

스트랩다운 관성항법시스템의 초기정렬 알고리즘 구현

Implementation of an Initial Alignment Algorithm for a Strapdown Inertial Navigation System

김 종 혁, 문 승 옥, 이 시 호, 김 세 환, 황 동 환, 이 상 정, 나 성 웅
(Jong-Hyuk Kim, Sung Wook Moon, See Ho Lee, Se Hwan Kim, Dong-Hwan Hwang, Sang Jeong Lee, and Sung-Woong Ra)

Abstract : In this paper, an initial alignment algorithm for a strapdown inertial navigation system is implemented using a RISC CPU board. The algorithm computes roll, pitch and yaw angles of the direction cosine matrix utilizing measured components of the specific force and earth rate when the navigation system is stationary. The coarse alignment algorithm is performed first and then the fine alignment algorithm containing a 3rd-order gyrocompass loop follows. The experimental set consists of an IMU, a CPU board and a monitoring system. Experimental results show that the implemented algorithm can be utilized in navigation systems.

Keywords : SDINS, initial alignment, coarse alignment, fine alignment, gyrocompass loop, IMU

I. 서론

관성항법시스템(Inertial Navigation System, INS)은 항체에 설치된 자이로스코프나 가속도계와 같은 관성센서를 사용하여 외부의 도움 없이 항법정보를 알아내는 계측시스템이다[1]. 일반적으로 관성항법시스템은 크게 김블드 관성항법시스템(Gimballed INS, GINS)과 스트랩다운 관성항법시스템(Strapdown INS, SDINS)의 2가지로 분류한다. GINS는 기준좌표계 역할을 수행하는 기계적인 안정대(mechanical stable platform)위에 설치된 센서로부터 측정되는 각속도 및 가속도를 이용하여 항법을 수행하는데 SDINS는 센서가 동체에 직접 부착되어 기계적인 안정대 대신 컴퓨터상의 해석적인 안정대를 사용하여 항법을 수행한다. GINS는 정밀한 항법에 많이 사용되어 왔지만 기계적인 장치로 구성되므로 유지보수가 어렵고 가격면에서도 고가인 단점을 가지고 있는데 SDINS는 작고 가벼우며 유지보수면에서 유리한 장점 때문에 점차 사용이 확대되고 있다[2].

관성항법 시스템에서 항법을 수행하기 전 항체의 자세를 구하는 초기정렬과정을 수행하여야 한다. 초기정렬의 형태는 크게 자기정렬(self alignment)과 전달정렬(transfer alignment)로 나누어지는데 정렬의 정확도는 센서의 오차, 외란 및 전달지연등 여러 가지 요인에 영향을 받는 것으로 알려져 있다[3]. 특히 초기자세오차는 항법을 수행하는 동안 계속 누적되어 항법 오차의 주요 원인으로 작용하게 되므로 항법성능을 향상시키기 위해서는 보다 정밀한 초기정렬 과정이 필요하다.

본 논문에서는 추후 관성항법시스템 및 복합항법시스템의 구성에 필요한 초기정렬 알고리즘을 항법컴퓨터를이용

하여 실시간으로 구현한 결과를 제시하고자 한다. 실시간 구현에 따른 하드웨어는 항법컴퓨터와 관성센서 및 모니터링 시스템으로 구성된다. 항법컴퓨터는 ARM 계열의 RISC CPU를 사용하여 제작하였고 관성센서로는 미국 하니웰(Honeywell)사의 HG1700 IMU를 사용하였으며 모니터링 시스템은 노트북 PC를 사용하여 구현하였다. 항법컴퓨터에는 실시간 커널(real time kernel)을 사용하여 멀티태스킹(multi tasking)이 가능한 환경을 구현하였으며 이에 따른 BSP(Board Supporting Package)는 직접 제작하였다. 또한 모니터링 소프트웨어는 Visual C++를 사용하여 구현하였다.

초기 정렬은 개략정렬(coarse alignment)과 정밀정렬(fine alignment)로 나누어 수행한다[1]. 개략정렬에서는 해석적인 방법으로 대략적인 초기자세를 구하며 정밀정렬에서는 자이로컴파스 루프(gyrocompass loop)를 사용하는 방법과 최적필터 개념을 도입한 칼만필터를 이용하는 방법이 있는데 본 논문에서는 자이로컴파스 루프를 사용하였다

II. 초기정렬 알고리즘

SDINS에서의 초기 자기정렬은 정지상태에서 측정된 중력가속도와 지구 자전 각속도를 이용하여 동체 좌표계와 항법 좌표계간의 초기자세를 나타내는 방향 코사인 행렬(direction cosine matrix) 또는 쿼터니언(quaternion)의 초기값을 구하는 과정이다[3].

초기정렬 알고리즘은 그림 1과 같은 좌표계를 사용하는 데, 먼저 동체좌표계와 Wander azimuth 좌표계사이의 수평축 정렬을 수행하고 다음으로 Wander azimuth 좌표계와 항법좌표계 사이의 수직축 정렬을 수행한다.

