무인 비행체용 저가의 ADGPS/INS 통합 항법 시스템

Design of a Low-Cost Attitude Determination GPS/INS Integrated Navigation System for a UAV (Unmanned Aerial Vehicle)

오 상 헌, 황 동 환*, 이 상 정, 박 찬 식
(Sang Heon Oh, Dong-Hwan Hwang, Sang Jeong Lee, and Chansik Park)

Abstract : An unmanned aerial vehicle (UAV) is an aircraft controlled by remote commands from ground station and/or pre-programmed onboard autopilot system. A navigation system in the UAV provides a navigation data for a flight control computer (FCC). The FCC requires accurate and reliable position, velocity and attitude information for guidance and control. This paper proposes an ADGPS/INS integrated navigation system for a UAV. The proposed navigation system comprises an attitude determination GPS (ADGPS) receiver, a navigation computer unit, and a low-cost commercial MEMS inertial measurement unit (IMU). The navigation algorithm contains a fault detection and isolation (FDI) function for integrity. In order to evaluate the performance of the proposed navigation system, two flight tests were preformed using a small aircraft. The first flight test was carried out to confirm fundamental operation of the proposed navigation system and to check the effectiveness of the FDI algorithm. In the second flight test, the navigation performance and the benefit of the GPS attitude information were checked in a high dynamic environment. The flight test results show that the proposed ADGPS/INS integrated navigation system gives a reliable performance even when anomalous GPS data is provided and better navigation performance than a conventional GPS/INS integration unit.

Keywords : INS, attitude determination GPS receiver, MEMS IMU, FDI, UAV

I. 서론

무인 비행체(unmanned aerial vehicle)란 조종사가 직접 탑승하지 않고 원거리에서 무선으로 원격 조종하거나 사전에 입력된 프로그램에 따라 자율 비행이 가능한 항공기를 말한다[1]. 무인 비행체의 개념은 제 1차 세계대전 때 형성되었으며 실제 사용되기 시작한 것은 1950년대 말 부터이다. 이후 군사적, 상업적 중요성으로 인하여 세계 각국에서 개발이 시작되었으며, 최근에는 각종 전쟁에서 무인 비행체의 활약이 보고되고 있다. 무인 비행체는 군사적으로 정찰 및 감시(reconnaissance and surveillance), 표적 획득(target acquisition), 표적 지시(target designation), 통신 중계(communication relay) 등에 사용되며 민간에서는 지상 사진 촬영(ground picturing), 기상 관측(meteorological observation), 산림 및 산불 감시(forest guard and firefighting), 해안 감시(coast guard), 범죄 추적(criminal tracking), 기상 자료 수집(collection of atmospheric phenomena) 등에 사용된다[2]. 이러한 추세에 부응하여 우리 나라에서도 한국항공우주연구원(KARI)과 국방과학연구소(ADD)등을 중심으로 무인 비행체 시스템의 개발을 위한 연구를 진행하고 있다[3,4].

무인 비행체의 구성은 운용 목적에 따라 약간씩 다를 수는 있으나 일반적으로 기체(airframe), 항법 시스템(navigation system), 자동 조종 시스템(autopilot system), 전자 광학 장비(electro-optical system), 자료 송수신 장비(data link system), 지상 제어국(ground control station), 발사 및 회수 장비(lunch and recovery system) 등으로 이루어진다[1]. 무인 비행체에서 항법 시스템은 비행 제어 컴퓨터에 항법 정보를 제공하는 역할을 한다. 비행 제어 컴퓨터는 제공 받은 자세 정보로부터 제어 신호를 생성하고 조종면(control surface)을 구동하여 안정적인 비행을 수행할 수 있도록 한다. 또한 항법 시스템은 시간에 따라 변하는 무인 비행체의 위치 정보를 제공하여 자동 비행 컴퓨터가 임무에서 지정한 경로로 무인 비행체를 유도하는 기능을 수행하도록 한다. 이처럼 비행 제어 컴퓨터는 항법 시스템에서 제공하는 항법 정보를 이용하여 무인 비행체의 유도 및 조종을 수행하므로 신뢰할 수 있는 무인 비행체의 운용을 위해서는 정확한 항법 정보의 제공이 매우 중요하다. 뿐만 아니라 무인 비행체에 탑재된 전자 광학 장비로부터 획득한 자료의 분석시에도 항법 시스템은 매우 중요한 역할을 한다[1,7].

현재 무인 비행체의 개발 추세 중 하나는 운용 시스템의 자율화이다. 즉, 무인 항공기 시스템을 구성하는 주요한 요소인 지상 운용 요원에 대한 업무를 경감하고자하는 것이 자율화의 가장 큰 목적이다. 특히 자율화가 시급히 요구되는 분야는 자동 이착륙 분야로 알려져 있다. 현재 활주로에서 이착륙하는 대부분의 무인 비행체는 이착륙시 조종을 위한 외부 조종사를 필요로 하며 이러한 외부 조종사의 양성은 유인 항공기 조종사에 버금가는 교육 훈련이 요구된다. 이러한 요구를 완화시키기 위하여 현재 자동 이착륙 시스템 개발을 진행하고 있으며 가까운 장래에는 대부분의 무인 비행체가 간단한 조작 만으로 이착륙이 가능할 것으로 보고 있다. 이러한 자동 이착륙 시스템이 효과적으로 운용되기 위해서는 무인 비행체의 정확한 항법 정보를 획득하여야만 이를 기반으로 안전한 이착륙을 수행할 수 있다[2].

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2004. 7. 9., 채택확정 : 2005. 3. 23.
오상헌 : ㈜네비콤(laborosh@navicom.co.kr)
황동환, 이상정 : 충남대학교 전기정보통신공학부
(dhhwang@cnu.ac.kr/eesjl@cslab.cnu.ac.kr)
박찬식 : 충북대학교 전기전자공학부
(chansp@cbucc.chungbuk.ac.kr)
※ 본 연구는 민군 겸용 기술 개발 프로그램과 충남대학교 학술진흥장학재단의 지원으로 수행되었음.

무인 비행체용 항법 시스템의 또 다른 중요한 요구 조건은 신뢰성이다. 무인 비행체에 문제가 발생하였을 경우, 즉각적인 조치를 취할 수 없으므로 무인 비행체에 탑재하는 장비는 고장 검출 및 분리 기능을 가져야만 한다. 따라서 항법 시스템 역시 이상이 발생하였을 경우 이를 검출하고 적절한 조치를 취할 수 있는 기능을 갖추어야 한다[1,6,7].

현재까지 군용 및 민간 항공기의 항법 시스템으로는 관성 항법 장치(INS, Inertial Navigation System)가 널리 적용되어 왔다. 고정밀의 관성 센서(IMU, Inertial Measurement Unit)를 사용한 GINS(Gimbaled INS) 또는 SDINS(Strapdown INS)는 높은 정확도의 항법 정보를 제공할 수 있으나 가격이 높고 부피가 크며 시간이 지남에 따라 항법 오차가 증가하는 단점이 있다. 반면, 위성 항법 시스템 중 하나인 GPS(Global Positioning System)는 시간에 따른 항법 오차의 증가가 없으며 상대적으로 저렴하고 작은 크기의 수신기로 항법 결과를 얻을 수 있다.

그러나 수에서 수십 Hz의 낮은 출력률과 지형 지물에 의한 신호의 차단이나 고의적 또는 비고의적인 전파 방해등에 의하여 항법해를 제공할 수 없는 경우가 발생할 수 있는등의 단점이 있다[8,9]. 최근에는 전자 공학 기술의 발달로 세 축의 자이로 및 가속도계를 하나의 패키지로 구성한 초소형의 MEMS(Micro Electro-Mechanical System) 기반의 IMU가 많이 소개 되고있다[10]. 이러한 MEMS 기반의 IMU는 저전력을 소모하고 소형이며 저가인 장점이 있으나 종래의 고정밀의 항법용 관성 센서에 비하여 성능이 매우 낮으므로 단독으로는 항법 시스템에 사용할 수 없으므로 GPS와 통합할 경우 상호 보완적인 특성으로 인하여 비용 효과가 뛰어난 항법 시스템을 구현할 수 있다.

특히, 다수의 안테나를 사용한 자세 측정용 GPS(ADGPS, Attitude Determination GPS) 수신기의 경우 삼차원의 자세 정보까지 제공할 수 있으므로 저가의 IMU와의 통합에 더욱 효과적으로 사용될 수 있다. ADGPS 수신기의 자세 정보는 INS의 자세 오차를 직접 측정할 수 있어 IMU의 보정 성능을 더욱 향상시킬 수 있다. 또한, IMU의 낮은 성능으로 인하여 INS 단독으로 초기 정렬이 불가능한 경우에도 ADGPS 수신기의 자세 정보를 사용하여 신속하고 정확한 초기 정렬을 수행할 수 있다[11-16].

