

# 자세 측정용 GPS 수신기를 이용한 SDINS의 초기정렬 알고리즘

## Initial Alignment Algorithm for the SDINS Using an Attitude Determination GPS Receiver

김 영 선, 오 상 현, 황 동 환, 이 상 정, 전 창 배, 송 기 원, 박 찬 주

(Young-Sun Kim, Sang Heon Oh, Dong-Hwan Hwang, Sang Jeong Lee, Chang-Bae Jeon, Ki-Won Song, and Chan-Ju Park)

**Abstract :** Since the stationary alignment process of the SDINS is not completely observable, some forms of the aided alignment have been applied. The purpose of this paper is to propose a new initial alignment algorithm, which utilizes the attitude output from the AGPS(Attitude Determination GPS) receiver and to demonstrate the feasibility of the proposed algorithm with several experimental results. A Kalman filter is designed for utilizing the attitude output as well as the zero velocity information. Also analyzed is the observability of the SDINS error model. To show the feasibility of the proposed scheme, we implement an alignment system where HG1700AE IMU (Inertial Measurement Unit) from Honeywell and an AGPS receiver designed at Chungnam National University are used. Test trials are done to evaluate the performance of the proposed alignment scheme. The proposed algorithm provides as good initial alignment performance as a high accurate navigation system, MAPS(Modular Azimuth Positioning System) INS.

**Keywords :** SDINS, alignment, attitude determination GPS receiver, Kalman filter

### I. 서론

관성 항법 시스템(Inertial Navigation System, INS)은 외부 정보의 도움 없이 자이로 및 가속도계의 정보만을 이용하여 항체의 위치, 속도, 자세를 연속적으로 계산할 수 있는 시스템으로 센서가 안정대 위에 장착되는 GINS(Gimbaled INS)와 동체에 직접 부착되는 SDINS(Strapdown INS)로 나뉘어 진다[1][2]. SDINS는 GINS의 기계적인 안정대를 항법컴퓨터의 가상 안정대로 대체함으로써 구조적으로 간단하고, 전력소모가 적으며 유지보수에 유리한 장점을 가지고 있다. 반면 센서 측정치로부터 항법 결과를 제공하기 위해서 많은 계산이 필요한 단점을 가지나 1970년대 이후 반도체 기술의 발달에 따른 컴퓨터의 성능향상으로 점차 SDINS의 응용분야가 확대되는 추세이다[2].

SDINS에서 초기정렬은 항법모드 진입 전에 항법컴퓨터에 존재하는 가상의 안정대를 통하여 항체의 초기자세를 구하는 것이다. 관성 항법 시스템에서 초기정렬 오차는 가장 큰 오차 요인으로 작용하며, 그 오차는 계속 누적되어 시스템의 성능에 큰 영향을 미치게 된다[2]. 예로서, 10mg의 바이어스 오차를 갖는 가속도계와 시간 당 50°의 바이어스 오차를 갖는 자이로를 부착한 미사일이 200m/s<sup>2</sup>의 가속도로 발사되어 5초 후부터 등속운동 한다고 하면 발사 15초 후에 가속도계 오차가 약 11m, 자이로 오차가 7m의 위치오차를 유발시키는데 비하여 각 축의 초기정렬 오차가 0.5°이면 약 120m의 큰 위치오차를 유발시킨다.

이와 같은 중요성 때문에 초기정렬 과정에 대해서 많은 연구가 이루어져왔으며 SDINS의 초기 개략정렬(coarse alignment) 알고리즘에 관한 연구와 정밀정렬(fine alignment) 방법으로 자이로컴파싱 루프(gyrocompassing loop)나 칼만 필터를 이용한 초기정렬 알고리즘 구현에 관한 연구 결과들을 볼 수 있다[3]-[6]. 초기정렬의 정성적인 성능 분석을 위해서 가관측성 해석 기법이 많이 이용되고 있다. Jiang과 Lin[6]은 항체가 정지한 경우의 INS 초기정렬 과정은 완전 가관측하지 않음을 밝혔으며, Goshen-Meskin과 Bar-Itzhack[7], Lee 등 [8]은 각각 항체가 선형 가속 운동을 하거나 자세를 변화시키면 시스템이 완전 가관측함을 제어이론의 관점에서 분석하였다. 그러나 시스템의 가관측성을 향상시키기 위하여 항체가 선형 가속 운동을 하거나 자세를 변화하는 것은 다소 비현실적이며 여전히 긴 초기정렬 시간이나 낮은 정확도 등과 같이 해결해야 할 문제들이 남아있다.

1995년 완전 가동을 시작한 GPS(Global Positioning System)는 날씨나 시간, 지역에 관계없이 전세계 어디서나 뛰어난 항법 성능을 제공하므로 위성 전파 항법의 세계 표준으로 추진되고 있으며, 국내외에서 이에 대한 기초 및 응용 기술이 매우 활발히 연구되고 있다[9][10]. 특히 위성이 관측되지 않는 경우의 항법 성능을 보장하기 위하여 관성 센서와 결합한 시스템과 다수의 안테나와 반송파 위상 측정치를 이용하여 3차원의 자세를 제공하는 GPS 수신기 등은 최근에 많은 주목을 받고 있는 분야들 중의 하나이다[11][12]. 따라서 전술한 문제점을 해결하기 위하여 자세 측정용 GPS 수신기와 같은 보조 센서를 INS의 초기정렬에 이용하는 방법을 생각할 수 있다.