1. 개략정렬 알고리즘

개략정렬 알고리즘은 수평축 개략정렬과 방위각 개략정렬로 나누어진다. 수평축 개략정렬에서는 동체좌표계에서 측정된 중력가속도 성분을 이용하여 롤(Roll)각과 피치(Pitch)각을 계산한다[4]. 동체좌표계에서 측정된 중력가속

접수일자 : 1999. 2. 24., 수정완료 : 1999. 11. 24.

김종혁 : (주) 네비콤

문승옥, 이시호, 황동환, 이상정, 나성웅 : 충남대학교 전자공학과
김세환 : 국방과학연구소

* 본 논문은 1997년도 한국학술진흥재단 대학부설연구소 과제연구비에 의하여 연구되었습니다.

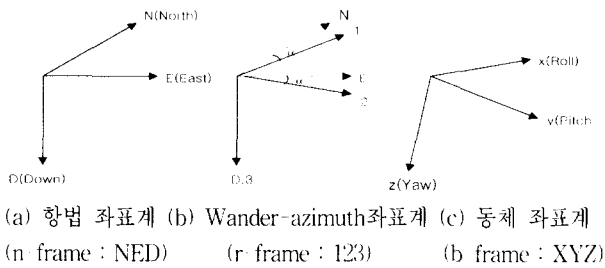


그림 1. 좌표계 정의.

Fig. 1. Definitions of coordinate systems.

도 f^b 와 항법 좌표계로 표현한 중력가속도 f^n 는 다음과 같은 관계를 가진다.

$$f^b = C_n^b f^n \quad (1)$$

여기서, $f^b = [f_x, f_y, f_z]^T$ 이고, $f^n = [0, 0, -g]^T$ 이며 C_n^b 는 항법좌표계에서 동체좌표계로의 방향코사인 행렬을 나타낸다.

(1)에서 C_n^b 을 롤각(ϕ), 피치각(θ), 요각(ψ)의 오일러 순서각을 사용하여 다시 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g \sin \theta \\ -g \sin \phi \cos \theta \\ -g \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

(2)로부터 다음과 같이 롤각과 피치각을 구할 수 있다.

$$\phi = \tan^{-1} \left[\frac{f_y}{f_z} \right] \quad (3)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left[\frac{f_y}{\sqrt{f_x^2 + f_z^2}} \right] \quad (4)$$

방위각 개략정렬에서는 항체의 요(Yaw)각(또는 방위각)을 계산하는데 Wander-azimuth 좌표계를 사용한다. 먼저 동체좌표계에서 측정된 지구 자전각속도 ω^b 와 Wander azimuth 좌표계로 표현한 지구 자전각속도 ω^r 은 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\omega^r = C_n^r \omega^b \quad (5)$$

여기서, C_n^r 은 (6)과 같이 동체좌표계에서 Wander azimuth 좌표계로의 방향코사인 행렬로서 (3)에서 구한 롤각과 피치각을 이용하여 다음과 같이 계산한다.

$$C_n^r = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (6)$$

또한, Wander-azimuth 좌표계로 표현한 지구 자전각속도 ω^r 과 항법 좌표계로 표현한 지구 자전각속도 ω^n 은 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\omega^r = C_n^r \omega^n \quad (7)$$

여기서, $\omega^n = [\Omega_0 \cos L \ 0 \ \Omega_0 \sin L]^T$ 이며 Ω_0 와 L 은 각각 지구 자전각속도와 위도를 나타낸다. ω^r 은 (5)를 사용하여 계산하며 C_n^r 은 항법좌표계에서 Wander-azimuth 좌표계로의 방향코사인 행렬을 나타내는데 (8)과 같다.

$$C_n^r = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

(7)을 성분별로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_0 \cos L \\ 0 \\ -\Omega_0 \sin L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega_0 \cos L \cos \psi \\ -\Omega_0 \cos L \sin \psi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

요각(ψ)은 (9)에서의 지구 자전각속도 성분인 ω_1 과 ω_2 을 이용하여 다음과 같이 계산한다.

$$\psi = \tan^{-1} \left[-\frac{\omega_2}{\omega_1} \right] \quad (10)$$

개략정렬에서 발생하는 자세각 오차는 오차각이 작은 경우 다음과 같이 계산 할 수 있다[4].

$$\delta \phi \cong \frac{\delta f_y}{f_z} \quad (11)$$

$$\delta \theta \cong \frac{\delta f_x}{\sqrt{f_x^2 + f_z^2}} \quad (12)$$

$$\delta a \cong \frac{\delta \omega_y}{\Omega_0 \cos L} \quad (13)$$

여기서, $\delta f_x, \delta f_y, \delta \omega_y$ 는 각각 동체좌표계에서의 x축과 y축 가속도계의 바이어스 및 y축 자이로의 바이어스를 나타내며 Ω_0 와 L 은 각각 지구 자전각속도와 위도를 나타낸다.

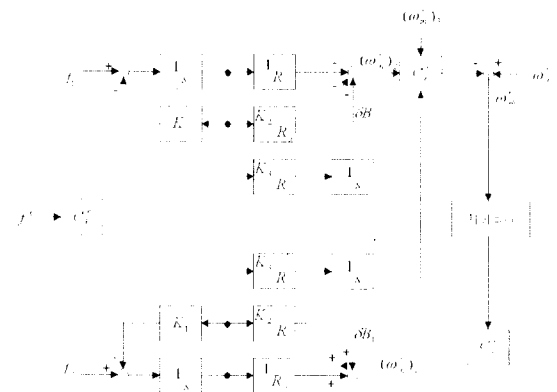


그림 2. 3차 자이로컴파스 루프.