본 논문에서는 저가의 신뢰성 있는 무인 비행체용 ADGPS/INS 통합 항법 시스템을 제안하고자 한다. 특히, 제안하는 항법 시스템은 고장 검출 및 분리 기능을 내장하고 있으므로 고기동 환경에서도 정확하고 신뢰성 있는 항법 결과를 제공할 수 있다. 제안하는 ADGPS/INS 통합 항법 시스템은 ADGPS 수신기, 항법 컴퓨터 및 IMU로 구성되며 민군 겸용 기술 개발 프로그램에서 '무인 비행체용 자동 비행 및 지상 제어 시스템 개발' 과제에 적용된 바 있다. 적용 시 ADGPS 수신기와 항법 컴퓨터는 충남대학교와 (주)네비콤이 공동 개발하였으며 IMU는 저가의 상용 MEMS IMU(Inertial Measurement Unit)를 사용하였다. 2절에서는 제안하는 ADGPS/INS 통합 시스템에 대하여 서술한다. 3절에서는 제안한 통합 시스템의 성능 평가를 위한 비행 시험 결과를 제시하고 끝으로 결론을 맺는다.

II. 고장 검출 및 분리 기능을 내장한 무인 비행체용 ADGPS/INS 통합 항법 시스템

그림 1은 본 논문에서 제안하는 고장 검출 및 분리 기능을 내장한 ADGPS/INS 통합 항법 시스템을 나타낸다. ADGPS/INS 통합 항법 시스템은 MEMS IMU, ADGPS 수신기 및 통합 알고리즘으로 구성된다. 관성 항법 정확도는 자이로 및 가속도계의 성능에 크게 영향을 받는 것으로 알려져 있는데 특히 자이로 바이어스는 자세와 관련하여 가장 큰 영향을 미치는 요소 중의 하나이다[17-19]. 제안하는 통합 항법 시스템은 GPS의 위치 및 속도뿐만 아니라 자세를 측정치로 사용한다[14]. ADGPS 수신기의 자세 정보를 이용하여 INS의 자세 오차를 직접 측정함에 따라 시스템의 가관측성을 향상 시킬 수 있고, 그 결과 INS의 자세 오차를 보다 효과적으로 보정할 수 있다. 특히 저급의 MEMS IMU를 사용하는 경우 자이로 바이어스를 정확하게 추정하여 높은 정확도의 항법 성능을 제공할 수 있으므로, ADGPS의 자세 정보 사용 효과가 커질 수 있다. GPS의 자세 정보에 의하여 IMU의 오차가 이미 효과적으로 보정되었으므로 GPS의 정보를 사용할 수 없는 경우, 향상된 coasting 성능도 기대할 수 있다.

무인 비행체는 항법 시스템이 제공하는 항법 정보에 의존하여 유도 및 조종을 수행하므로 항법 시스템에 고장이 발생하였을 경우 전체 시스템에 심각한 문제를 초래할 수 있다. 일반적으로 IMU를 비롯하여 항법 컴퓨터 및 ADGPS 수신기의 하드웨어는 각 시스템의 BIT(Built-In-Test) 기능을 통하여 초기 동작 시에 고장 발생 여부를 미리 점검할 수 있다[20]. 그러나 GPS는 고의적인 전파 방해, 신호의 차단 및 급격한 기동에 의하여 비정상적인 항법 결과를 출력할 수 있으며, 이를 통합 항법에 사용할 경우 매우 큰 성능의 저하를 가져올 수 있다[9]. 이를 방지하기 위하여 신뢰성과 무결성을 보장하는 고장 검출 및 분리 알고리즘을 구성할 수 있다. 고장 검출 알고리즘은 칼만 필터의 잔차를 감시하여 비정상적인 GPS 데이터 여부를 판단하고 고장이 발생할 경우에는 이를 측정치로 사용하지 않는다.

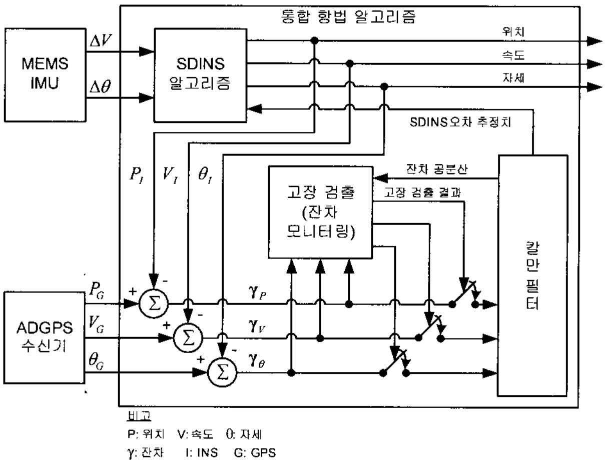


그림 1. 고장 검출 및 분리 기능을 내장한 ADGPS/INS 통합 항법 시스템 구조.

Fig. 1. Overall scheme of the ADGPS/INS integrated navigation system with fault detection function.

1. 관성 측정 장치(IMU)

IMU는 항체의 속도 증분값과 각 증분값을 제공한다. 저급의 MEMS IMU를 사용하는 경우 시간이 지남에 따라 항법 오차가 급격하게 증가하므로 장시간의 운용을 필요로 하는 항법 시스템에서는 단독으로 사용하기 어렵다. 따라서 저급의 MEMS IMU를 기반으로 항법 시스템을 구성하는 경우에는 센서 오차를 효과적으로 보상할 수 있는 통합 항법 기법을 이용한다.

2. ADGPS 수신기

ADGPS 수신기는 다수의 안테나를 이용하여 측정한 반송파 위상 정보로부터 위치 및 속도 정보뿐만 아니라 삼차원의 자세 정보까지 제공한다. ADGPS 수신기의 자세 정보는 그 특성상 시간에 대하여 오차가 유계된다. 반송파 위상 측정치를 사용하여 항체의 자세를 결정하기 위해서는 미리 측정치에 포함된 미지 정수(integer ambiguity)를 구하여야 한다. 그런데 미지 정수를 잘못 구한 경우나 반송파 위상 측정치에 사이클 슬립(cycle slip)이 발생한 경우 잘못된 자세 정보를 제공할 수 있다. 이러한 잘못된 자세 정보를 통합에 사용하는 경우 항법 시스템에 심각한 성능 저하를 가져올 수 있다[21]. 특히 저급의 관성 센서를 사용하는 통합 항법 시스템의 경우에는 GPS 출력에 대한 의존도가 더욱 증가하므로 잘못된 GPS 데이터의 영향을 배제할 수 있는 방법을 고려하여야 한다.

3. 통합 항법 알고리즘

3.1 SDINS 알고리즘

그림 2에서 보인 바와 같이 SDINS 알고리즘에서는 관성 센서로부터 측정한 가속도와 각속도를 적분하여 항체의 위치, 속도 및 자세를 계산한다. 일반적으로 지구 자전 각속도를 측정할 수 없는 저급의 관성 센서를 사용하는 경우, 기준 항법 좌표계에 대하여 항체의 초기 자세를 구하는 과정인 자기 정렬을 수행할 수 없다[17-19]. 본 논문에서는 ADGPS 수신기의 자세 정보를 초기 정렬 결과로 사용한다.

3.2 칼만 필터 알고리즘

칼만 필터에서는 ADGPS 수신기의 위치, 속도 및 자세 측정치를 이용하여 SDINS의 항법 오차와 관성 센서의 오차를 추정한다. 제안한 통합 항법 알고리즘에서는 칼만 필터를 구성하기 위해 다음과 같은 ψ 각 오차 모델을 사용한다[22].

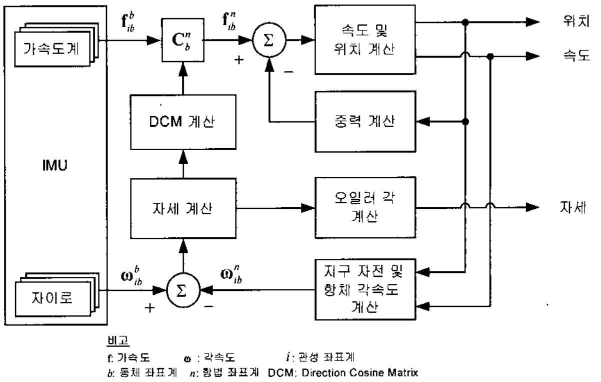


그림 2. SDINS 알고리즘.

Fig. 2. SDINS algorithm.