본 논문에서는 자세 측정용 GPS 수신기의 자세정보를 이용하는 SDINS의 새로운 형태의 초기정렬 알고리즘을 제안하고 이를 실제 적용한 실험결과를 제시한다. 제안한 알고

접수일자 : 2001. 4. 9., 수정완료 : 2001. 11. 8.

김영선 : 한국항공우주연구원

오상현 : 충남대학교 전자공학부(laborosh@cnu.ac.kr)

황동환, 이상정 : 충남대학교 정보통신공학부(dhhwang@cnu.ac.kr/eesjl@cslab.cnu.ac.kr)

전창배, 송기원, 박찬주 : 국방과학연구소(cbjeon@add.re.kr/sk1w2@hananet.net/chanjuga@lycos.co.kr)

리즘에서는 SDINS의 오차를 추정하기 위해 GPS 수신기의 자세정보와 영속도 정보를 이용한다. 이를 위해 새롭게 측정모델을 도출하여 칼만 필터를 구성하였으며 가관측성 조사와 Monte-Carlo 시뮬레이션 및 실험을 통하여 제안한 알고리즘이 타당하게 도출되었음을 확인하였다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 II절에서는 제안한 초기정렬 알고리즘의 전체 구조에 대하여 설명하였다. III절에서는 GPS 수신기의 자세정보와 영속도를 이용하는 칼만 필터 알고리즘을 설명하고 가관측성 조사를 통하여 본 논문에서 제시한 시스템이 완전 가관측함을 보였다. IV절에서는 실제 시스템에 적용한 실험결과를 나타내었으며 마지막으로 V절에 결론을 나타내었다.

**II. 제안한 초기정렬 알고리즘 구조**

그림 1에 본 논문에서 제안한 초기정렬 알고리즘의 전체 구조를 나타내었다. 제안한 알고리즘은 크게 스트랩다운 항법 계산 부분과 칼만 필터로 구성된다. 스트랩다운 항법 계산 부분은 IMU(Inertial Measurement Unit)로부터 측정된 속도 증분(Incremental velocity) 값과 각 증분(Incremental angle) 값으로부터 SDINS의 속도 및 자세를 계산한다[2]. 칼만 필터에서는 영속도 정보와 자세 측정용 GPS 수신기로부터 측정된 자세 정보를 이용하여 SDINS의 오차를 추정하며 스트랩다운 항법 계산 부분에서는 이를 이용하여 오차가 보정된 초기 자세를 결정한다.

**III. 칼만 필터 알고리즘**

**1. SDINS 오차 모델**

칼만 필터를 사용하여 SDINS 오차를 추정하기 위해서는 먼저 SDINS 오차모델과 측정모델을 설정해야 한다. SDINS 오차모델을 설정하기 위하여 다음과 같이 3가지 오차각을 정의하여 사용한다[13].

- i)  $\phi$ 각(phi-angle) : 기준 좌표계와 플랫폼 좌표계간의 오차각
- ii)  $\psi$ 각(psi-angle) : 컴퓨터 좌표계와 플랫폼 좌표계간의 오차각
- iii)  $\delta\theta$ 각(delta theta-angle) : 기준 좌표계와 컴퓨터 좌표계간의 오차각

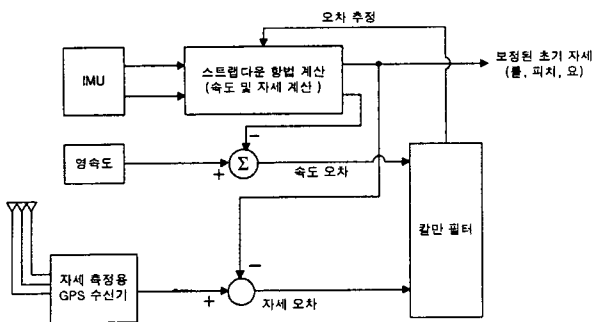


그림 1. GPS 수신기의 자세 출력값과 영속도 정보를 이용한 SDINS 초기정렬 방법.  
 Fig. 1. Initial alignment method for the SDINS using the GPS attitude output and the zero velocity information.

위의 3가지 오차각은 (1)과 같은 관계를 가지며 각각의 정의에 따라 다른 형태의 오차 방정식을 얻을 수 있다.

$$\phi = \psi + \delta\theta \tag{1}$$

일반적으로 INS 항법 오차모델로는 phi 오차모델과 psi 오차모델이 사용된다. phi 오차모델은 성능분석이나 시뮬레이션에 주로 사용되는 반면 psi 오차모델은 실제 항법시스템 구현 시 주로 사용되며 phi 모델에 비해 더욱 간결한 장점을 가진다[14]. 또한 SDINS의 오차모델은 GINS에서 쓰이는 오차모델과 구조적인 차이를 보이며, 시스템 모델에 동체 좌표계로부터 항법 좌표계로의 변환행렬을 포함한다. 본 논문에서는 GINS의 psi 오차모델을 SDINS에 적합한 형태로 변형하여 사용하였다. psi 오차모델은 위치오차, 속도오차, 자세오차를 상태변수로 가지나 보통 INS의 초기정렬 과정은 정확히 측정된 지점에서 수행하므로 위치오차는 영(zero)으로 둘 수 있다. 정확한 초기정렬을 위해 가속도계 및 자이로의 센서오차를 칼만 필터의 상태변수로 추가하였다. 본 논문에서는 센서의 주 오차성분을 랜덤 바이어스(random bias)로 모델링하였다. 속도, 자세오차에 대한 psi 오차모델 및 센서오차를 상태공간에서 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_f(t) \\ \dot{\mathbf{x}}_a(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{T} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_f(t) \\ \mathbf{x}_a(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{w}_f(t) \\ \mathbf{w}_a(t) \end{bmatrix} \\ &\equiv \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{w}(t), \quad \mathbf{w}(t) \sim \mathcal{N}(0, \mathbf{Q}) \end{aligned} \tag{2}$$