Fig. 2. 3rd order gyrocompass loop.

2. 정밀정렬 알고리즘

SDINS에 대한 정밀정렬 알고리즘으로서 피드백 루프

를 이용하는 고전적인 방식의 자이로컴퍼스 루프를 소개한다[5][6]. 그림 2는 정밀정렬에서 사용하는 3차 자이로컴퍼스 루프의 블럭선도이다. 자이로컴퍼스 루프는 먼저 수평축 정밀정렬에 해당하는 정밀 수평축 정렬을 수행한 후 수직축의 정밀 방위각 정렬을 수행한다.

그림 2의 자이로컴퍼스 루프에서 자세계산은 쿼터니언 갱신방법을 사용하는데 동체좌표계에서 Wander-azimuth 좌표계로의 좌표변환을 나타내는 쿼터니언 Q_b^r 은 톨각과 피치각을 사용하여 다음과 같이 계산한다[7].

$$Q_b^r = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \\ \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \\ -\sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \end{bmatrix} \quad (14)$$

또한, 방향 코사인 행렬 C_b^r 은 (14)로부터 다음과 같이 계산한다.

$$C_b^r = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

그림 2의 3차 자이로컴퍼스 루프가 정상상태에 도달하였을 때 북쪽과 서쪽의 자이로 바이어스 추정치인 δB_1 , δB_2 는 다음과 같다.

$$\delta B_1 = (\omega_m^r)_1 = \Omega_o \cos L \cos a_o \quad (16)$$

$$\delta B_2 = (\omega_m^r)_2 = \Omega_o \cos L \sin a_o \quad (17)$$

이로부터 Wander 각 a_o 는 다음과 같이 계산한다.

$$a_o = -\tan^{-1} \left[\frac{\delta B_2}{\delta B_1} \right] \quad (18)$$

또한, Wander-azimuth 좌표계와 동체좌표계간의 Azimuth각 $\delta\psi$ 는 방향 코사인 행렬 C_b^r 로부터 다음과 같이 계산한다.

$$\delta\psi = \tan^{-1} \left[\frac{C_{11}}{C_{21}} \right] \quad (19)$$

(18)과 (19)로부터 방위각 ϕ 는 (20)과 같이 구할 수 있다.

$$\phi = a_o + \delta\psi \quad (20)$$

정밀정렬에서 유발되는 정렬오차는 그림 3과 같은 3차 자이로컴퍼스 루프에 대한 오차모델로부터 구할 수 있다[5][6].

그림 3의 오차모델에서 점선으로 표시한 수평축 커플링을 무시하고 가속도계와 자이로의 센서오차를 입력으로 하여 각 노드의 출력을 계산하면 다음과 같다.

$$\delta V_1(s) = \frac{[s^2 \delta f_1(s) + sg \delta \omega_2(s)]}{\Delta} \quad (21)$$

$$\delta V_2(s) = \frac{[s^2 \delta f_2(s) + sg \delta \omega_1(s)]}{\Delta} \quad (22)$$

$$\delta B_1(s) = \frac{K_3 [s \delta f_2(s) + g \delta \omega_1(s)]}{\Delta} \quad (23)$$

$$\delta B_2(s) = \frac{K_3 [s \delta f_1(s) + g \delta \omega_2(s)]}{R_0 \Delta} \quad (24)$$

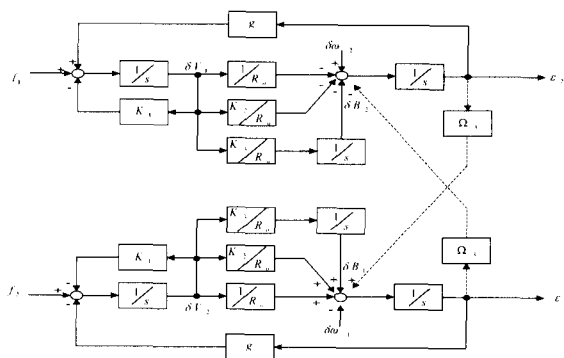


그림 3. 3차 자이로컴퍼스 루프 오차모델.

Fig. 3. The error model of the 3rd-order gyrocompass loop.

$$\epsilon_1(s) = \frac{[(K_3 + (1 + K_2)s) \delta f_2(s) - R_0 s(s + K_1) \delta \omega_1(s)]}{R_0 \Delta} \quad (25)$$

$$\epsilon_2(s) = \frac{[(-K_3 + (1 + K_2)s) \delta f_1(s) + R_0 s(s + K_1) \delta \omega_2(s)]}{R_0 \Delta} \quad (26)$$

여기서, ϵ_1 과 ϵ_2 는 수평축상의 오차각을 나타내며 특성방정식 Δ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \Delta &= s^3 + K_1 s^2 + \frac{(1 + K_2)g}{R_0} s + \frac{K_3 g}{R_0} \\ &= s^3 + K_1 s^2 + (1 + K_2) \omega_s^2 s + K_3 \omega_s^2 \end{aligned} \quad (27)$$

여기서, R_0 는 지구 반경, g 는 지구의 중력가속도, ω_s 는 슬러주파수(Schuler frequency)를 나타낸다.