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{w}(t), \quad \mathbf{w}(t) \sim N(0, \mathbf{Q}(t)) \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_{nav} \\ \dot{\mathbf{x}}_{sensor} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{11} & \mathbf{F}_{12} \\ \mathbf{0}_{6\times9} & \mathbf{0}_{6\times6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{nav} \\ \mathbf{x}_{sensor} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{w}_{nav} \\ \mathbf{w}_{sensor} \end{bmatrix} \tag{2}$$

여기서 $\mathbf{x}_{nav}$ 와 $\mathbf{x}_{sensor}$ 는 각각 SDINS의 항법 오차와 관성 센서의 오차를 나타낸다.

$$\mathbf{x}_{nav} \equiv \begin{bmatrix} \delta R_N & \delta R_E & \delta R_D & \delta V_N & \delta V_E & \delta V_D & \delta\psi_N & \delta\psi_E & \delta\psi_D \end{bmatrix}^T \tag{3}$$

$$\mathbf{x}_{sensor} \equiv \begin{bmatrix} \delta f_x & \delta f_y & \delta f_z & \delta\omega_x & \delta\omega_y & \delta\omega_z \end{bmatrix}^T \tag{4}$$

여기서 δR, δV, $\delta\psi$ 는 각각 SDINS의 위치 오차, 속도 오차, 자세 오차를 나타내며, 아래 첨자 N, E, D는 항법 좌표계에서 각각 북쪽 방향, 동쪽 방향, 아래쪽 방향을 나타낸다. δf 와 $\delta\omega$ 는 각각 가속도계 오차와 자이로의 오차를 나타내며 아래 첨자 x, y, z는 동체 좌표계에서 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw) 방향을 나타낸다. $\mathbf{w}$ 는 영평균과 공분산 $\mathbf{Q}$ 를 갖는 공정 잡음을 나타낸다. 무인 비행체의 항법 시스템에서는 가속도계와 자이로의 오차를 모두 랜덤 바이어스로 두었다. 부

$$\mathbf{F}_{11} = \begin{bmatrix}
0 & -\frac{v_E \tan L}{R_t+h} & \frac{v_N}{R_m+h} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
\frac{v_E \tan L}{R_t+h} & 0 & \frac{v_E}{R_t+h} & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
-\frac{v_N}{R_m+h} & -\frac{v_E}{R_t+h} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\
\frac{g_n}{R_0+h} & 0 & 0 & 0 & -2\Omega\sin L-\frac{v_E \tan L}{R_t+h} & \frac{v_N}{R_m+h} & 0 & -f_D & f_E \\
0 & \frac{g_n}{R_0+h} & 0 & 2\Omega\sin L+\frac{v_E \tan L}{R_t+h} & 0 & 2\Omega\cos L+\frac{v_E}{R_t+h} & f_D & 0 & -f_N \\
0 & 0 & \frac{2g_n}{R_0+h} & -\frac{v_N}{R_m+h} & -2\Omega\cos L-\frac{v_E}{R_t+h} & 0 & -f_E & f_N & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\Omega\sin L-\frac{v_E \tan L}{R_t+h} & \frac{v_N}{R_m+h} \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega\sin L+\frac{v_E \tan L}{R_t+h} & 0 & \Omega\cos L+\frac{v_E}{R_t+h} \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{v_N}{R_m+h} & -\Omega\cos L-\frac{v_E}{R_t+h} & 0
\end{bmatrix} \tag{5}$$

$$\mathbf{F}_{12} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & -\mathbf{C}_b^n \end{bmatrix} \tag{6}$$

행렬 $\mathbf{F}_{11}$ 과 $\mathbf{F}_{12}$ 는 (5) 및 (6)과 같다. 여기서 R_t , R_m , R_0 는 각각 경도 방향, 위도 방향 및 평균 지구 반지름을 나타낸다. ψ 와 f 는 각각 항체의 속도와 가속도를 나타낸다. g_n 과 Ω 는 항법 좌표계에서의 중력 가속도와 지구 자전 각속도를 나타내며 L 과 h 는 위도와 고도를 나타낸다. $\mathbf{C}_b^n$ 은 동체 좌표계에서 항법 좌표계로의 좌표 변환 행렬을 나타낸다.

ADGPS 수신기의 위치, 속도 및 자세 정보를 사용하는 측정 방정식은 다음과 같다.

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{v}(t), \quad \mathbf{v}(t) \sim N(0, \mathbf{R}(t)) \tag{7}$$

$$\mathbf{z} \equiv [\delta R_N \quad \delta R_E \quad \delta R_D \quad \delta V_N \quad \delta V_E \quad \delta V_D \quad \delta\phi \quad \delta\theta \quad \delta\psi]^T \tag{8}$$

여기서 $\mathbf{z}$ 는 측정치로서 ADGPS 수신기의 출력값과 SDINS의 항법 결과와의 차이를 나타낸다. 위치와 속도 오차 측정치는 오차 상태 변수와 동일하며 자세 오차 측정치의 경우 $\delta\phi$, $\delta\theta$, $\delta\psi$ 는 오일러 각으로 표현한 ADGPS 수신기와 SDINS의 자세 결과의 차이를 나타낸다[14]. $\mathbf{v}$ 는 영평균과 공분산 $\mathbf{R}$ 을 갖는 측정 잡음을 나타낸다. 측정 행렬 $\mathbf{H}$ 는 다음과 같다.

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{6\times6} & \mathbf{0}_{6\times3} & \mathbf{0}_{6\times6} \\ \mathbf{0}_{3\times6} & \mathbf{H}_{22} & \mathbf{0}_{3\times6} \end{bmatrix} \tag{9}$$

여기서 부행렬 $\mathbf{H}_{22}$ 는 자세 측정치와 자세 오차에 대한 상태 변수 사이의 관계를 나타내는 행렬로서 (10)과 같다.

$$\mathbf{H}_{22} = \begin{bmatrix} -\cos\psi\sec\theta & -\sin\psi\sec\theta & 0 \\ \sin\psi & -\cos\psi & 0 \\ -\tan\theta\cos\psi & -\tan\theta\sin\psi & -1 \end{bmatrix} \tag{10}$$

여기서 θ 와 ψ 는 오일러 각으로 표현한 피치각과 방위각을 나타낸다.

(1)과 (7)을 이산화하면 다음과 같다.

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{\Phi}_k\mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k, \quad \mathbf{w}_k \sim N(0, \mathbf{Q}_k) \tag{11}$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k, \quad \mathbf{v}_k \sim N(0, \mathbf{R}_k) \tag{12}$$

여기서 $\mathbf{\Phi}_k$ 는 이산화한 시스템 행렬을 나타낸다.

3.3 고장 검출 및 분리 알고리즘

항법 시스템의 고장을 검출하기 위해 chi-제곱 시험 기법에 바탕을 둔 알고리즘을 이용한다. Chi-제곱 시험 기법에서는 칼만 필터의 상태 변수 또는 잔차의 통계적 특성을 감시하여 고장을 검출한다[23,24]. 칼만 필터의 잔차로부터 chi-제곱 분포 특성을 갖는 시험 통계치를 생성하는 부분과 이를 미리 설정한 판정값과 비교하는 부분으로 구성된다. 고장 검출 알고리즘에서 판단한 고장 검출 결과가 칼만필터에서 GPS 측정치 사용 여부를 결정한다.

시스템에 고장이 발생하지 않은 경우 잔차 γ_k 는 다음 (13)과 (14)와 같이 영평균과 공분산 $\mathbf{V}_k$ 를 갖는 백색 가우시안 벡터가 된다.

$$\gamma_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k\mathbf{x}_k \sim N(0, \mathbf{V}_k) \tag{13}$$

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{H}_k\mathbf{P}_k\mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \tag{14}$$

여기서 $\mathbf{P}_k$ 는 오차 공분산 행렬을 나타내며 고장 검출을 위한 시험 통계치는 다음 (15)와 같다.

$$l_k = \sum_{i=k-N+1}^{k} \gamma_i^T \mathbf{V}_i^{-1} \gamma_i \sim \chi_{Np}^2 \tag{15}$$

즉, l_k 는 $N \cdot p$ 자유도를 갖는 chi-제곱 확률 변수이다. 여기서 N은 윈도우의 크기를 나타내며 p는 잔차의 차수를 나타낸다. 다음 (16)과 같은 방법에 의하여 고장 검출을 수행한다.

$$\begin{cases} l_k \ge \varepsilon & \text{이면 고장} \\ l_k < \varepsilon & \text{이면 정상} \end{cases} \tag{16}$$

여기서 ε 는 판정 한계값을 나타낸다.

시험 통계치가 chi-제곱 분포이면, 판정 한계값은 윈도우 크기 N과 주어진 허위 경보 확률값을 이용하여 chi-제곱 분포표로부터 역으로 결정할 수 있다[23]. 허위 경보 확률은 시스템의 요구 조건에 의하여 결정된다. 제안한 통합 알고리즘과 같이 약결합 방식의 칼만 필터의 경우에는 측정 잡음이 백색 잡음이 아니므로 시험 통계치는 완벽한 chi-제곱 분포를 갖지 않는다. 따라서 윈도우 크기와 허위 경보 확률에 의해 결정한 판정 한계값을 기준으로 시스템의 요구 조건을 만족시킬 수 있는 적절한 고장 검출 성능을 갖도록 판정 한계값을 조정한다.

그림 3은 본 논문에서 제안하는 고장 검출 및 분리 알고리즘의 순서도를 나타낸다. 위치, 속도 및 자세 측정치에 대하여 독립적으로 고장 검출을 수행하고 고장으로 판단한 GPS 데이터는 측정치 갱신 루틴에 사용하지 않음으로써 고장을 분리하며 그 결과 항법 시스템의 치명적인 성능 저하를 방지한다.