여기서,  $\mathbf{A}$ 는 시스템 행렬,  $\mathbf{w}$ 는 공정 잡음이고,  $\mathbf{Q}$ 는 공정 잡음의 공분산 행렬이다. (2)에서 칼만 필터의 상태변수  $\mathbf{x}$ 는 다음과 같이 속도오차, 자세오차 및 센서오차로 구성된다.

$$\mathbf{x}_f = [\delta V_N \quad \delta V_E \quad \delta V_D \quad \psi_N \quad \psi_E \quad \psi_D]^T \tag{3}$$

$$\mathbf{x}_a = [\nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T \tag{4}$$

여기서,  $\delta V$ ,  $\psi$ 는 각각 속도오차 벡터, 자세오차 벡터를 나타내며,  $\nabla$ ,  $\varepsilon$ 는 각각 가속도계와 자이로의 바이어스이다. 또한 아래 첨자  $N, E, D$ 는 항법 좌표계에서 지구 타원체에 대한 북쪽, 동쪽, 수직하강방향을 의미하며,  $x, y, z$ 는 동체 좌표계에서의 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)축을 나타낸다. 항체가 정지한 경우의 SDINS 오차 부행렬  $\mathbf{F}$ 는 (5)~(8)과 같다.

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{11} & \mathbf{F}_{12} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{F}_{22} \end{bmatrix} \tag{5}$$

$$\mathbf{F}_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_D & 0 \\ -2\Omega_D & 0 & 2\Omega_N \\ 0 & -2\Omega_N & 0 \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\mathbf{F}_{12} = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{F}_{22} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D & 0 \\ -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ 0 & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

여기서,  $g$ 는 중력가속도,  $\Omega$ 는 지구 자전 각속도 벡터를 나타낸다. (2)에서 부행렬  $\mathbf{T}$ 는 동체 좌표계에서의 센서오차를 항법 좌표계 값으로 변환하는 행렬로 (9)와 같이 주어진다.

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\mathbf{C}_b^n \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기서,  $\mathbf{C}_b^n$ 은 동체 좌표계에서 항법 좌표계로의 좌표변환 행렬을 나타낸다.

## 2. 측정 모델

GPS를 이용한 자세 결정은 여러 개의 안테나를 동체에 부착하고 반송파 위상 신호를 이용하여 안테나 사이의 기저선 벡터를 측정함으로써 가능하다. GPS와 INS의 자세 출력 값은 오일러각(Euler angle)의 형태로 주어지기 때문에 오일러각 오차를 칼만 필터의 측정값으로 사용할 수 있다. 그런데 SDINS 오차모델에서는 (3)과 같이 자세오차가 회전벡터 오차로 표현된다. 따라서 측정값을 이용해 INS의 자세를 추정을 위해서는 오일러각 오차를 회전벡터 오차로 표현해야 한다.

오일러각 오차와 회전벡터 오차의 관계는 참고문헌[15][16]에 잘 서술되어 있는데 이를 소개하면 다음과 같다. SDINS에서 계산한 좌표변환 행렬은 (10)과 같이 기준 좌표계  $n$ 과 근접된 기준 좌표계  $n'$ 로부터 설명할 수 있다. 여기서 정의된 기준 좌표계와 근접된 기준 좌표계 사이의 좌표변환 행렬은 자세변수의 오차가 원인으로 (11)과 같이 회전벡터 오차로 표현할 수 있다.

$$\bar{\mathbf{C}}_b^n \equiv \mathbf{C}_b^{n'} = \mathbf{C}_n^{n'} \mathbf{C}_b^n \quad (10)$$

$$\mathbf{C}_n^{n'} = \mathbf{I} + \frac{\sin \psi_o}{\psi_o} \boldsymbol{\Psi} + \frac{1 - \cos \psi_o}{\psi_o^2} \boldsymbol{\Psi}^2 \quad (11)$$

여기서,  $\boldsymbol{\Psi}$ 는 회전벡터 오차의 왜대칭 행렬(skew-symmetric matrix)이며  $\psi_o$ 는 회전벡터 오차의 크기이다. SDINS에서의 항체 자세 출력인 오일러각은 (12)~(14)와 같이 실제 값과 자세오차의 대수합으로 표현할 수 있다.

$$\bar{\alpha} = \alpha + \delta\alpha \quad (12)$$

$$\bar{\beta} = \beta + \delta\beta \quad (13)$$

$$\bar{\gamma} = \gamma + \delta\gamma \quad (14)$$

여기서,  $\alpha, \beta, \gamma$ 는 각각 롤, 피치, 요각의 실제 값을 나타내며,  $\delta\alpha, \delta\beta, \delta\gamma$ 는 각각의 오차를 나타낸다.

