스트랩다운 관성항법시스템 성능평가 시험

이상종*, 유창선**, 심요한***, 김종철****

Performance Analysis of Strapdown Inertial Navigation System

Sang-Jong Lee*, Chang-Sun Yoo**, Yo-Han Shim***, Jong-Chul Kim****

Abstract

The purpose of this paper is to show and define the performance, the system mechanization and the algorithm of the Strapdown Inertial Navigation System(SDINS). First, navigation equations are derived in the Earth Fixed mechanization and this mechanization apply to the two kinds of inertial measurement units which consist of same fiber optic gyros and different accelerometers(SDINS-1 and SDINS-2). Those two accelerometers have the different bias. To evaluate its performance, two kinds of tests have been performed - static motionless test, and rectangle-route moving test. The results of the moving test are compared with the results of Differential GPS which has an accuracy with ±2.0mm. and are presented in this paper.

초 록

본 논문의 목적은 실제 관성항법센서를 사용하여 개발된 스트랩다운형 관성항법시스템 및 이용 알고리즘에 대한 성능 및 오차를 평가하는 것이다. 시험은 관성항법센서의 조합을 두가지로 나누어 수행하였는데, 서로 다른 바이어스를 갖는 중급의 가속도계와 저급의 가속도계가 사용되었으며, 자이로의 경우는 FOG(Fiber Optic Gyro)를 사용하였다(SDINS-1, SDINS-2). 관성항법시스템의 성능을 평가하기 위해서 두가지의 시험이 수행되었으며, 3축 운동 시험대를 이용한 지상정지시험과 차량을 이용한 단거리 주행시험을 수행하였다. 단거리 주행시험의 결과는 정확도 20 mm를 갖는 DGPS(Differential GPS)의 시험결과와 비교하였으며, 결과 및 오차를 나타내었다.

키워드 : 관성항법 시스템(inertial navigation system), 스트랩다운 관성항법 시스템(strapdown INS), 차분위성항법 시스템(differential GPS), 자세결정(attitude determination), 쿼터니언(quaternion)

* 비행선연구그룹/ albert@kari.re.kr
** 항법제어연구그룹/ csyoo@kari.re.kr
*** North Carolina State University
**** 항법제어연구그룹/ jckim@kari.re.kr

1. 서 론

스트랩다운 관성항법(Strapdown INS, SDINS)은 1950년대 후반에 개발이 시작되어 1966년 미

국 Honeywell사에 의하여 위성체 PRIME의 궤도 진입에 처음 사용되었으며 1969년에 Apollo 우주선의 유도제어시스템에 사용되면서 활발하게 연구가 수행되어져, 미사일 및 발사체의 유도제어 시스템, 여객기의 비행관리 시스템, 위성체의 자세제어등 다양한 분야에서 응용되어지고 있다.

기존의 짐벌(gimbal)을 사용한 항법시스템에 비해 스트랩다운 방식은 소형 및 경량화에 따른 전력감소와 가격인하 효과를 얻을 수 있으며 신뢰성이 높고 제작과 정비가 용이하다는 것이다.

스트랩다운 관성항법 구조는 크게 관성항법센서(Inertia Measurement Unit , IMU), 전자 유닛(Electronic Unit, EU), 항법계산 컴퓨터(Navigation Computer Unit, NCU)의 세부분으로 나눌 수 있으며, 본 논문에서는 스트랩다운 관성항법시스템의 관성항법센서로 Laser Gyro의 일종인 Fiber Optic Gyro (FOG)를 대상으로 하였다.

그림 1에는 기본적인 스트랩다운 관성항법 시스템의 구조를 나타내었는데, 그림에서 보는바와 같이 기본적인 스트랩다운 관성항법 시스템은 동체 좌표계에서 선형가속도계를 사용하여 가속도(a_b)를 측정하고 중력장(gravity field) 모델링을 통해 중력 g를 계산한 후, 자이로에서 측정되는 각속도를 통해 구할 수 있는 좌표 변환 행렬을 사용하여 동체 좌표계에서의 가속도 (a_b)를 관성 좌표계 또는 항법 좌표계에서의 가속도 (a_n)로 변환하여 이를 적분함으로써 속도(V)와 위치(R)에 대한 x, y, z축의 값을 얻게 된다.