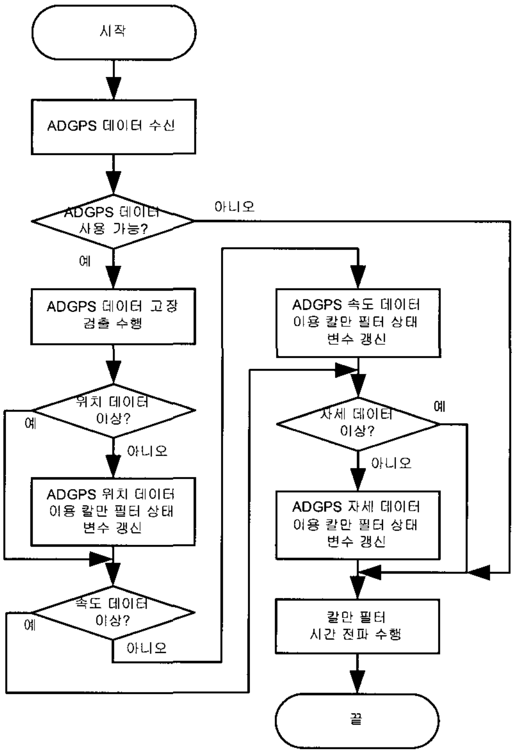


그림 3. 고장 검출 및 분리 알고리즘 순서도.
Fig. 3. Flowchart of fault detection and isolation algorithm.

III. 비행시험

제안하는 무인 비행체용 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 성능 평가를 위해 비행 시험을 수행하였다. 소형 유인 항공기를 이용하여 두 가지의 다른 경로에 대하여 시험을 수행하였다. 시험 일시는 2003년 9월 22일이었으며 장소는 한국항공대학교이다.

1. 실험 장치 구성

ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 실험 장치의 하드웨어는 크게 통합 항법 패키지(integrated navigation package)와 상용 IMU로 구성된다. 그림 4에 통합 항법 패키지의 단면도를 나타내었다. 통합 항법 패키지는 단일 케이스에 ADGPS 수신기 보드와 항법 컴퓨터 보드를 내장하고 있으며 충격 및 EMI(Electro-Magnetic Interference)로부터 시스템을 보호하기 위해 알루미늄 케이스로 차폐되어 있다. 표 1에 통합 항법 패키지의 사양을 나타내었다.

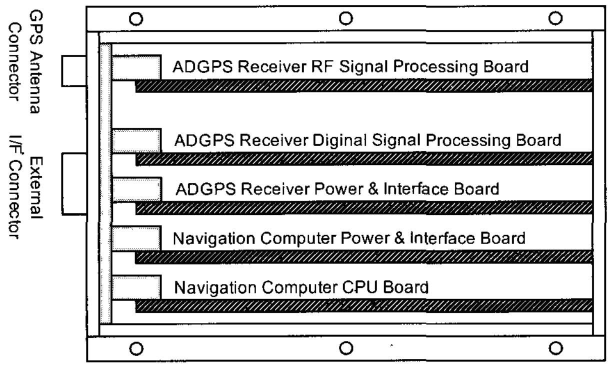


그림 4. 통합 항법 패키지의 단면도 (윗면).

Fig. 4. Cross section of the integrated navigation package (top view).

표 1. 통합 항법 패키지의 사양.

Table 1. Specification of integrated navigation package.

항 목	설 명	
ADGPS 수신기	구조	12 채널 ×3, L1 C/A 코드
	출력 데이터	위치, 속도, 자세, 시각, 위성 추적 정보 원시 측정치 (의사 거리, 의사 거리율, 반송파 위상, 위성 궤도 정보)
항법 컴퓨터	CPU	Intel SA-1100 (@ 220 MHz)
	메모리	EEPROM 512 Kb
		SRAM 2 Mb
	출력 데이터	위치, 속도 (최대 10Hz) 자세, 가속도, 자세 변화율 (최대 100Hz)
인터페이스	SDLC 2 채널 (RS-422) UART 6 채널 (1 RS-422, 5 RS-232) ARINC429 2 채널	
크기 (mm)	135 × 255 × 175	
무게 (kg)	< 4.35	
전력 소모 (W)	< 12	

실험 장치에서 사용한 Crossbow사의 MEMS 관성 센서의 사양을 표 2에 나타내었다.

시험용 항공기로 한국항공우주연구원에서 개발한 4인승 소형 항공기인 반디호를 사용하였다. 그림 5는 시험용 항공기에 GPS용 안테나를 장착한 모습이다. sensor systems 사의 항공기용 GPS 안테나인 S67-1575-49를 사용하였으며, 기저선의 길이는 70 cm이다.

전술한 통합 항법 실험 장치 외에 national instruments 사의 데이터 수집 시스템도 함께 탑재하였다. 통합 항법 패키지는 데이터 수집 시스템 위에 설치하였으며 관성 센서는 항공기의 바닥에 고정하였다.

2. 비행 시험 결과

2.1 비행 시험 I

항법 시스템의 기본적인 기능 및 고장 검출 및 분리 알고리즘의 성능을 점검하기 위해 그림 6과 같은 경로에 대한 시험을 수행하였다. 총 비행 시간은 24분이다. 시험 항공기 내부에 참 궤적이라고 볼 수 있는 매우 정확한 항법 시스템을 동시에 탑재할 수 없었으므로 통합 시스템의 출력과 ADGPS 수신기의 출력을 비교하고 칼만 필터의 오차 공분산 행렬을 통하여 성능 평가를 수행하였다.

표 2. Crossbow DMU-H6X 관성 센서의 사양.

Table 2. Specification of crossbow DMU-H6X IMU.

항 목		설 명
자이로 오차	바이어스 (°/hr)	3600
	랜덤 워크 (°/√hr)	0.350
가속도계 오차	바이어스 (mg)	10
	랜덤 워크 (m/s/√hr)	0.150
인터페이스		UART (RS-232)
데이터 출력률 (Hz)		100
크기 (mm)		76.2 × 95.3 × 81.3
전력 소모 (W)		< 3

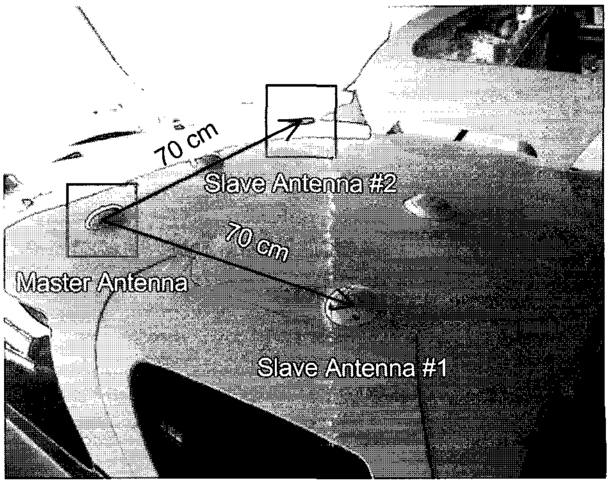


그림 5. 자세 측정을 위한 GPS 안테나 장착.

Fig. 5. GPS antenna layout for attitude determination.

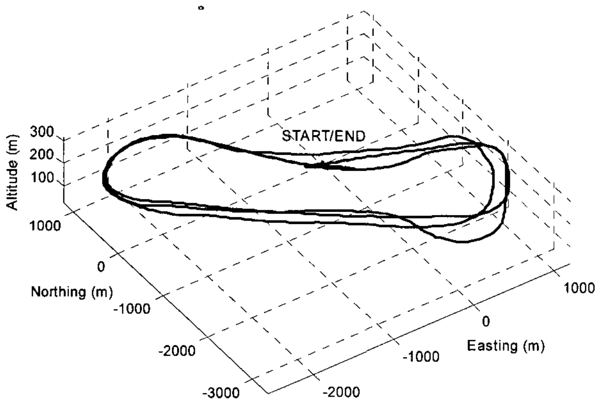


그림 6. 첫 번째 비행 시험 경로.
Fig. 6. First flight test path.

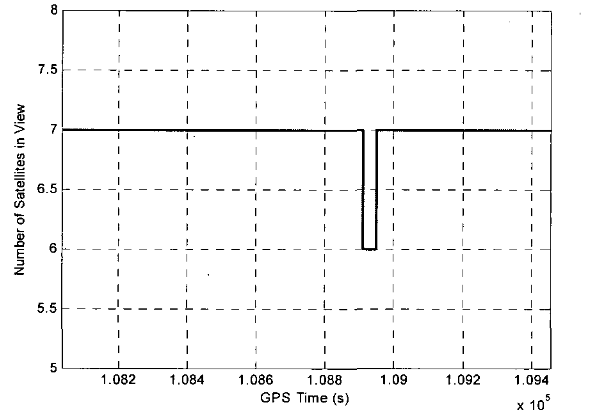


그림 7. 가시 위성 개수.
Fig. 7. Number of satellites in view during first flight test.

그림 7에서 보듯이 비행 시험 동안 가시 위성의 개수는 평균 6개 이상으로 매우 양호함을 알 수 있다.

그림 8은 그림 6에서 격납고 앞과 활주로 부근을 확대한 모습을 나타낸다. 이륙하기 전 ADGPS 수신기 측정치로부터 초기 위치와 자세를 결정하기 위하여 격납고 앞에서 약 4분간 정지하였다. 이후 격납고에서 활주로로 이동하여 남동쪽 방향으로 이륙하였다. 그림을 살펴보면 활주로 왼쪽으로 반복된 비행 시험 경로를 확인할 수 있다. 비행 시험 결과 ADGPS/INS 통합 항법 시스템에서 출력한 각각의 비행 경로의 차이가 횡축 방향으로 최대 3 m 미만이며 제안한 통합 항법 시스템이 양호한 반복성을 갖는 것을 확인할 수 있다.