(21)~(26)에서 가속도계와 자이로의 센서오차를 랜덤 상수로 두고 최종치 정리를 적용하여 정상상태에서의 해를 구하면 다음과 같다.

$$\delta V_{1,ss} = 0 \quad (28)$$

$$\delta V_{2,ss} = 0 \quad (29)$$

$$\delta B_{1,ss} = \delta \omega_1 \quad (30)$$

$$\delta B_{2,ss} = \delta \omega_2 \quad (31)$$

$$\epsilon_{1,ss} = \frac{\delta f_2}{g} \quad (32)$$

$$\epsilon_{2,ss} = -\frac{\delta f_1}{g} \quad (33)$$

정상상태에서의 방위각 오차 $\epsilon_{3,ss}$ 는 동쪽방향 자이로 바이어스인 $\delta \omega_1$ 과 (34)의 관계를 가지며 이로부터 (35)와

같이 계산된다.

$$\delta\omega_1 = (\Omega_o \cos L)\epsilon_{3,SS} \quad (34)$$

$$\epsilon_{3,SS} = \frac{\delta\omega_1}{\Omega_o \cos L} \quad (35)$$

위 식으로부터 자이로컴파스 루프에서 발생하는 방위각 오차는 개략정렬에서의 (13)과 같으며 동쪽방향의 자이로 바이어스와 위도에 의하여 결정됨을 알 수 있다.

그림 3의 3차 자이로컴파스의 루프이득을 결정하기 위하여 원하는 자이로컴파스 루프의 특성방정식을 다음과 같이 설정한다.

$$\begin{aligned} \Delta &= (s + \frac{1}{\tau_1})^2 (s + \frac{2}{\tau_1}) \\ &= s^3 + \frac{3}{\tau_1} s^2 + \frac{4}{\tau_1} s + \frac{2}{\tau_1^3} \end{aligned} \quad (36)$$

여기서 $\tau_1 = \tau \sqrt{2}$ 으로 치환하면

$$\begin{aligned} \Delta &= s^3 + \frac{3}{\sqrt{2}\tau} s^2 + \frac{4}{\sqrt{4}\tau^2} s + \frac{1}{\tau^3} \\ &\cong s^3 + \frac{2.38}{\tau} s^2 + \frac{2.52}{\tau^2} s + \frac{1}{\tau^3} \end{aligned} \quad (37)$$

이다. (27)과 (37)의 계수를 비교하여 자이로컴파스의 루프 이득을 다음과 같이 계산한다.

$$K_1 = \frac{3}{\sqrt{2}\tau} \quad (38)$$

$$K_2 = \frac{4R_0}{\sqrt{2}\tau^2} - 1 \quad (39)$$

$$K_3 = \frac{R_0}{\tau^3 g} \quad (40)$$

위 식을 이용하여 시간구간에 따라 원하는 특성방정식의 시정수를 변화시키면서 루프 이득값을 결정하였으며 이를 표 1에 나타내었다[5].

표 1. 자이로컴파스 루프 이득값.

Table 1. The loop gain of the gyrocompass loop.

	시간(t) [초]	시정수(z) [초]	K_1 [초 ⁻¹]	K_2	K_3 [초 ⁻¹]
정수평정 밀속렬	$0 \leq t < 40$	10	0.238	16401.27	0
정방위정 밀각렬	$40 \leq t < 60$	10	0.238	16401.27	650.925
	$60 \leq t < 100$	$t - 50$	$\frac{3}{\sqrt{2}\tau}$	$\frac{4R_0}{\sqrt{4}\tau^2} - 1$	$\frac{R_0}{\tau^3 g}$
	$100 \leq t$	50	0.048	655.091	5.207

III. 컴퓨터 시뮬레이션

초기정렬 알고리즘의 실시간 구현에 앞서 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 중저급 관성센서에 속

하는 미국 허니웰사의 HG1700AE IMU를 대상으로 수행하였는데 이에 대한 사양은 표 2와 같다. 시뮬레이션 방법은 몬테칼로(Monte-carlo)방식으로 40회 수행하였으며 시뮬레이션 시간은 개략정렬 120초, 정밀정렬 480초이다.

개략정렬 및 정밀정렬에 대한 시뮬레이션 결과는 표 3, 그림 4 및 그림 5와 같으며 동체좌표계와 항법좌표계가 일치된 경우를 기준으로 시뮬레이션 하였는데 정렬결과는 정렬오차를 나타낸다. 그림 4는 외란이 없는 경우의 개략정렬에 대한 시뮬레이션 결과인데 빠르게 자세각을 추정함을 볼 수 있다. (11)~(13)으로부터 IMU 센서의 가장 큰 오차요소인 바이어스로 인한 정렬오차가 롤각과 피치각에 대해 0.057°, 요각에 대해 4.8°임을 예상할 수 있는데 표 3의 결과는 예상오차와 거의 일치하는 것을 알 수 있다.

표 2. HG1700AE IMU의 사양.