오일러각 오차와 회전벡터 오차의 관계는 (15)와 같이 오일러각 오차로 표현된 좌표변환 행렬과 회전벡터 오차로 표현된 좌표변환 행렬의 등식으로부터 유도할 수 있다.

$$\bar{\mathbf{C}}_b^n(\bar{\alpha}, \bar{\beta}, \bar{\gamma}) = \mathbf{C}_n^{n'} \mathbf{C}_b^n \quad (15)$$

(15)로부터 오일러각 오차와 회전벡터 오차의 관계는 (16)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \delta\alpha \\ \delta\beta \\ \delta\gamma \end{bmatrix} \equiv \mathbf{H}_G \begin{bmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \gamma / \cos \beta & -\sin \gamma / \cos \beta & 0 \\ \sin \gamma & -\cos \gamma & 0 \\ -\tan \beta \cos \gamma & -\tan \beta \sin \gamma & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{bmatrix} \quad (16)$$

초기정렬 수행시 항체는 정지 상태에 있으므로 SDINS에서 계산한 속도 벡터는 속도오차로 간주할 수 있으며 이 값 역시 칼만 필터의 측정치로 사용할 수 있다. 결국, 속도오차와 자세오차를 측정값으로 한 측정모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{z}(t) &= \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{H}_G & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_f(t) \\ \mathbf{x}_a(t) \end{bmatrix} + \mathbf{v}(t) \\ &\equiv \mathbf{H}\mathbf{x}(t) + \mathbf{v}(t), \quad \mathbf{v}(t) \sim \mathcal{N}(0, \mathbf{R}) \end{aligned} \quad (17)$$

여기서,  $\mathbf{H}$ 는 측정 행렬,  $\mathbf{v}$ 는 측정 잡음이고,  $\mathbf{R}$ 은 측정 잡음의 공분산 행렬이다.

## 3. 가관측성 해석

SDINS에서 초기정렬 시 영속도 정보만을 이용했을 때, 시스템은 완전 가관측하지 않은 것으로 알려져 있다[6]-[8]. 아래의 정리 1은 본 논문에서 제안하는 새로운 형태의 SDINS 초기정렬 알고리즘의 가관측성을 보여준다.

정리 1 : (2)와 (17)로 표현되는 주어진 시스템은 항체의 피치각이 90°가 아니면 완전 가관측하다.

증명 : (2)와 (17)로 표현된 시스템은 항체의 자세가 바뀌지 않는다면 선형 시불변이므로 (18)과 같은 가관측 행렬의 계수(rank)를 계산하여 완전 가관측 여부를 쉽게 판단할 수 있다.

$$\mathbf{O} = \begin{bmatrix} \mathbf{H} \\ \mathbf{H}\mathbf{A} \\ \vdots \\ \mathbf{H}\mathbf{A}^{11} \end{bmatrix} \quad (18)$$

(5)~(9) 및 (17)을 이용하여  $\mathbf{O}$ 를 다시 표현하면 (19)와 같다. 임의의 행렬에 기본 행 연산(elementary row operation)을 수행하여도 계수는 변함이 없으므로  $\mathbf{O}$ 의 계수를 조사하기 위해  $\mathbf{O}$ 에 기본 행 연산을 취한 행렬  $\mathbf{O}'$ 의 계수를 구하면 (20)과

같다.

$$O = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & H_G & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_{11} & F_{12} & C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & H_G F_{22} & 0_{3 \times 3} & -H_G C_b^n \\ F_{11}^2 & F_{11} F_{12} + F_{12} F_{22} & F_{11} C_b^n & -F_{12} C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & H_G F_{22}^2 & 0_{3 \times 3} & -H_G F_{22} C_b^n \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$rank(O) = rank(O') = rank \left( \begin{bmatrix} I_{12 \times 12} \\ 0_{60 \times 12} \end{bmatrix} \right) = 12 \quad (20)$$

(19)와 (20)의하여 가관측 행렬  $O$ 의 계수가 12로서 시스템의 차수와 같으므로 (2)와 (17)로 표현되는 시스템은 완전 가관측하다. ■

정지 상태에서 자세 측정용 GPS 수신기의 자세정보나 영속도 정보 중 하나라도 측정치로 사용되지 않는다면 (18)의 가관측 행렬의 계수가 12보다 작으므로 제시한 시스템이 완전 가관측하지 않음을 알 수 있다. 따라서 위의 정리 1의 결과로부터 자세 측정용 GPS 수신기를 사용할 경우 시스템의 모든 상태 변수를 추정할 수 있으므로 보다 정확한 초기정렬을 수행할 수 있음을 알 수 있다.

IV. 시뮬레이션과 실험

컴퓨터 시뮬레이션과 실험을 통하여 제안한 알고리즘의 효용성을 확인하였다. 시뮬레이션과 실험에서 관성센서는 중저급 성능을 갖는 미국 하니웰(Honeywell)사의 HG1700AE IMU(Inertial Measurement Unit)를 사용하였다. HG1700AE의 오차특성은 표 1과 같다.

1. 시뮬레이션

칼만 필터의 성능을 분석하기 위한 방법으로 주로 Monte-Carlo 시뮬레이션이나 공분산 해석이 널리 쓰인다. 이중 Monte-Carlo 시뮬레이션은 컴퓨터를 이용하여 생성한 오차가 포함된 센서 입력을 항법 계산식 및 필터식에 인가하고 오차의 평균 및 분산을 계산하여 필터의 성능을 분석하는 방법으로 충분한 수의 표본을 이룰 수 있도록 많은 횟수의 계산이 필요하다. 본 논문에서는 100회의 Monte-Carlo 시뮬레이

표 1. HG1700AE의 오차특성.  
Table 1. Error characteristics of the HG1700AE.