항법 데이터에 대하여 고장 검출 및 분리 알고리즘을 적용한 경우와 적용하지 않은 경우를 비교하여 그 효용성을 확인하였다. 그림 9는 통합 항법 시스템에 고장 검출 알고리즘을 적용하지 않은 경우 GPS 시간 108,900 초부터 108,960 초 사이의 고도와 수직축 방향의 속도를 나타낸다. 그림에서 ADGPS 수신기의 고도는 일정하게 유지되고 있음에도 불구하고 108,920 초 부근에서 GPS 속도 데이터가 비정상적으로 증가함을 볼 수 있다. 이후 통합 항법 시스템의 속도 결과가 비정상적인 GPS 속도 데이터를 추종하고 있으며, 통합시스템의 고도 결과는 GPS의 고도 결과와 비교하여 최대 180 m의 차이를 나타낸다.

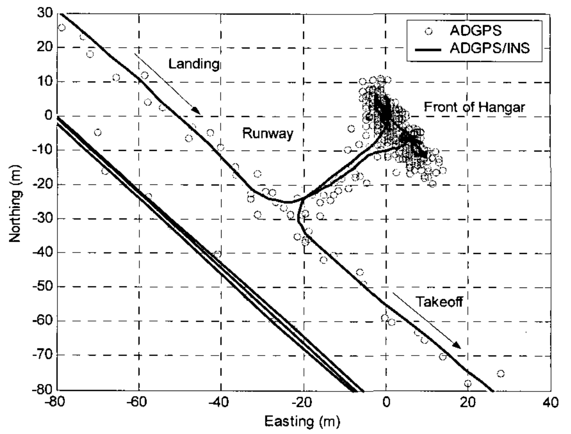


그림 8. 활주로 부근 확대 모습.
Fig. 8. Enhanced view on the runway.

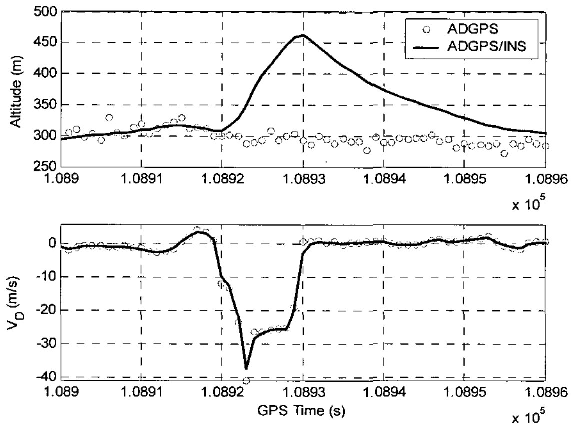


그림 9. 고장 검출 및 분리 기법을 적용하지 않은 경우의 고도 및 수직축 방향 속도 결과.
Fig. 9. Altitude and vertical velocity result with no FDI.

그림 7과 9를 비교해 보면 가시 위성의 개수가 7개에서 6개로 감소한 GPS 시간 108,910초부터 GPS 속도 데이터의 크기가 비정상적으로 증가함을 알 수 있다. 그런데 통합 항법 시스템에서 사용한 ADGPS 수신기는 보다 정확한 자세 측정을 위해 위성 신호 추적 루프를 PLL(Phase Locked Loop)로 설계되어 있으며, PLL을 이용한 신호 추적 루프는 고기동 환경에서 위성 신호 추적 성능이 좋지 않으며 사이클 슬립에 취약함이 알려져 있다[26]. 시험 데이터의 분석 결과로부터 사이클 슬립이 발생했음을 확인하였고, 그 결과 비정상적으로 GPS 속도 출력값이 증가하였음을 알 수 있다.

칼만 필터에서 공정 잡음 공분산 행렬(Q)과 측정 잡음 공분산 행렬(R)의 크기는 각각 SDINS 오차 모델과 GPS 측정치의 정확도를 의미한다. 즉, Q 값을 작게 둘수록 오차 모델에 가중치를 많이 두는 것을 의미하며 이와 반대로 R 값을 작게 둘수록 측정치에 가중치를 많이 두는 것을 의미한다 [27]. 따라서 Q와 R의 값을 조정함으로써 통합 칼만 필터의 출력을 변화시킬 수 있다. 그림 10은 통합 칼만 필터에서 속도 오차 모델의 Q 값을 감소시켜 GPS 속도 측정치에 가중치를 적게 부여한 경우를 나타낸다. 통합 항법 시스템의 고도 및 속도 오차가 모두 크게 감소하였으나 여전히 GPS의

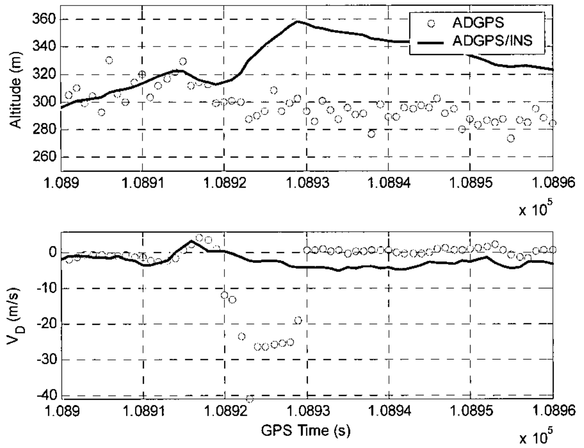


그림 10. GPS 속도 데이터에 적은 가중치를 적용한 경우.

Fig. 10. Case of light weighting to GPS velocity measurement.

표 3. 허위 경보 확률 및 판정 한계값에 따른 고장 검출 결과.

Table 3. Fault detection result for different false alarm rates and decision threshold.

		허위 경보 확률 (%)	판정 한계값	고장 검출 회수
경우 I	위치	0.50	12.84	4
	속도	0.50	12.84	33
	자세	0.50	12.84	554
경우 II	위치	0.25	14.32	1
	속도	0.25	14.32	24
	자세	0.25	14.32	522
경우 III	위치	1.00	11.34	7
	속도	1.00	11.34	42
	자세	1.00	11.34	592
경우 IV	위치	0.50	12.84	4
	속도	0.25	14.32	24
	자세	1.00	11.34	592

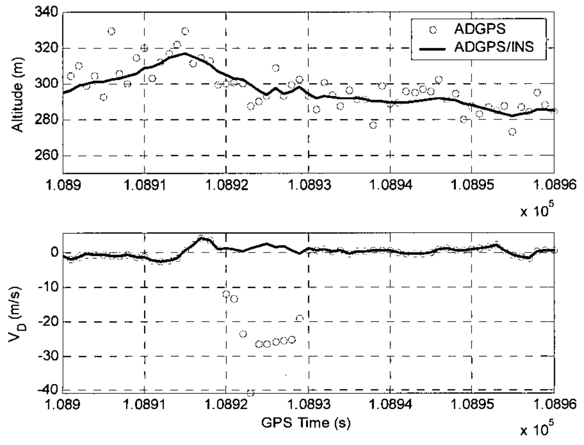


그림 11. 고장 검출 및 분리 기법을 적용한 경우의 고도 및 수직축 방향 속도.

Fig. 11. Altitude and vertical velocity result with FDI.

고도와 비교하여 최대 60 m 정도의 차이를 보인다. 또한, 이전의 경우에 비하여 GPS 속도 측정치에 가중치를 적게 두었으므로 ADGPS 수신기의 출력이 정상인 경우에도 통합 항법 결과가 GPS 속도 데이터를 제대로 추종하지 못하는 문제가 발생한다.

고장 검출 알고리즘의 적용시, 윈도우 크기 N은 1로 두었으며 허위 경보 확률은 0.5%로 설정하였다. 주어진 윈도우 크기와 허위 경보 확률로부터 chi-제곱 분포표를 이용하여 역으로 구한 판정 한계값은 12.84이다. 실험에서 칼만 필터의 잔차가 완전한 백색 가우시안 분포 특성를 가지지 않으며 위치, 속도 및 자세에 대한 GPS 측정치의 정확도가 각각 다르기 때문에 기준값으로부터 판정 한계값을 적절히 조정한다. 큰 Q 값을 사용하는 것은 모델의 정확도가 낮은 것을 의미하며 이 경우에는 통합 항법 결과가 GPS 항법 결과를 거의 추종하게 된다. 따라서 작은 잔차를 가지게 되며 시험 통계치 역시 작은 값을 가지게 된다. 이때 지나치게 큰 Q 값을 사용하는 경우 고장이 발생하였음에도 불구하고 작은 시험 통계치로 인하여 고장을 검출하지 못하는 문제가 발생할 수 있다. 반대로 너무 작은 Q 값을 사용하는 경우에는 시험 통계치가 지나치게 크게 되어 잦은 허위 경보를 발생시킨다. 본 논문에서는 측정치에 고장이 발생하지 않았을 때 가장 적합한 항법 결과를 제공하도록 Q와 R 값을 조정하였다. 판정 한계값은 각각의 GPS 측정치에 대하여 허위 경보 확률을 각각 다르게 설정함으로써 실제 적용에 적절하도록 조정하였다.