Table 2. The specification of HG1700AE IMU.

오차 요소	크기(1σ)
자이로 랜덤바이어스	1 °/hr
자이로 백색잡음	80 μrad
자이로 랜덤워크	0.125 °/√h
가속도계 랜덤바이어스	1 mg
가속도계 백색잡음	0.008 ft/sec
가속도계 랜덤워크	0.065 ft/sec/√h

그림 5는 정밀정렬에 대한 시뮬레이션 결과로서 그림 5(a)와 그림 5(b)는 롤각과 피치각을 나타내는데 정밀 수평축 정렬이 초기 40초간 수행되므로 이 구간에서 롤각과 피치각이 크게 변화함을 볼 수 있다. 그림 5(c)는 요각을 나타내는데 정밀 수평축 정렬 구간에서는 일정하게 유지되며 40초 이후의 정밀 방위각 정렬 구간에서 일정한 값으로 수렴함을 볼 수 있다.

초기정렬 시뮬레이션 결과로부터 예상오차 범위내에서 동체의 초기자세를 비교적 정확하게 추정함을 알 수 있다.

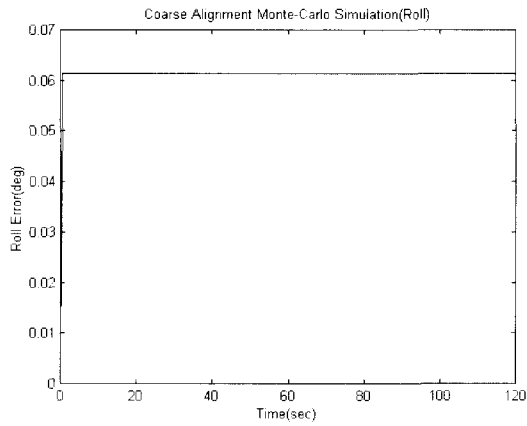
표 3. 초기정렬 시뮬레이션 결과.

Table 3. The simulation results of the initial alignment.

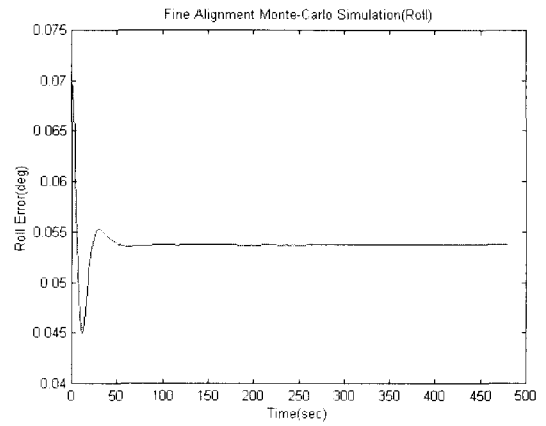
	개략정렬	정밀정렬
롤 각(도)	0.0613	0.0537
피치각(도)	0.0584	0.0551
요 각(도)	5.2023	4.9674

IV. 실시간 실험 및 결과

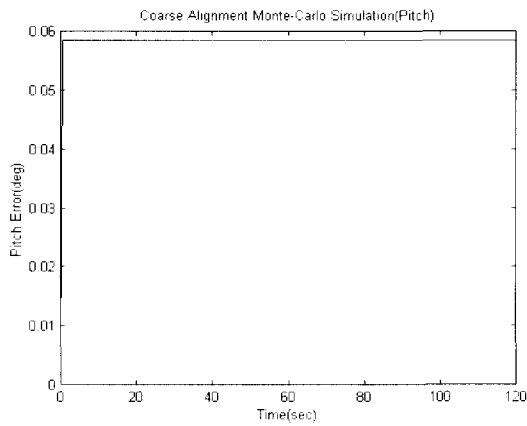
초기정렬 알고리즘을 실시간으로 구현하여 성능을 평가하기 위하여 측정 정반(precision surface plate)상에 실험 시스템을 구성하였다.



