 비행 궤적
Fig 9. Flight trajectory

그림 10은 통합 시스템의 위치 결과를 나타낸다, 자세 측정용 GPS수신기와 통합 항법 시스템은 연속적으로 항법 정보를 계산한 것을 확인 할 수 있고 통합 시스템의 경우 수신기의 위치 정보보다 작은 분산을 가지는 것을 확인하였다. 그리고 INS 단독 항법 시에 위치 오차가 3000m이상 발생하지만 통합 항법을 수행 했을 경우에는 20m이내의 위치 오차를 가지는 것을 확인 할 수 있다.

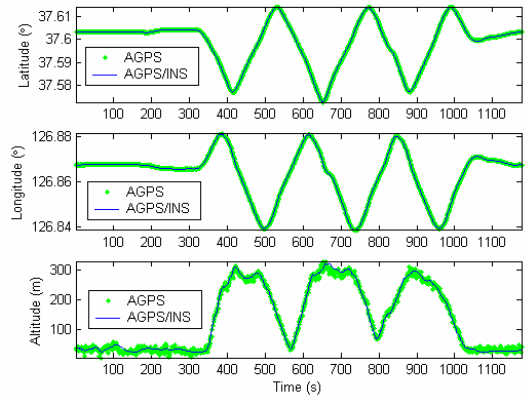


그림 10. 위치 결과
Fig 10. Result of position

그림 11은 속도 결과를 나타낸다. 속도 결과도 연속적으로 계산 되는 것을 알 수 있고 특히 GPS의 속도 정보가 큰 오차를 가지는 경우에도 통합 시스템은 안정적인 정보를 제공하는 것을 확인 할 수 있다.

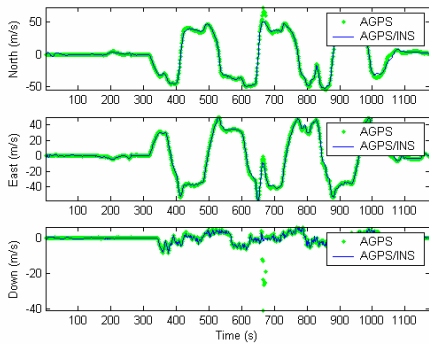


그림 11. 속도 결과

Fig 11. Result of velocity

그림 12는 자세 결과를 나타낸다. 자세측정용 GPS의 자세는 비행기의 기동 시 가시 위성수의 변화 등에 의하여 큰 오차를 가지는 경우가 발생하지만 통합 시스템의 자세는 안정적으로 자세를 제공하는 것을 확인 할 수 있다.

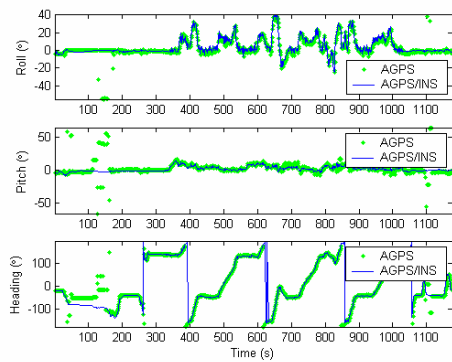


그림 12. 자세 결과

Fig 12. Result of Attitude

그림 13은 자세 정확도를 기준 시스템인 Vertical gyro와 비교한 결과를 나타낸 그림이다.

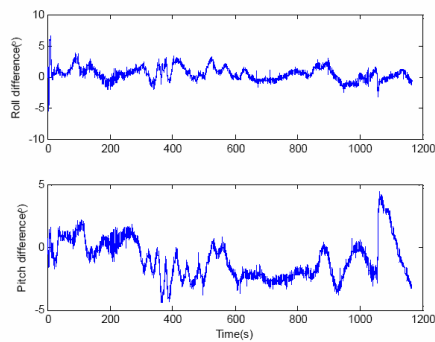


그림 13. 자세 비교 결과

Fig 13. Comparison of attitude

그림 13에서 보듯이 최대 4도 이내에서 차이를 보인 것을 확인 할 수 있고 차이의 평균과 표준 편차는 표 2와 같다.