표 3은 각각의 허위 경보 확률과 판정 한계값에 따른 고장 검출 결과를 나타낸다. 본 비행 시험에서는 4번째 경우의 허위 경보 확률과 판정 한계값을 사용하였다. 위치 데이터의 경우 기준 허위 경보 확률을 그대로 사용하였다. 속도의 경우 비 정상적으로 변화하는 데이터만을 검출하기 위해 기준값보다 작은 허위 경보 확률을 적용하였다. 자세의 경우 측정치의 정확도가 매우 낮으므로 비정상적인 자세 데이터의 영향을 최소화 하기 위하여 기준값보다 큰 허위 경보 확률을 적용하였다.

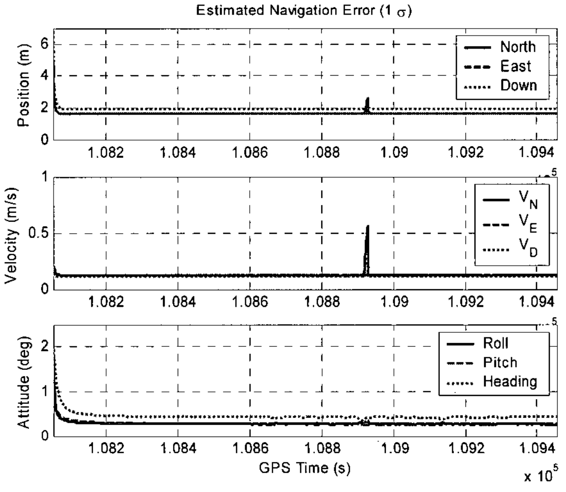


그림 12. ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 항법 오차 추정치의 표준 편차.

Fig. 12. Standard deviation of estimated navigation error.

그림 11은 고장 검출 알고리즘을 적용한 이후의 항법 결과를 나타낸다. 통합 항법 시스템이 보다 정확한 항법 결과를 출력함을 알 수 있다.

그림 12는 칼만 필터의 오차 공분산 행렬로부터 구한 항법 오차 추정치의 표준 편차를 나타낸다. 비정상적인 GPS 데이터의 검출 이후, 칼만 필터의 시간 전파만을 수행한 구간에서 일시적으로 항법 오차가 증가함을 볼 수 있으나 최종 항법 오차의 표준 편차는 위치, 속도 및 자세에 대하여 각각 1.91 m, 0.13 m/s, 0.44 deg 미만임을 알 수 있다.

2.2 비행 시험 II

고기동 환경에서의 제안한 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 성능을 검증하기 위하여 롤 및 피치 기동이 있는 비행 시험을 수행하였다. 아울러 자세 측정치 사용의 효과를 확인하기 위하여 일반적인 GPS/INS 통합 항법 시스템과 제안한 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 성능 비교를 수행하였다. 그림 13은 두 번째 비행 시험 경로를 나타내며, 총 비행 시간은 23분이다.

그림 14는 두 번째 비행 시험 동안 주 안테나에서 추적한 위성 개수를 나타낸다. 첫번째 비행 시험에 비하여 최대 가시 위성의 수가 8개로 증가하였음을 알 수 있다. 항체가 왼쪽으로 롤링을 수행하는 GPS 시각 111,400초부터 111,420초 사이에는 일시적으로 가시 위성 개수가 8개에서 4개로 감소하였으나 롤링 운동 이후에는 평균 7개 이상의 양호한 위성 가시성을 보인다.

그림 15는 롤 및 피치 기동시의 ADGPS 수신기와 ADGPS/INS 통합 시스템의 자세 결과를 나타낸다. 먼저 ±20 deg와 ±50 deg의 롤 기동을 하고 이후 +20/-10 deg와 +15/-10 deg의 피치 기동을 한다. 그림에서 ±50 deg의 롤 기동시 ADGPS 수신기의 피치각이 비정상적으로 점프하는 것을 볼 수 있으며 -50 deg의 롤 기동의 경우 ADGPS 수신기에서 자세 정보를 제공하지 못함을 알 수 있다. 반면 고장 검출 및 분리 알고리즘을 적용한 통합 항법 시스템의 자세 결과를 살펴보면 ADGPS 수신기가 비 정상정인 GPS 데이터를 제공한 경우에도 신뢰할 수 있는 항법 결과를 연속적인 제공함을 확인할 수 있다.

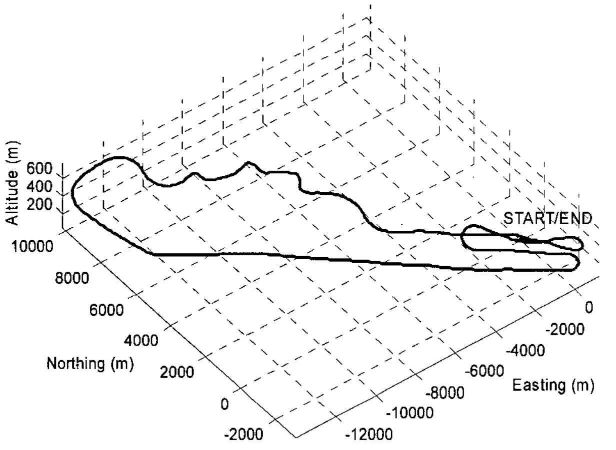


그림 13. 두 번째 비행 시험 경로.

Fig. 13. Second flight test path.

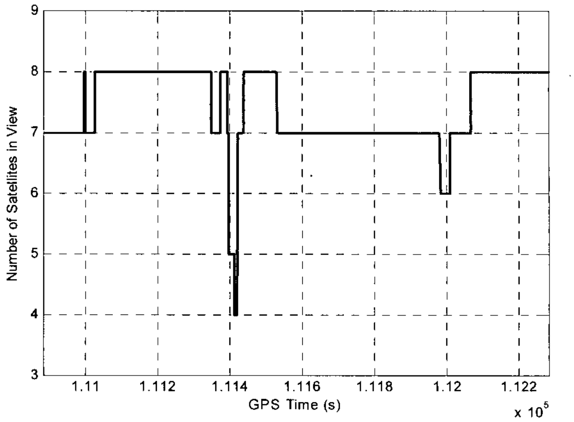


그림 14. 가시 위성 개수.

Fig. 14. Number of satellites in view during the second flight test.

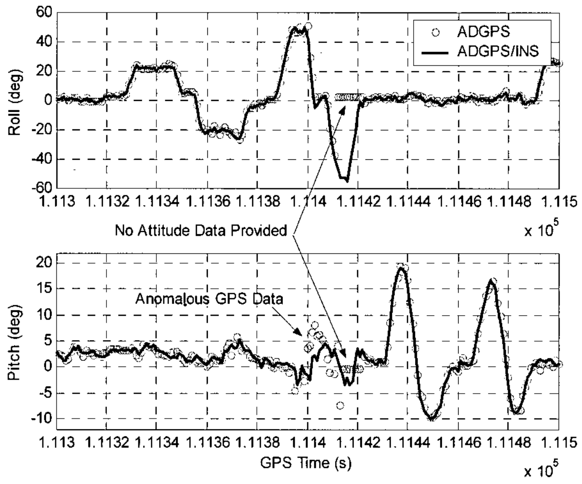


그림 15. 롤 및 피치 기동 시 자세 결과.

Fig. 15. Attitude result during roll and pitch maneuver.

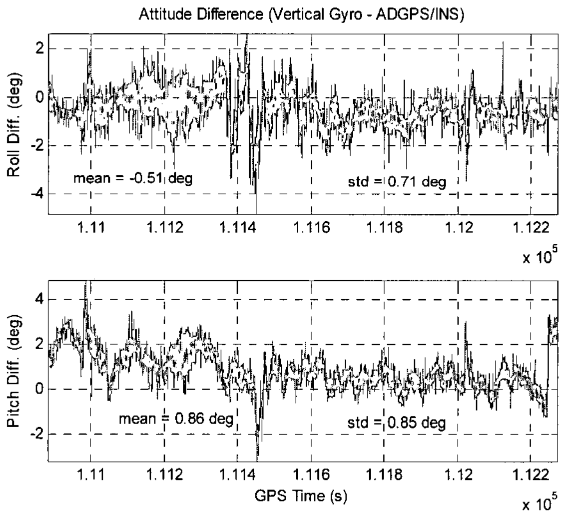


그림 16. 수직 자이로와 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 자세 차이.

Fig. 16. Attitude difference between vertical gyro and ADGPS/INS integrated navigation system.

통합 항법 시스템의 자세 정확도를 확인하기 위해 매우 정확한 상용의 수직 자이로(vertical gyro)의 자세 결과와 비교해 보았다. 이를 위하여 시험 항공기에 Aeronetic 사의 RVG-801E 수직 자이로를 탑재하였으며 이 수직자이로는 ±0.5 deg의 정확도의 롤각과 피치각 정보를 50Hz의 출력률로 제공한다. 그림 16은 수직 자이로와 통합 항법 시스템의 자세 결과의 차이를 나타낸다. 실험 결과에서 롤각과 피치각의 최대 차이는 각각 5 deg 미만임을 알 수 있다.