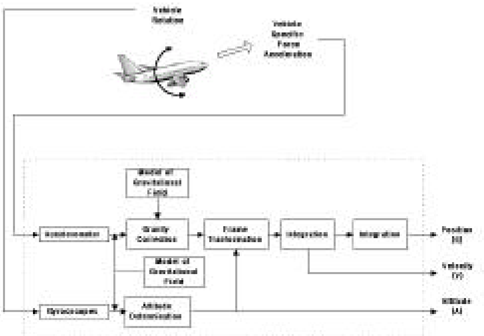


그림 1. SDINS의 구조

자이로나 가속도계 센서에서 측정되어지는 출력값에는 자이로의 바이어스, 토오크 측정계수의 비선형성 등이 포함되어 있는 오차가 존재하게 되며, 스트랩다운 관성항법 시스템이 완벽하게 비행체의 항법기능을 수행하려면 이와 같은 오차계수들을 추정하고 보정하여 되도록 정확한 가속도와 각속도 측정값을 사용하여야 한다.

본 논문은 개발한 관성항법시스템 알고리즘을 이용하여 실제 관성항법센서를 이용한 시스템의 성능시험을 통해 스트랩다운 관성항법시스템의 성능을 해석하였으며 그 결과를 기술하였다. 성능해석 시험은 지상정지 시험과 차량을 이용한 단거리 주행시험으로 수행되었으며, 단거리 주행시험의 경우는 기준값을 비교하기 위하여 정확도 20mm급의 DGPS (Differential GPS)를 사용하여 관성항법시스템의 항법결과를 평가하였다.

2. Strapdown INS 알고리즘

관성항법 시스템은 비행체의 자세계산을 위한 회전운동(rotational motion) 부분과 비행체의 위치 및 속도 계산을 위한 직선운동(translation motion) 부분으로 나뉘어 지며, 회전운동에서는 자이로로부터 측정된 각속도를 통해 비행체의 자세를 계산하는 자세계산 알고리즘이 사용되며, 직선운동에서는 가속도계로부터 측정된 선형 가속도를 적분하여 비행체의 위치와 속도를 구하는 알고리즘이 사용된다.

2.1 자세계산 알고리즘

본 연구에서는 자세계산에 있어서 쿼터니언(quaternion, λ)을 사용하였으며, 이 경우는 1개의 스칼라량과 3개의 벡터량으로 자세를 표현할 수 있으며, singularity 문제가 없고 자세 미분 방정식이 선형 방정식이며, 쿼터니언 처리를 위한 계산방식이 벡터 방식과 비슷하기 때문에 보다 효율적으로 자세를 표현할 수 있다.

$$\boldsymbol{\lambda} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \mathbf{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \phi/2 \\ \sin \phi/2 \cdot \mathbf{n} \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 쿼터니언은 $\lambda^T \cdot \lambda = 1$의 제한조건을 만족해야 하며, Rodriqez formula로 알려진 식 (2)를 통해 방향여현(Direction Cosine Matrix, A)으로 변환될 수 있다.

$$\mathbf{A}(\lambda) = (\alpha^2 - \mathbf{q}^T \cdot \mathbf{q}) \cdot \mathbf{I} + 2\left[\mathbf{q} \cdot \mathbf{q}^T - \alpha \cdot \mathbf{q} \times\right] \tag{2}$$

자세변환 행렬의 미분 방정식을 통해 임의의 시간(t)에 대한 각속도 벡터 ω를 측정함으로써 자세변환 행렬을 구할 수 있으며, 다음 식 (3)은 방향여현과 쿼터니언에 대한 미분운동 방정식이다.

$$\frac{d}{dt}\mathbf{A} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{A}, \quad \frac{d}{dt}\boldsymbol{\lambda} = \frac{1}{2}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \boldsymbol{\lambda} \tag{3}$$

여기서, 각속도 벡터는 스칼라 양이 0인 쿼터니언으로 볼 수 있으므로 다음 식으로 정의된다.

$$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}^T \\ \boldsymbol{\omega} & -\boldsymbol{\omega}\times \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\omega}\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{4}$$

식 (4)에 대한 수치적분값은 Peano series 전개를 통해 다음과 같이 유사해를 구할 수 있으며, 식 (5)를 통해 각 시간에서의 자세 및 좌표변환 행렬을 구할 수 있다.