오차구분	오차크기(1σ)
자이로 랜덤 바이어스	1°/h
자이로 백색 잡음	80 μrad
자이로 랜덤 워크	0.125°/√7
가속도계 랜덤 바이어스	1mg
가속도계 백색 잡음	0.008ft/sec
가속도계 랜덤 워크	0.065ft/sec/√7

션을 수행하였다.

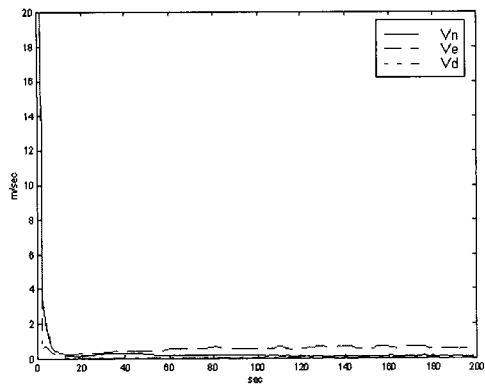
자세 측정용 GPS 수신기는 3 안테나 수신기를 모델링하였다. 기준 안테나(master antenna)는 동체의 중심에 두고 부안테나(slave antenna)를 롤축과 피치축에 배치하였다. 기저선 벡터는 동체 좌표계와 정확히 일치한다고 하였으며, 길이는 각각 1m, 1.025m로 두었다. 또한 시뮬레이션에서 사용한 GPS는 의사거리 측정오차를 33m(1σ), 반송파 위상 측정오차를 3mm(1σ)으로 설정하였다[17]. 기저선 벡터와 GPS의 자세오차는 서로 상관관계를 가지는데 이에 대해서는 참고문헌 [12]에 잘 기술되어 있으며 본 논문에서는 기저선 벡터의 추정오차가 없는 것으로 하였다. SDINS에서 속도, 자세 계산은 관성센서의 출력주파수에 따라 0.01초마다 수행하고 칼만 필터는 1초마다 동작시켰다. 항체의 초기자세는 롤, 피치, 요각 모두 0°로 가정하였다.

그림 2는 시뮬레이션 결과를 보여주며 각각은 오차에 대한 RMS(Root Mean Square)값을 나타낸다. 그림 2의 (b)는 제안한 알고리즘이 빠르고 정확하게 초기정렬을 수행함을 보여준다. 그림에서 요각 오차가 롤, 피치각 오차보다 작은 것은 GPS 수신기에서 제공하는 요각이 롤, 피치각보다 정확하기 때문이다[12]. 그림 2의 (c)와 (d)는 가속도계와 자이로의 바이어스 추정오차이다. 이 그림은 비록 센서 바이어스의 추정오차 수렴속도가 속도나 자세의 추정오차 수렴속도보다 느리지만 시간에 지남에 따라 비교적 정확하게 오차를 추정하고 있음을 보여준다. 시뮬레이션 결과는 칼만 필터가 모든 상태변수를 추정할 수 있음을 보여주며 이는 정리 1의 가관측성 조사 결과와 일치하는 것을 알 수 있다. 표 2는 100초가 경과한 후의 초기정렬 결과이다.

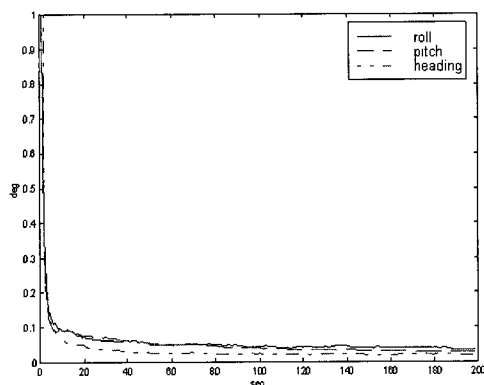
2. 실험

그림 3은 실험 장치의 구성을 보여준다. 실험에서는 자세 측정용 GPS 수신기로 충남대학교에서 설계 제작한 3 안테나 GPS 수신기를 사용하였다[18]. 안테나는 그림 3의 (a)에서 보듯이 기준 안테나를 중심으로 롤축과 피치축에 각각 부안테나를 설치하였다. 기저선 벡터의 길이는 각각 1m, 1.025m이다. 정렬 프로세서(alignment processor)는 GPS 수신기와 HG1700AE IMU의 인터페이스를 포함하며 센서 출력값으로부터 초기정렬을 수행한다. 제안한 알고리즘의 성능평가를 위해서는 실제값에 매우 가까운 측정치를 제공하는 정밀한 기준 시스템이 필요하다. 본 실험에서는 MAPS(Modular Azimuth Positioning System) INS를 탑재하여 기준 시스템으로 사용하였다. 미국 하니웰사에서 제작한 MAPS INS는 가속도계 바이어스가 56 μg(1σ)이고 자이로 바이어스가 0.0024°/h(1σ)인 매우 정밀한 항법 시스템이다. 본 논문에서 MAPS INS는 항체의 기본 좌표계 축과 매우 정확히 정렬되어 있다고 가정하였다. 앞으로 제시하는 모든 실험 결과는 기준 시스템인 MAPS INS의 출력값을 참 값이라고 두고 이를 기준으로 평가하였다.