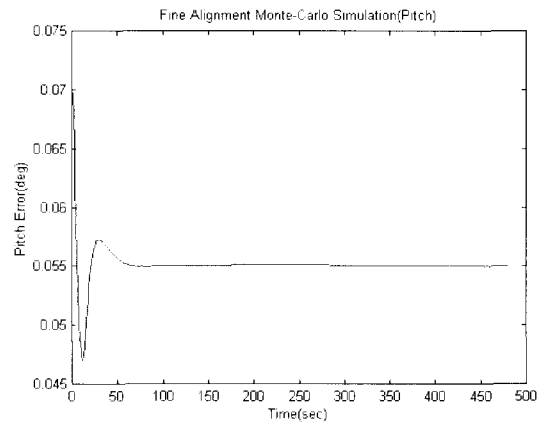
(a) 롤각



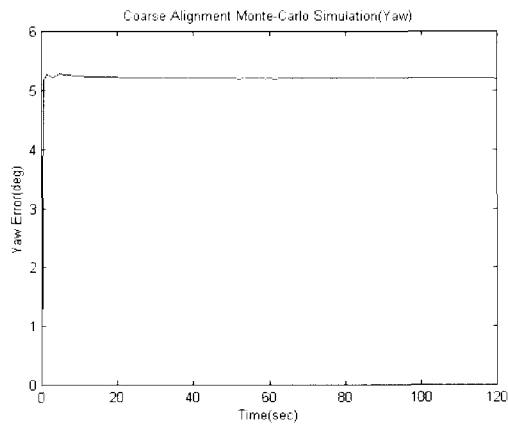
(a) 롤각



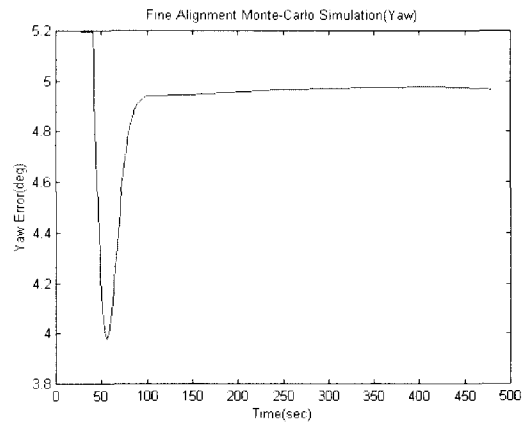
(b) 피치각



(b) 피치각



(c) 요각



(c) 요각

그림 4. 개략정렬 시뮬레이션 결과.

Fig. 4. The simulation results of the coarse alignment.

그림 5. 정밀정렬 시뮬레이션 결과.

Fig. 5. The simulation results of the fine alignment.

1. 실험 시스템

전체 실험 시스템은 그림 6과 같은데 크게 IMU, CPU보드, 모니터링 시스템으로 구성된다. IMU는 100Hz의 프레임 레이트(frame rate)의 관성 데이터를 SDLC(Synch-

ronous Data Link Control) 동기 통신 방식으로 전송한다. 초기 정렬 수행을 위한 CPU 보드는 부동소수점 처리기를 내장한 ARM7500FE RISC 칩을 사용하였으며 메모리로서 DRAM을 사용하였다. 또한 CPU 보드는 IMU 및 모니터

링 시스템과의 고속 데이터 통신을 위한 SDLC 인터페이스 회로를 내장하고 있다. 모니터링 시스템은 Pentium CPU를 내장한 노트북 PC를 사용하였으며 디스플레이용 프로그램은 Visual C++를 이용하여 구현하였으며 정렬결과의 출력 및 저장기능을 가지고 있다.

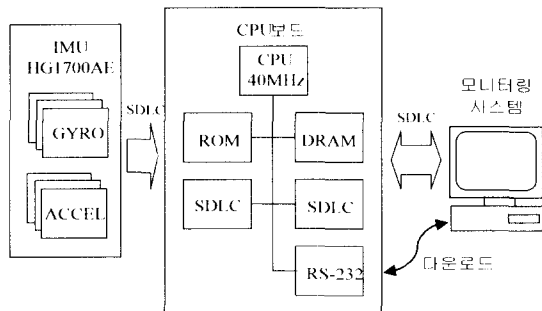


그림 6. 실험 시스템 구성도.
Fig. 6. The block diagram of the experimental system.

2. 실험 방법 및 결과

실시간으로 초기정렬을 수행하고 성능을 평가하기 위해서는 초기자세가 알려진 정밀한 기준시스템이 필요하다. 본 논문에서는 기준시스템으로서 그림 7과 같은 정반을 사용하였다.

정반면의 편평도는 3 μ m로 정반의 정렬오차 및 센서오차에 의한 정렬오차에 비하여 무시할만한 오차를 가진다. 정반의 정렬오차를 줄이기 위해서는 정반을 항법좌표계에 정확히 정렬시키는 과정이 필요한데 수평축 정렬은 수준계를 사용하였으며 방위각 정렬은 정밀한 나침반을 사용하였다.

초기 요각이 정반의 북쪽 방향에 대하여 0° 인 경우 180° 인 경우의 2가지 경우에 5회의 반복 실험을 수행하였다. 정렬시간은 3절에서의 시뮬레이션과 동일하다.

첫번째 경우에 대한 실험결과는 표 4 및 그림 8과 같다. 표 4는 개략정렬과 정밀정렬을 수행한 후의 결과에 대한 평균값과 표준편차를 나타낸다. 롤각과 피치각의 평균값은 거의 0°에 가까운 값을 보였으며 표준편차는 시뮬레이션에 의한 결과인 0.05°보다 작은 결과를 보였다. 요각은 약 12.1°인데 실험 장소에서의 자편각 오차 7.2°를 고려하면 평균 요각오차가 4.9°임을 알 수 있으며 시뮬레이션의 결과값인 4.96°를 넘지 않음을 알 수 있다. 그림 8(a)와 그림 8(b)는 정렬중의 롤각과 피치각의 변화를 그리고 그림 8(c)는 요각의 변화를 나타낸다.