$$\boldsymbol{\Phi}(\delta\boldsymbol{\lambda}) = \mathbf{I} + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}(\tau_1))d\tau_1 + \frac{1}{4}\int_{t_0}^{t}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}(\tau_1))\int_{t_0}^{t}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}(\tau_2))d\tau_2 d\tau_1 + \ldots$$

$$\delta\boldsymbol{\lambda} = \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t}\boldsymbol{\omega}(\tau_1)d\tau_1 \end{bmatrix} + \frac{1}{4}\int_{t_0}^{t}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}(\tau_1))\int_{t_0}^{t}\begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}(\tau_2) \end{bmatrix}d\tau_2 d\tau_1 + \ldots \tag{5}$$

2.2 속도 및 위치계산 알고리즘

앞절에서 유도한 자세계산 알고리즘을 통해 동체 좌표계와 항법 좌표계(또는 관성 좌표계)사이의 좌표변환 행렬을 구할 수 있으며, 이 좌표변환 행렬은 비행체의 위치 및 속도를 계산하는 항법 방정식에서 측정된 선형 가속도를 동체 좌표계에서 항법 좌표계로 변환시켜 최종적인 비행체의 속도 및 위치를 계산할 수 있도록 해준다.

이러한 목적을 위해 본 연구에서 사용된 세가지 좌표계, 관성 좌표계 (inertial frame, $O_* x_* y_* z_*$) , 항법 좌표계(navigation frame, Oxyz) 및 동체 좌표계(body frame, P)을 그림 2에 도시하였다.

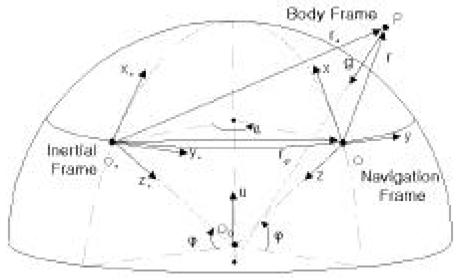


그림 2. 항법식 유도를 위한 좌표계의 정의

우선 항법 좌표계의 운동을 표현하기 위해서는 관성 좌표계에 대한 항법 좌표계의 지구자전속도 벡터($\mathbf{u}_e$) 및 접선속도($\mathbf{v}_e$), 구심가속도($\mathbf{w}_e$)를 정의해야 하며 다음 식으로 표현된다.

$$\mathbf{u}_e = \Omega\begin{bmatrix}\cos\varphi & 0 & -\sin\varphi\end{bmatrix}^T \tag{6}$$

$$\mathbf{v}_e = R \cdot \Omega \cdot \cos\varphi\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\end{bmatrix}^T \tag{7}$$

$$\mathbf{w}_e = \mathbf{u}_e \times \mathbf{v}_e = R \cdot \Omega^2 \cdot \cos\varphi\begin{bmatrix}\sin\varphi & 0 & \cos\varphi\end{bmatrix}^T \tag{8}$$

여기서, φ는 위도(latitude), Ω는 지구 자전속도, R은 지구 반지름을 나타낸다.

관성좌표와 동체좌표 사이의 좌표변환 행렬(**A**)은 앞절에서 유도한 자세계산 알고리즘을 통해 정의되며 관계식은 다음과 같다.

$$\dot{\boldsymbol{\lambda}}(t) = \frac{1}{2}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \boldsymbol{\lambda}(t), \quad \dot{\mathbf{A}}(t) = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{A}(t) \tag{9}$$

위의 자세계산 미분방정식을 시간에 대해 적분함으로써 좌표변환 행렬을 구할 수 있으며, 관성 좌표계에서 일반적인 항법 운동식은 다음 식 (10)과 같이 정의된다.

$$\dot{\mathbf{v}}_*(t) = \mathbf{A}^T(t)\mathbf{a}(t) + \mathbf{g}(\mathbf{r}_*), \quad \dot{\mathbf{r}}_*(t) = \mathbf{v}_*(t) \tag{10}$$

여기서 **r***, **v***는 관성 좌표계에서 정의되는 위치 및 속도 벡터이고, 윗 식의 초기조건은 코리올리의 법칙(Law of Coriolis)을 사용하면 다음과 같다.