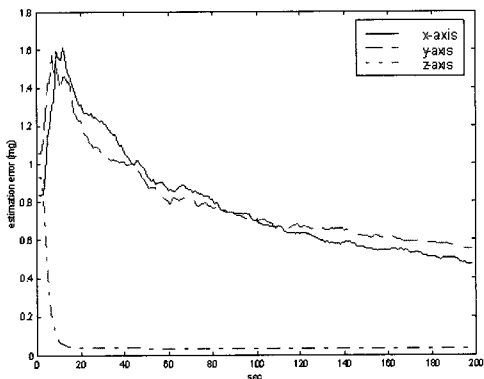
그림 4는 GPS 자세 출력값을 이용한 SDINS의 초기정렬 결과이다. 본 논문에서 제안한 초기정렬 알고리즘은 기저선 벡터와 SDINS 사이의 비정렬 각은 고려하지 않은 모델이다. 따라서 정확한 초기정렬 결과를 얻기 위해서는 자세 측정용 GPS 수신기의 기저선 벡터는 SDINS와 비정렬 각이 없



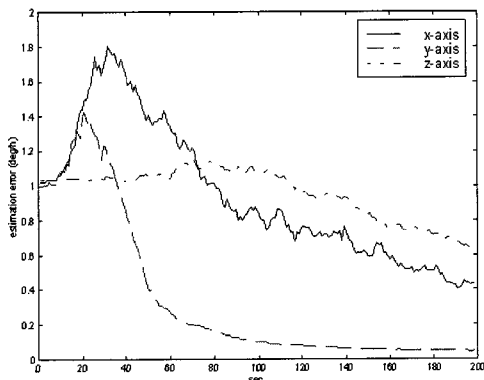
(a) 속도오차



(b) 자세오차



(c) 가속도계 바이어스 추정오차



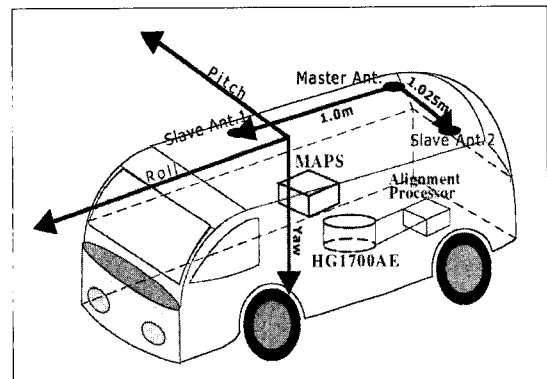
(d) 자이로 바이어스 추정오차

그림 2. 시뮬레이션 결과.  
Fig. 2. Simulation results.

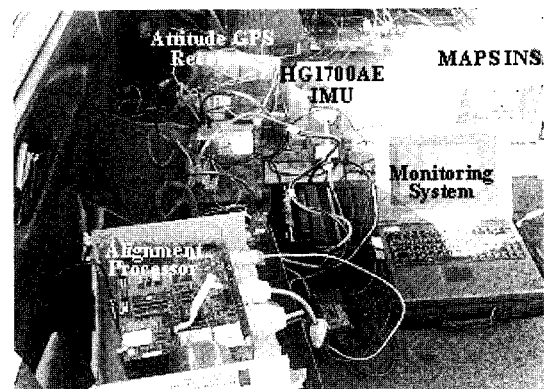
표 2. 100초 경과 후의 시뮬레이션 결과.

Table 2. Simulation results after 100sec.

구분	평균	표준편차 ( $1\sigma$ )
볼 각	0.0006°	0.045°
피치각	0.0006°	0.040°
요 각	0.0001°	0.025°



(a) 안테나 배치



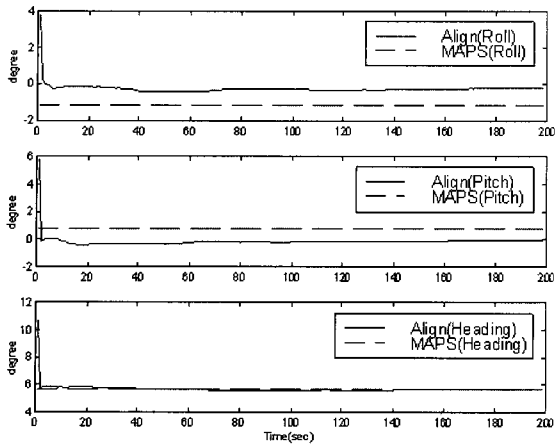
(b) 실험 차량 내부

그림 3. 실험 장치의 구성.

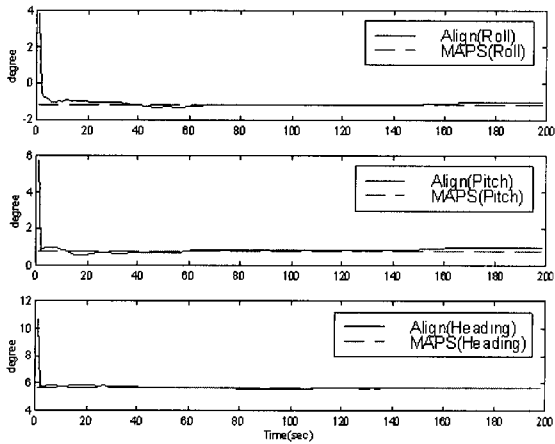
Fig. 3. Experimental setup for the initial alignment.