ADGPS 수신기의 자세 측정치 사용의 효과를 확인하기 위해 위치 및 속도를 측정치로 사용하는 GPS/INS와 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 결과를 비교하였다. 그림 17은 각 통합 시스템의 칼만 필터에서 추정한 항법 오차의 표준 편차를 나타낸다. 자세 측정치 사용 여부 이외의 다른 조건은 동일하게 두었다. ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 경우 자세 측정치의 사용으로 자세 오차가 GPS/INS 통합에 비하여 더욱 빠르게 수렴함을 볼 수 있다. 표 4에 비행 시험 종료 시 각 통합 항법 시스템의 항법 오차를 비교하였다. ADGPS/INS 통합 항법 시스템이 GPS/INS 통합 항법 시스템에 비하여 더 정확한 자세 결과를 제공하며 특히 방위각 오차의 추정 성능이 크게 향상되었음을 알 수 있다.

그림 18은 각 통합 항법 시스템의 관성 센서 바이어스의 추정 오차를 나타낸다. 그림을 살펴보면 ADGPS/INS 통합 항법 시스템이 GPS/INS 통합 항법 시스템에 비하여 우수한 성능을 나타냄을 알 수 있으며, 특히 수평축 방향의 가속도계 바이어스와 수직축 방향의 자이로 바이어스를 빠르고 정확하게 추정함을 볼 수 있다.

제안한 통합 항법 시스템의 coasting 성능을 확인하기 위하여 GPS 시각 111,880초부터 112,000초까지 GPS 측정치를 사용하지 않고 항법시스템을 출력을 비교하였다. 그림 19부터 그림 22까지에서 GPS/INS와 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 coasting 성능을 볼 수 있다. 그림 19는 각 통합 항법 시스템의 위치 결과를 나타낸다. 시험 항공기가 왼쪽으로 회전을 시작하는 시점부터 coasting을 시작한다. 그림 20은 ADGPS 수신기의 위치 결과와 각 통합 시스템의 위치 결과의 차이의 RSS (Root-Sum-Square) 값을 나타낸다. GPS/INS 통합 항법 시스템의 경우 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 보다 RSS 값이 빠르게 증가함을 볼 수 있다. coasting 성능 시험동안 GPS/INS와 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 위치 결과 차이의 최대 RSS 값은 각각 378.6 m와 243.9m 이다.

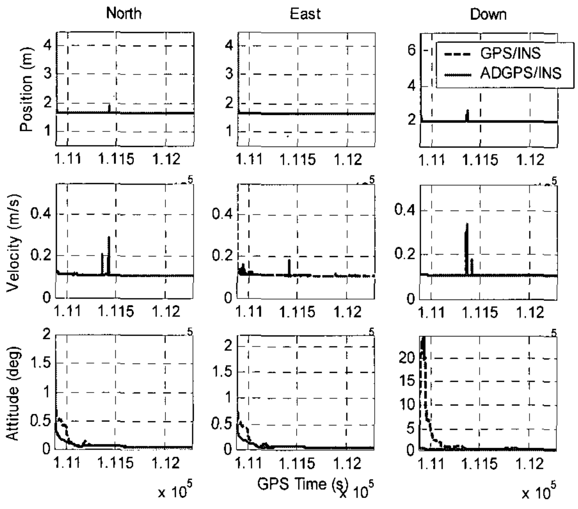


그림 17. 추정한 항법 오차의 표준 편차.

Fig. 17. Standard deviation of estimated navigation error.

표 4. 비행 시험 종료 시 추정한 항법 오차의 표준 편차.

Table 4. Standard deviation of estimated navigation error at the end point of flight test.

항법 오차의 표준편차		North (Roll)	East (Pitch)	Down (Heading)
GPS/INS	위치 (m)	1.625	1.625	1.909
	속도 (m/s)	0.121	0.121	0.110
	자세 (deg)	0.284	0.283	1.382
ADGPS/INS	위치 (m)	1.625	1.625	1.909
	속도 (m/s)	0.120	0.120	0.110
	자세 (deg)	0.266	0.261	0.342

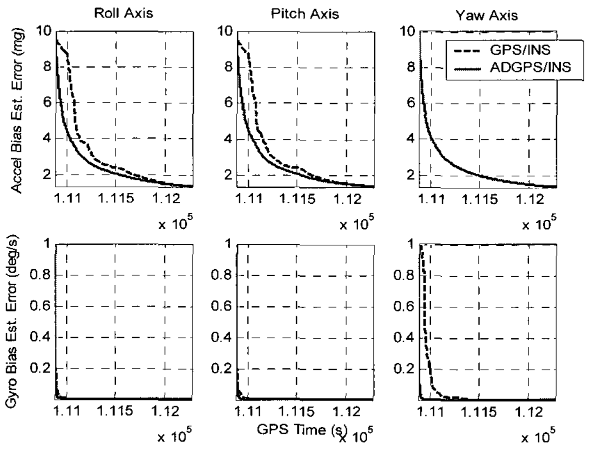


그림 18. 관성 센서 바이어스 추정 오차의 표준 편차.

Fig. 18. Standard deviation of estimation IMU bias error.

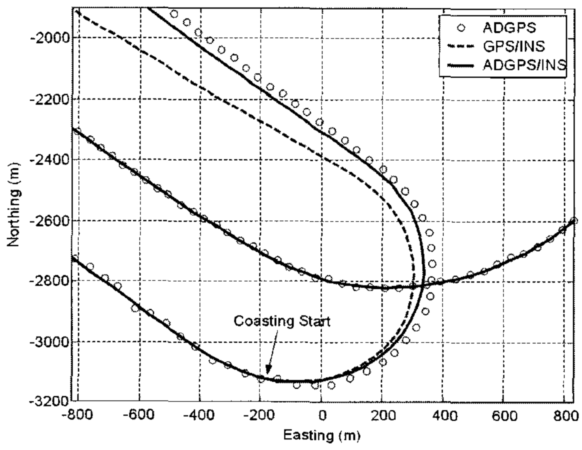


그림 19. Coasting 성능 시험 시 각 통합 항법 시스템의 위치 결과.

Fig. 19. Position result for coasting capability test.

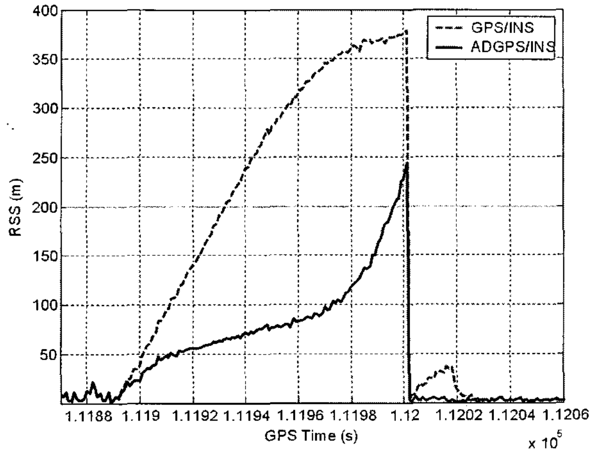


그림 20. Coasting 성능 시험 시 ADGPS와 각 통합 항법 시스템의 위치 차이의 RSS 값.

Fig. 20. RSS position difference between ADGPS receiver and navigation system for coasting capability test.

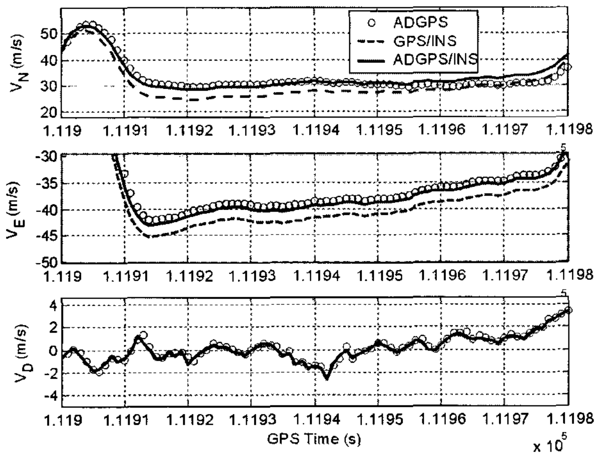


그림 21. GPS/INS와 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 속도 결과 비교.

Fig. 21. Velocity result for coasting capability test.

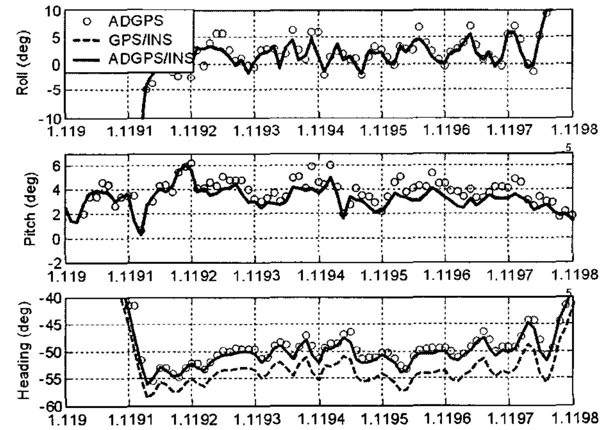


그림 22. GPS/INS와 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 자세 결과 비교.