$$\mathbf{v}_*(t_0) = \mathbf{v}(t_0) + \mathbf{u}_e \times \mathbf{r}(t_0) + \mathbf{v}_e, \quad \mathbf{r}_*(t_0) = \mathbf{r}(t_0) \tag{11}$$

여기서 r, v 벡터는 항법 좌표계에서 정의된 위치 및 속도 벡터이고, 초기시간 t_0에서는 관성 좌표계 및 항법 좌표계가 일치하므로 식 (11)이 유효함을 알 수 있다. 식 (11)을 두 번 적분하며 다음과 같이 정리된다.

$$\left.\begin{aligned} \mathbf{v}_*(t) &= \mathbf{v}_*(t_0) + \mathbf{v}_i(t) \\ \mathbf{r}_*(t) &= \mathbf{r}(t_0) + \Delta t \cdot \mathbf{v}_*(t_0) + \mathbf{r}_i(t) \end{aligned}\right|, \quad \Delta t = t - t_0 \qquad (12)$$

여기서,

$$\left.\begin{aligned} \mathbf{v}_i(t) &= \int_{t_0}^{t} [\mathbf{A}^T(\tau)\mathbf{a}(\tau) + \mathbf{g}(\mathbf{r}_*)] d\tau \\ \mathbf{r}_i(t) &= \int_{t_0}^{t}\int_{t_0}^{\tau} [\mathbf{A}^T(\tau)\mathbf{a}(\tau) + \mathbf{g}(\mathbf{r}_*)] d\tau^2 \end{aligned}\right| \qquad (13)$$

3. 하드웨어 구성

스트랩다운 관성항법시스템(SDINS)의 하드웨어(H/W) 구성은 기본적으로 비행체 및 이동체의 관성량 (각속도 및 가속도)을 측정하기 위한 관성항법센서(Inertial Measurement System, IMU)와 관성항법센서에서 측정된 기본 값을 사용하여 측정자료를 저장하고 여러 가지 수치계산을 수행하는관성항법 컴퓨터(자료저장장치)로 구분된다.

3.1 관성항법센서

비행체 및 이동체의 실제 시험시 동체 좌표계의 x, y, z축에 대한 직각을 유지하면서 장·탈착의 용이함을 위해 다음 그림 3과 같이 1축 FOG 3개와 1축 가속도계(A-12) 3개 및 3축 가속도계(CXL02LF3)를 장치할 수 있는 mounting 프레임을 제작하였다. 관성항법센서 중 자이로는 미국 KVH사의 1축 FOG (model no:RA2100) 3개를 사용하였으며, 사용된 FOG는 1축 interferometric 타입의 FOG로서 입력 전압은 DC +12V(+9 +18V), 170mA 이고 측정범위 ±100。/s에 부합되는 아날로그 전압이 출력으로 제공된다. 무게는 약 0.34 kg이고, 자이로의 운용 온도 범위는 -40 +70°C에서 정상적인 동작을 보장하고 있다. 바이어스는 일정온도에서 0.005。/s의 성능을 제공하며, 정밀도는 0.014。/s로 저급 성능의 관성항법센서이다. 표 1에 성능을 종합하여 나타내었다.

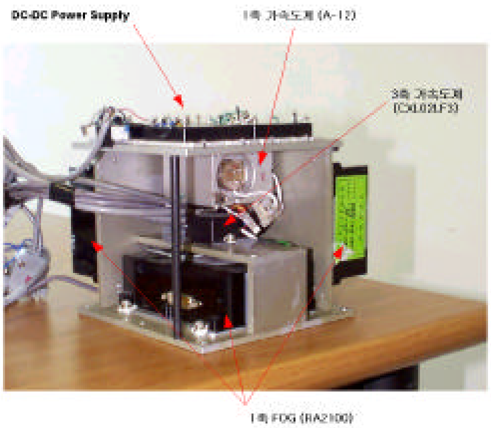


그림 3. 관성항법센서 (IMU) 블록

표 1. FOG의 성능사양

Performance		RA2100	Unit
Performance	Range	±100	°/sec
	Resolution Rate	0.014	°/sec
	Scale Factor	20	mV/ °/sec
	Nonlinearity	0.5	%, rms
	Full Tsmp	2	%, p-p
	Bias Stability	0.002	°/sec, 1σ
	Angle Random Walk(noise)	5	°/hr/rt-Hz
	Bandwidth	100	Hz
	Turn on Time	1	sec
Electrical	Input Voltage	+9 +18	Vdc
	Sensor Output	20	mV/deg/s
Physical	Weight	0.34	Kg
	Operating Temparature	-40 +75	℃
	Size	112×108×41	mm