도록 장착하여야 한다. 실험에 사용한 HG1700AE는 차량 내부에 기구적인 방법으로 기준 시스템인 MAPS INS와 자세가 정확하게 일치하도록 장착되었다고 가정하였다. 그림 3의 (a)에서 보여주는 기준선 벡터는 가능한 한 SDINS의 동체 좌표계와 일치하도록 설치하였으나 실질적으로 정확하게 일치시킬 수 없으므로 비정렬 각이 존재하게 된다. 이의 영향으로 그림 4의 (a)는 SDINS 자세 출력 값이 MAPS INS의 초기정렬 값으로 수렴하지 않는 것을 보여준다.

비정렬 각은 광학 정렬(optical alignment)[19] 등의 여러 가지 방법으로 구하여 알고리즘 상에서 보정하거나, 그 값이 영이 되도록 할 수 있는 기구를 설치하여야 한다. 본 논문의 실험에서는 이러한 기구의 설치나 측정 방법을 사용할 수 없었으므로 다음과 같이 간접적으로 비정렬 각을 추정하여 보정에 사용하였다. GPS의 자세 출력 값은 반송파 위상 측정치의 이중 차분 값으로부터 구해지므로 바이어스 성분의 오차가 대부분 제거된다[12]. 따라서 GPS 자세 출력 값을



(a) 비정렬 각을 보정하지 않은 경우



(b) 비정렬 각을 보정한 경우

그림 4. 실험 결과.

Fig. 4. Experimental results.

장시간에 걸쳐서 취한 평균치와 기준 자세와의 차이는 GPS 기저선 벡터의 장착 비정렬 각으로 볼 수 있다. 본 논문에서는 1000초 동안의 GPS 자세 평균치를 취하여 이를 MAPS INS의 초기정렬 결과와 비교함으로써 간접적으로 SDINS와 기저선 벡터 사이의 비정렬 각을 추정하였다. 물론 이때 MAPS INS의 장착오차는 없는 것으로 가정하였다.

그림 4의 (b)는 전술한 방법에 의하여 구한 비정렬 각을 보정한 경우로, 그 결과가 MAPS INS의 초기정렬 값으로 수렴함을 알 수 있다. 실험 결과로부터 GPS 기저선 벡터를 동체 좌표계에 정확히 일치시키거나 그 장착 비정렬 각을 보정한다면 매우 빠르고 정확한 초기정렬 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다. 다음 표 3은 100초가 경과한 후의 초기정렬 결과이다.

표 3. 100초 경과 후의 초기정렬 실험 결과.

Table 3. Initial alignments result after 100sec.

구분	MAPS INS 결과	장착오차 보정 전	장착오차 보정 후
롤 각	-1.18°	0.32°	-1.14°
피치각	0.76°	-0.22°	0.79°
요 각	5.67°	5.57°	5.58°

V. 결론

본 논문에서는 자세 측정용 GPS 수신기에서 출력되는 자세 정보를 이용한 새로운 형태의 SDINS 초기정렬 알고리즘을 제안하였다. 제안한 알고리즘은 INS의 자세 추정시 GPS의 자세 출력값과 영속도 정보를 이용한다. SDINS 오차 추정을 위해 새로운 측정모델을 도출하여 칼만 필터를 구성하였다. 또한 가관측성 조사를 통해 피치각이 90°가 아닌 경우에 제시한 시스템이 완전 가관측함을 보였다. Monte-Carlo 시뮬레이션과 하니웰사의 HG1700AE IMU를 탑재한 항법 시스템의 적용실험을 통하여 제안한 알고리즘의 성능을 평가하였다. 실험에서 INS 자세추정을 위한 GPS 수신기로는 충남대학교에서 제작한 3 안테나 수신기를 사용하였으며 매우 정밀한 항법 시스템인 MAPS INS를 실험 시스템에 함께 탑재하여 알고리즘의 평가기준으로 이용하였다. 모의 실험 결과로부터 GPS 수신기의 자세 정보를 사용할 경우 제시한 시스템의 모든 상태 변수의 추정이 가능하며 SDINS의 자세 오차가 영으로 빠르게 수렴함을 확인하였다. 실제 실험 결과를 통하여 GPS 안테나의 장착 비정렬 각이 초기정렬 성능에 영향을 미치며 비정렬 각을 보정한다면 매우 정확한 초기정렬 결과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

추후과제로서 주행 중 정렬(in-motion alignment) 등을 통해서 GPS 기저선 벡터와 SDINS의 비정렬 각을 실시간으로 추정할 수 있는 알고리즘에 관한 연구와 GPS 기저선 벡터의 추정오차가 초기정렬 결과에 미치는 영향에 대한 분석 및 정렬 과정에서의 자세 측정용 GPS의 미지정수 검색이나 GPS 신호의 사이클 슬립(cycle-slip) 검출 문제에 INS 자세 정보 이용하는 방법에 관한 연구를 들 수 있다.