표 2. 자세 비교 결과

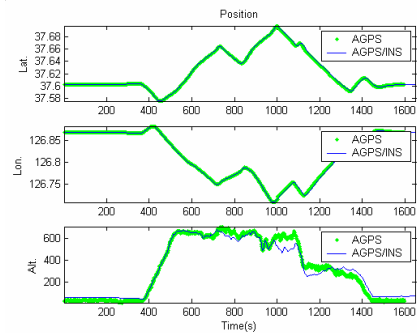
Table 2. Comparison of attitude

	Mean	STD
Roll difference(deg)	0.49	1.08
Pitch difference(deg)	-1.06	1.49

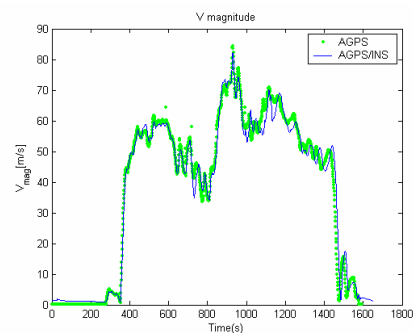
표 2에서 보듯이 제안한 시스템이 기준시스템과 비교 했을 때 1.5도 이하의 오차를 가지는 정확도를 확인 할 수 있다.

3-3 두 번째 비행 실험 결과

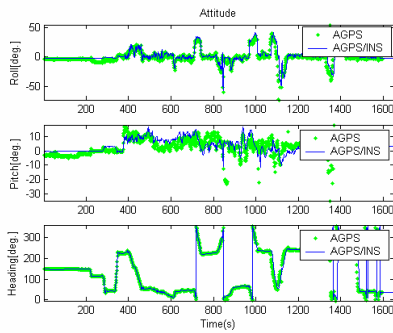
두번째 실험은 2003년 11월 29일에 수행하였다. 두번째 실험에서는 비행기의 다양한 기동을 하는 환경 하에 항법 시스템의 실시간 동작 성능을 확인하였다. 총 비행 시간은 25분이다. 그림 14는 항법 시스템의 실시간 항법 결과이다. 결과에서 보듯이 항법 시스템은 비행하는 동안 연속적으로 항법 정보를 제공하는 것을 확인하였다.



(a) 위치 결과



(b) 속도 결과



(c) 자세결과

그림 14. 실시간 항법 수행 결과

Fig 14. Result of real time navigation

두 번째 실시간 실험에서도 첫 번째 실험과 동일한 정확도의 성능을 확인 할 수 있었고 연속적인 실시간 항법 수행을 확인 할 수 있었다.

IV. 결 론

본 논문에서는 무인기용 자세 측정용 GPS/INS 통합 항법 시스템을 제안하였다. 제안한 시스템은 비행 실험을 통하여 그 성능 평가를 수행하였다. 실험 결과 통합 항법 시스템은 자세 측정용 GPS 단독 또는 INS단독으로 항법을 수행하는 것보다 정확한 항법 정보를 제공하는 것을 기준 시스템과 비교한 결과를 통하여 확인하였다.

이 결과로부터 본 연구의 저급 MEMS IMU를 사용한 통합 시스템은 무인기를 위한 항법 시스템으로 적합한 항법 정확도를 가지는 것을 확인 할 수 있었다.

참 고 문 헌

[1] Tsach S., Penn D., Levy A., 2002, "Advanced Technologies and Approaches for Next Generation UAVs," Proceedings of ICAS 2002 Congress, pp. 131.1~131.10.
 [2] Grewal, M.S., Weill, L.R., Andrews, A.P., 2001, Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration, John Wiley & Sons,

New York.

[3] Blakelock J.H., 1991, Automatic Control of Aircraft and Missiles, 2nd edition, John Wiley & Sons, New York.

[4] Evans, J. Houck, S, McNutt, G., Parkinson B., "Integration of a 40 channel GPS receiver for Automatic Control into an Unmanned Airplane," Proceeding of the ION GPS-98, pp 1173-1180, 1998.