두번째 경우에 대한 실험결과는 표 5 및 그림 9과 같다. 표 5의 결과로부터 롤각과 피치각은 첫번째 경우와 유사하며 요각은 약 182.8°로 자편각 오차 7.2°를 고려하면 평균 요각오차가 4.4°로서 예상 결과 범위 내에 있음을 알 수 있다. 그림 9(a)와 그림 9(b)는 롤각과 피치각의 변화를 나타내며 첫번째 경우보다 빠르게 수렴함을 볼 수 있다. 그림 9(c)는 요각의 변화인데 개략정렬에서는 예상오차보다 조금 큰 오차로 요각이 추정되었으나 정밀정렬에서는

예상 오차 범위내로 요각이 추정함을 볼 수 있다.



그림 7. 정반 및 실험시스템.
Fig. 7. The precision surface plate and the experimental system.

표 4. 초기정렬 실험 결과 (첫번째 경우).
Table 4. Experimental results of the initial alignment for the first case.

	평균(도)	표준편차(도, 1 σ)
롤 각	0.0028	0.0085
피치각	0.0003	0.0035
요 각	12.1014	0.7429

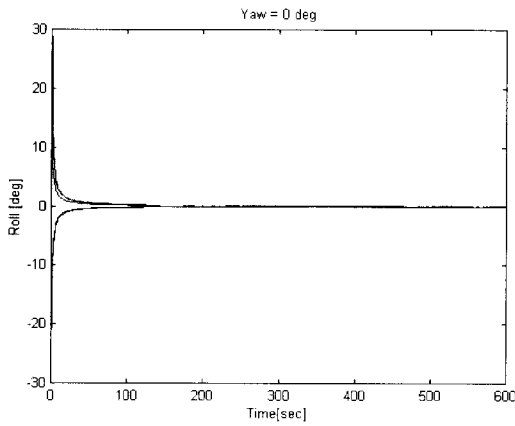
표 5. 초기정렬 실험 결과 (두번째 경우).
Table 5. Experimental results of the initial alignment for the second case.

	평균(도)	표준편차(도, 1 σ)
롤 각	0.0163	0.0115
피치각	0.0337	0.0068
요 각	182.8000	0.8271

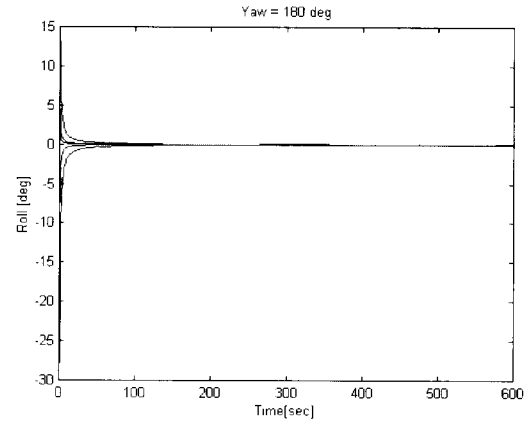
V. 결론

본 논문에서는 스트랩다운 관성항법시스템의 초기정렬 알고리즘을 RISC CPU 보드를 사용하여 구현한 결과를 제시하였다. 초기정렬 알고리즘은 개략정렬과 정밀정렬로 구성되는데 정밀정렬은 3차 자이로컴파스 루프를 사용하였다. 자이로컴파스 루프에 대한 오차해석을 수행하였으며 초기정렬 알고리즘에 대한 시뮬레이션과 실시간 실험을 통하여 정렬 오차가 예상 결과 범위 내로 추정됨을 확인하였다. 또한 개루프방식의 개략정렬보다 피드백 루프를 사용하는 정밀정렬에서 자세가 빠른 시간에 정확한 값으로 수렴함을 볼 수 있었다.

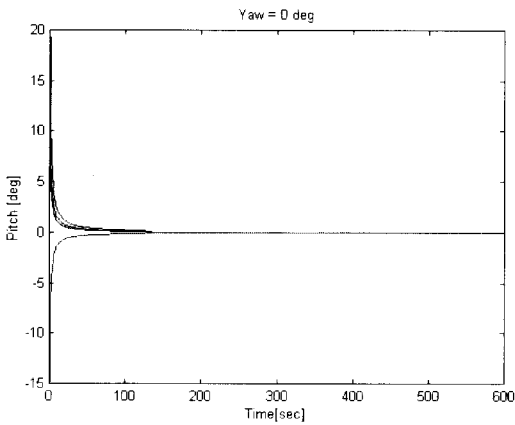
본 논문에서 구현한 초기정렬 알고리즘은 추후 스트랩다운 관성항법 시스템과 이를 위성항법 시스템인 GPS와 통합한 GPS/INS 통합항법 시스템의 구현시 유용하게 사용될 수 있을 것이다