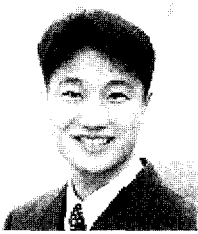
참고문헌

- [1] K. R. Britting, *Inertial Navigation Systems Analysis*, John Wiley & Sons Inc., London, 1971.
- [2] D. H. Titterton and J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus Ltd., United Kingdom, 1997.
- [3] 박찬국, 김광진, 박홍원, 이장규, “스트랩다운 관성항법시스템의 초기 개략정렬 알고리즘,” '96 한국자동차공학술회의논문집, pp. 856-859, 1996. 10.
- [4] 김종혁, 이시호, 문승욱, 김세환, 황동환, 이상정, 나성웅, “스트랩다운 관성항법시스템의 초기정렬 알고리즘 구현,” 제어·자동화·시스템공학 논문지, 제6권, 제2호, pp. 138-145, 2000. 2.
- [5] 김영선, 오상현, 황동환, “칼만 필터를 이용한 스트랩다운 관성항법장치의 초기정렬 알고리즘 구현,” '99 한국자동차공학술회의논문집, pp. C-298-C-301, 1999. 10.
- [6] Y. F. Jiang and Y. P. Lin, “Error estimation ground alignment through observability analysis,” *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 23, no. 1, pp. 92-97, January, 1992.
- [7] D. Goshen-Meskin and I. Y. Bar-Itzhack, “Observability analysis of piece-wise constant system-partII,” *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 4, pp. 1068-1075, October, 1992.
- [8] J. G. Lee, C. G. Park, and H. W. Park, “Multiposition align-

ment of strapdown inertial navigation system," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 29, no. 4, pp. 1323-1328, October, 1993.

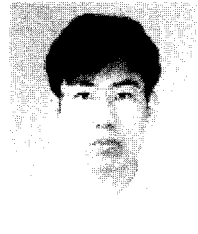
[9] J. Farrell and M. Barth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, McGraw-Hill, New York, 1999.  
 [10] 이상정, "GPS 기술 동향," 대한전기학회지, 제48권, 제8호, pp. 40-47, 1999. 8.  
 [11] 김진원, GPS 반송파 위상과 INS를 상호 보완적으로 이용한 자세 추정, 공학박사학위논문, 서울대학교, 1999.  
 [12] 박찬식, GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세결정, 공학박사학위논문, 서울대학교, 1997.  
 [13] G. M. Siouris, *Aerospace Avionics System : A Modern Synthesis*, Academic Press, 1993.  
 [14] D. Goshen-Meskin and I. Y. Bar-Itzhack, "A unified approach to inertial navigation system error modeling," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 15, no. 3, 1992.

[15] R. M. Rogers, *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.  
 [16] 송기원, 전창배, 이상정, "오일러각 정합방식의 전달정렬 칼만 필터 설계," '98 한국 자동 제어 학술 회의, pp. 1063-1056, 1998.  
 [17] J. L. Leva, M. U. de Haag, and K. V. Dyke, "Performance of standalone GPS," *Understanding GPS: Principles and Applications*, E. D. Kaplan Editor, Artech House, Inc., 1996.  
 [18] S. B. Son, C. S. Park, and S. J. Lee, "A development of low-cost high precision gps heading determination system," *The 4<sup>th</sup> International Symposium on Navigation & Application*, 1999.  
 [19] M. S. Grewal, L. R. Weill, and A. P. Andrews, *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*, John Wiley & Sons Inc., New York, 2001.



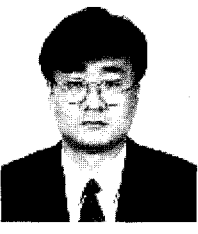
**김 영 선**

1973년 12월 3일생. 1999년 충남대학교 전자공학과 졸업. 2001년 동대학원 석사. 2001년~현재 한국항공우주연구원. 관심분야는 관성항법시스템, GPS/INS 통합항법시스템, 추정이론.



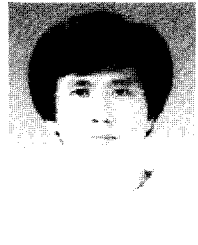
**오 상 현**

1976년 11월 7일생. 1999년 충남대학교 전자공학과 졸업. 2001년 동대학원 석사. 2001년~현재 동대학원 박사과정. 관심분야는 관성항법시스템, GPS/INS 통합항법시스템, 추정이론.



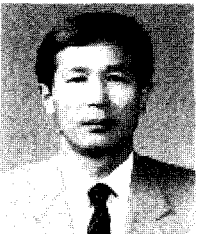
**황 동 환**

1962년 10월 29일생. 1985년 서울대학교 전기공학과 졸업. 1987년 한국과학기술원 전기공학과 석사. 1991년 동대학원 박사. 1996년~현재 충남대학교 정보통신공학부 부교수. 관심분야는 관성항법시스템, 통합항법시스템, 공정제어시스템.



**이 상 정**

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



**전 창 배**

1949년 5월 11일생. 1973년 서강대학교 전자공학과 졸업. 1983년 동대학원 석사. 1998년 충남대학교 전자공학과 박사. 1973년~현재 국방과학연구소 책임연구원. 관심분야는 추정이론, 관성항법시스템, GPS 항법.



**송 기 원**

1962년 1월 3일생. 1984년 성균관대학교 전자공학과 졸업. 1992년 충남대학교 전자공학과 석사. 1998년~현재 동대학원 박사과정. 1984년~현재 국방과학연구소 선임연구원. 관심분야는 필터, 추정이론의 GPS 및 관성항법에의 응용.



**박 찬 주**

1968년 10월 14일생. 1994년 부산대학교 정밀기계공학과 졸업. 1996년 동대학원 석사. 1996년~현재 국방과학연구소. 관심분야는 지능제어, 추정이론, 관성항법시스템.