[5] Cohen, C.E., Parkinson B. W., "Expanding the performance Envelope of GPS-based Attitude Determination," Proceeding of ION GPS-91, 1991.

[6] Wolf, R., Hein, G. W., Eissfeller, B., Loehnert, E., "An Integrated Low Cost GPS/INS Attitude Determination and Position Location System," Proceeding of the ION GPS-96, pp. 975-981, 1996.

[7] S. H. Oh, D. H. Hwang, S. J. Lee, S. H. Kim, "Initial Flight Test Result of the GPS/INS Integration System with Integrity for a UAV," Proceeding of ION GPS-03, pp 104-112, 2003.

[8] <http://www.kari.re.kr>, Korea Aerospace Research Institute (KARI), Small-sized Aircraft Study Group

김 정 원(金正沅)



2002년 2월 : 충남대학교 전자공학과(공학사)
2004년 2월 : 충남대학교 전자공학과(공학석사)
2004년 3월~현재 : 충남대학교 전자공학과 박사과정
관심분야: 임베디드 시스템, GPS/INS 통합 항법 시스템

황 동 환(黃東煥)



1985년 2월 : 서울대학교 전기공학과 (공학사)
1987년 2월 : KAIST 전기공학과(공학석사)
1991년 2월 : 동대학원(공학박사)
1996년 3월 ~ 현재 : 충남대학교 전기정보통신공학부 부교수
관심분야: INS, 추정론

이 상 정(李相禎)



1979년 2월 : 서울대학교 전자공학과 (공학사)
1981년 2월 : 동대학원 (공학석사)
1987년 2월 : 동대학원 (공학박사)
1988년 3월 ~ 현재 : 충남대학교 전기정보통신공학부 교수
관심분야: 위성 항법 시스템

박 찬 식(朴贊植)



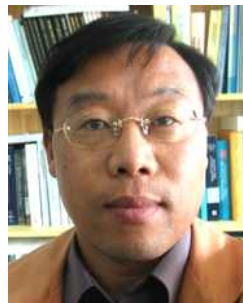
1984년 2월 : 서울대학교 제어계측 공학과 (공학사)
1986년 2월 : 동대학원(공학석사)
1997년 2월 : 동대학원(공학박사)
1997년 ~ 현재 : 충북대학교 전기전자컴퓨터공학부 부교수
관심분야: GPS, 미지정수 결정

오 상 헌(吳相憲)



1999년 2월 : 충남대학교 전자공학과 (학사)
2001년 2월 : 동대학원(공학석사)
2004년 2월 : 동대학원 박사과정 수료
2004 ~ 현재 : (주)네비콤 근무 (특수사업 분야 전임연구원)
관심분야: 임베디드 시스템, GPS/INS 통합 항법 시스템

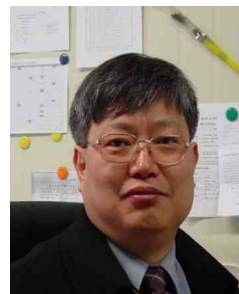
김 세 환(金世煥)



1984년 2월 : 충남대학교 전자공학과 (학사)
1997년 2월 : 충남대학교 전자공학과(공학석사)
2001년 3월 ~ 현재 : 충남대학교 전자공학과 박사 과정 수료
1984년 3월 ~ 2000년 9월 : 국방과학연구소 근무

2000.10 ~ 현재 : (주)네비콤 근무특수사업 분야 그룹장
관심분야:GNSS 기술 및 복합항법기술의 특수사업응용
안 이 기(安利基)

1981년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)



1983년 2월 : KAIST 항공우주공학과(공학석사)
1995년 2월 : KAIST 항공우주공학과(공학박사)
1996년 1월~현재 : 한국항공우주연구원 항법제어그룹 책임연구원 그룹장
관심분야 : 무인항공기 자동제

어시스템, 센서 연구
이 장 호(李章鎬)



2001년 2월:한국항공대학교 항공기계공학과(공학사)
2003년 2월: 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)
2003년 3월~현재:한국항공우주연구원 항법제어그룹 연구원
관심분야 : 비행제어 및 시뮬레이션, 고장진단