Fig. 22. Attitude result for coasting capability test.

그림 21과 그림 22에 각 통합 항법 시스템의 속도 결과와 자세 결과를 비교하였다. ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 경우 통합 항법을 수행하는 동안 GPS 자세 측정치의 사용으로 관성 센서의 오차가 효과적으로 보정되었으므로 GPS 데이터를 사용할 수 없는 경우에도 GPS/INS 통합 항법 시스템에 비하여 더욱 우수한 항법 성능을 가짐을 실험 결과로부터 확인할 수 있다.

IV. 결론

본 논문에서는 무인 비행체용 저가의 신뢰성 있는 ADGPS/INS 통합 항법 시스템을 제안하였다. 제안하는 통합 항법 시스템에서는 저급의 관성 센서를 사용하는 경우에도 정확하고 신뢰할 수 있는 항법 성능을 제공하기 위해 고장 검출 및 분리 알고리즘을 포함시켰다. 제안한 통합 항법 시스템의 성능 평가를 수행하기 위해 소형 항공기에 통합 항법 패키지와 상용의 저급 MEMS 관성 센서 및 데이터 수집 시스템을 탑재하여 비행 시험을 수행하였다. 첫번째 비행 시험 결과 제안한 항법 시스템이 양호한 반복성을 가지며 비정상적인 GPS 데이터가 발생한 경우에도 신뢰성 있는 항법 성능을 가짐을 확인하였다. 고기동 환경에서 항법 시스템의 성능 평가를 위해 급격한 롤 및 피치 기동이 있는 비행 시험도 수행하였으며 상용의 수직 자이로와 비교 결과 제안한 항법 시스템이 정확한 자세 결과를 출력함을 확인하였다. 자세 측정치 사용의 효과를 확인하기 위해 GPS/INS 통합 항법 시스템과 제안한 ADGPS/INS 통합 항법 시스템의 성능을 비교하였다. 실험 결과 제안한 항법 시스템이 GPS/INS 통합에 비하여 항법 오차와 센서 오차를 더욱 빠르고 정확하게 추정하며 GPS 데이터를 사용할 수 없는 경우에도 더 우수한 항법 성능을 갖는 것을 확인하였다. 본 논문에서 제안한 ADGPS/INS 통합 항법 시스템은 무인 비행체뿐만 아니라 정확하고 신뢰할 수 있는 항법 성능이 요구되는 군용 및 민간용의 항법 시스템으로도 활용이 가능할 것으로 생각한다. 추후 연구로 ADGPS 수신기의 의사 거리, 의사 거리율 및 반송파 위상 정보를 측정치로 사용하는 강결합 방식의 통합 시스템 구현과 실제 무인 비행체를 이용한 성능 평가를 들 수 있다.

참고문헌

[1] Sir A. Michael, *Unmanned Aircraft (Brassey's Air Power: Aircraft, Weapon Systems and Technology series*, volume 3), Brassey's Defence Publishers, London, UK, 1988.

[2] S. Tsach, D. Penn, A. Levy, "Advanced technologies and approaches for next generation UAVs," *Proceedings of ICAS 2002 Congress*, pp. 131.1-131.10, 2002.

[3] http://www.smart-uav.re.kr, 스마트무인기기술개발사업단

[4] http://www.add.re.kr, 국방과학연구소

[5] J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd Edition, John Wiley & Sons, Inc., NY, 1991.

[6] S. Sukkarieh, E. M. Nebot, H. F. Durrant-Whyte, "A high integrity IMU/GPS navigation loop for autonomous land vehicle applications," *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 15, no. 3, pp. 572-578, 1999.

[7] M. Brenner, "Integrated GPS/inertial fault detection availability," *Proceedings of the ION GPS-95*, pp. 1949-1958, 1995.

[8] D. J. Biezad, *Integrated Navigation and Guidance Systems*, American Insititute of Aeronautics and Astronautics, Inc., VA, 1999.

[9] M. S. Grewal, L. R. Weill, A. P. Andrews, *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*, John Wiley & Sons, Inc., NY, 2001.

[10] R. S. Anderson, D. S. Hanson, A. S. Kourepenis, "Evolution of low-cost MEMS inertial system technologies," *Proceedings of the ION GPS 2001*, pp. 1332~1342, 2001.

[11] J. Beser, S. lexander, R. Crane, S. Rounds, J. Wyman, "TRUNAV™: a low-cost guidance/navigation unit integrating a SAASM-based GPS and MEMS IMU in a deeply coupled mechanization," *Proceedings of the ION GPS 2002*, pp. 545~555, 2002.

[12] R. Wolf, G. W. Hein, B. Eissfeller, E. Loehnert, "An integrated low cost GPS/INS attitude determination and position location system," *Proceedings of the ION GPS-96*, pp. 975-981, 1996.

[13] J. Evans, S. Houck, G. McNutt, B. Parkinson, "Integration of a 40 channel GPS receiver for automatic control into an unmanned airplane," *Proceedings of the ION GPS-98*, pp. 1173-1180, 1998.

[14] S. H. Oh, D.-H. Hwang, S. J. Lee, "An efficient integration scheme for the INS and the attitude determination GPS receiver," *Proceedings of ION 57th Annual Meeting*, Albuquerque, NM, pp. 334-340, 2001.

[15] 김진원, GPS 반송파 위상과 INS를 상호 보완적으로 이용한 자세 추정, 박사학위논문, 서울대학교, 1998.

[16] D.-H. Hwang, Y. S. Kim, S. H. Oh, S. T. Kim, S. J. Lee, "Initial alignment algorithm for the SDINS using multi-antenna GPS receiver," *Proceedings of the Asian Control Conference*, July, 2000.

[17] K. R. Britting, *Inertial Navigation System Analysis*, Wiley-Interscience, NY, 1971.

[18] G. R. Pitman, Jr., *Inertial Guidance*, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1962.

[19] D. H. Titterton, J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus Ltd., London, 1997.

[20] M. Pecht, M. Dube, M. Natishan, R. Williams, J. Banner, I. Knowles, "Evaluation of built-in test," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 37, no. 1, pp. 266-271, 2001.

[21] 오상헌, 황동환, 박찬식, 이상정, "삼중 차분 기법을 이용한 AGPS/INS 통합 항법 시스템 설계," 제어 · 자동화 · 시스템공학 논문지, 제 9 권, 제 9 호, pp. 736-745, 2003. 9.

[22] D. Goshen-Meskin, I. Y. Bar-Itzhack, "Unified approach to inertial navigation system error modeling," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 15, no. 3, pp. 648-653, 1992.

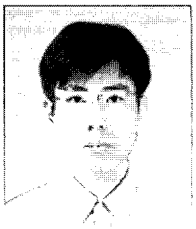
[23] B. D. Brumback, M. D. Srinath, "A Chi-Square Test for Fault-Detection in Kalman Filters," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. AC-32, no. 6, pp. 552~554, 1987.

[24] T. H. Kerr, "Statistical analysis of a two-ellipsoid overlap test for real-time failure detection," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. AC-25, no. 4. pp. 762-772, 1980.

[25] 안이기 외, 무인비행체 자동비행 및 지상제어시스템 개발, 민군겸용연구 연구개발보고서 #99-ST-E-3, 과학기술부, 2001. 10.

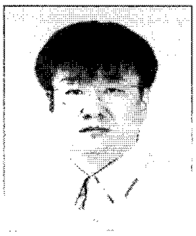
[26] E. D. Kaplan, *Understanding GPS: Principles and Applications*, Artech House, MA, 1996.

[27] P. S. Maybeck, *Stochastic Models, Estimation and Control*, vol. 1, Academic Press, NY, 1979.



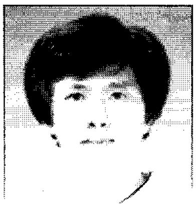
오 상 헌

1976년 11월 7일생. 1999년 충남대학교 전자공학과 졸업. 2001년 동 대학원 석사. 2004년 동 대학원 박사 과정 수료. 2004년~현재 ㈜네비콤 전임 연구원. 관심분야는 관성항법시스템, GPS/INS 통합항법시스템, 추정이론.



황 동 환

1962년 10월 29일생. 1985년 서울대학교 전기공학과 졸업. 1987년 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 석사. 1991년 동 대학원 박사. 1996년~현재 충남대학교 전기정보통신공학부 교수. 관심분야는 GNSS/INS 통합항법시스템, 항법시스템, 산업용제어시스템.



이 상 정

1957년 8월 15일생. 1979년 서울대학교 전자공학과 졸업. 1981년 동 대학원 석사. 1987년 서울대학교 제어계측공학과 박사. 1988년~현재 충남대학교 정보통신공학부 교수. 관심분야는 강인제어, GPS 수신기 설계.

박 찬 식

1961년 10월 1일생. 1984년 서울대학교 전자공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1997년 동 대학원 박사. 1984년~1997년 삼성전자 연구원. 1997년~현재 충북대학교 전기전자공학부 부교수. 관심분야는 GNSS 수신기 설계, 미지 정수 결정 알고리즘, 오차 해석.