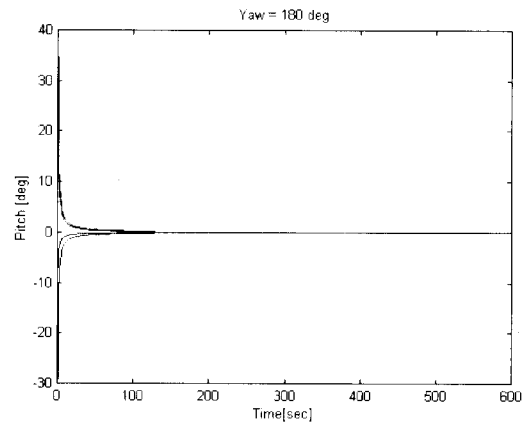
(a) 롤각



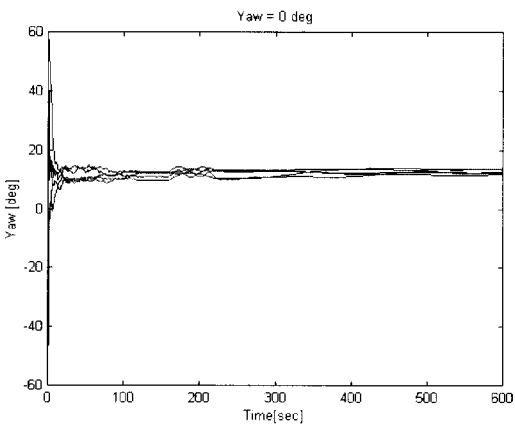
(a) 롤각



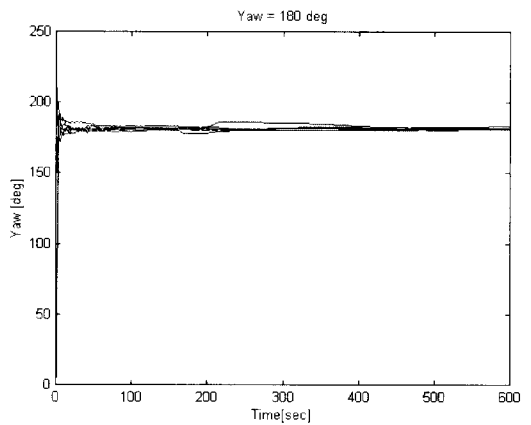
(b) 피치각



(b) 피치각



(c) 요각



(c) 요각

그림 8. 초기정렬 실험결과 (첫번째 경우).

Fig. 8. Experimental results of the initial alignment for the first case.

그림 9. 초기정렬 실험결과 (두번째 경우).

Fig. 9. Experimental results of the initial alignment for the second case.

앞으로 보다 정확하고 신속한 초기 정렬 결과를 얻기 위하여 최적필터 개념을 도입한 칼만필터를 사용하는 방법을 생각할 수 있으며 자세 정보를 제공하는 GPS 수신기를 이용한 정렬 방법 등이 계속 연구되어야 할 것이다.

참고문헌

[1] K. R. Britting, *Inertial Navigation Systems Analysis*, John Wiley & Sons Inc., 1971.
 [2] A. Lawrence, *Modern Inertial Technology*, Springer-

Verlag Inc, New York, 1993.

- [3] D. H. Titterton, J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus, United Kingdom, 1997.
- [4] 박찬국, 김광진, 박홍원, 이장규, "스트랩다운 관성항법시스템의 초기 개략정렬 알고리즘," 제어·자동화·시스템 공학 논문지, 제4권, 제15호 pp. 674-679, 10, 1998.

- [5] G. R. Pitman, *Inertial Guidance*, John Wiely & Sons Inc., New York, 1962.
- [6] S. C. Bose, *Lectures Notes on GPS/INS Integrated Navigation Systems*, Technalytics Inc., 1997.
- [7] R. B. Miller, "A new strapdown attitude algorithm," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 6, no. 4, pp. 287-291, 1983.



김 종 혁

1969년 3월 10일 생. 1997년 충남대 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1999). 1999년~현재 (주) 네비콤 연구원. 관심분야는 관성항법시스템, GPS/INS 통합 항법 시스템, 칼만 필터 등임.



문 승 욱

1972년 6월16일 생. 1996년 충남대 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1998). 1998년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 GPS 상관기, GPS/INS 통합 항법 시스템, 위성항법 시스템 등임.



이 시 호

1972년 6월 18일 생. 1998년 충남대 전자공학교육과 졸업. 1998년~현재 동 대학원 석사과정. 관심 분야는 관성항법시스템, GPS/INS 통합 항법 시스템, 칼만 필터 등임.



김 세 환

1961년 9월 28일 생. 1984년도 충남대 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1997). 현재 국방과학연구소 선임 연구원. 관심분야는 관성항법시스템, GPS/INS 통합 항법 시스템 등임.



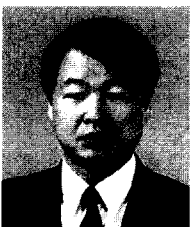
황 동 환

1962년 10월 29일 생. 1985년 서울대학교 전기공학과 졸업. 한국과학기술원 전기공학과 석사(1987). 동대학원 박사(1991). 1996~현재 충남대학교 전자공학과 조교수. 관심분야는 관성항법시스템, 통합 항법 시스템, 공정제어시스템 등임.



이 상 정

1957년 8월 15일 생. 1979년 서울대학교 전자공학과 졸업. 동대학원 석사(1981). 서울대학교 제어계측공학과 박사(1987). 1988년~현재 충남대학교 전자공학과 교수. 관심분야는 강인제어, GPS 수신기 설계 등임.



나 성 응

1953년 12월 6일 생. 1976년 서울대학교 전기공학과 졸업. 한국과학기술원 전기전자공학과 석사(1978). 동대학원 박사(1992). 1980~현재 충남대학교 전자공학과 교수. 관심분야는 이미지 코딩 임.