표 2. 3축 가속도계(CXL02LF3)의 성능사양

Performance		CXL02LF3	Unit
Perforamnce	Range	±2	g
	Sensitivity	1	V/ g
	Bandwidth	125	Hz
	Noise	1.5	mg, rms
	Noise density	130	$\mu g/\sqrt{Hz}$
	Nonlinearity	±1	% FS
	Zero g-output	2.5±0.15	mV
Environmental	Temperature Range	-40 +85	℃
	Temperature Sensitivity	±3.5	% FS
	Shock	2000	g
	Input Voltage	5	Vdc

가속도계의 경우는 두 가지 종류를 사용하는데, 하나는 저급 성능의 가속도계로서 미국 Corssbow사의 CXL02LF3이며, 다른 하나는 중급 성능의 가속도계로서 러시아 Ramenskoye Design Bureau사의 A-12이다.

CXL02LF3은 silicon micro-machined 타입의 ±2g의 측정범위를 가지며, 바이어스는 ±30mg 이다. 입력전압은 DC 5V, 12mA이며, 출력전압은 2.5V를 기준으로 ±2V의 범위로 출력된다. 표 2에 CXL02LF3 3축 가속도계의 성능사양을 나타내었다.

표 3. 1축 가속도계 (A-12)의 성능사양

TSF	Nominal Torquer Scale Factor (TSF)	1.7 ±0.5 mA/ g
	TSF Repeatability (during one year)	< 200 ppm
	TSF-non linearity	< 30 $\mu g/g^2$
	TSF-temparature sensitivity	< 20 ppm/ ℃
IAE	Input Axis Error (IAE) (direct component)	< 10 mR
	IAE Repeatability (during one year)	< 100 μR
	IAE temparature sensitivity	< 25 μR/ ℃
Bias	Bias (direct component)	< 17 mg
	Bias Repeatability (during one year)	< 0.3 g
	Bias temparature sensitivity	< 30 μg/ ℃
Environmental	Zero Signal Drift (during one hour)	< 25 μg
	Torquer Resistance	150 Ω
	Operational Temparature	75±2 ℃
	Temparature Range	-60℃ +80℃
	Shock	7g, 16 20 ms
	Weight	38 gram

중급의 선형 가속도계(A-12)는 선형 1축 실리콘 진자를 이용한 torque- feedback 가속도계로서 내부에 온도보상회로를 포함하고 있다. 가속도계의 입력전압은 ±15V DC, 50 mA이며, 측정범위는 ±20g로서 바이어스는 0.5mg이다. 그림 3.6에서 나타난 것과 같이 가속도계를 장착시킬 외부 프레임을 가공 · 제작하여 3개의 1축 가속도계를 고정한 후 사용하였다. 가속도계의 사양은 표 3과 같다.

3.2 관성항법 컴퓨터

본 연구에서 사용되는 시험 자료 변환 및 저장시스템은 각각의 측정센서에서 출력되는 신호를 디지털 신호로 변환하는 AD 컨버터와 변환된 자료를 이용하여 관성항법 알고리즘을 처리하고 결과를 저장하는 항법컴퓨터로 구성되며, 항법 컴퓨터에는 16-bit 분해능(resolution)의 최대 32 채널용 AD 컨버터가 장치되어 있다

그림 4. 관성항법 컴퓨터

AD 컨버터 보드와 자료처리 컴퓨터는 열악한 외부환경과 진동 및 충격에 견딜 수 있는 Industrial/Rugged PC로서 독일 Or Industrial Computer사의 제품을 사용하였다. (그림 4)

실제 관성항법시스템에서 데이터의 1 프레임 샘플링 주기는 PC의 Internal Clock을 이용하여 결정하였으며, 샘플링주파수(sampling frequency)로 20, 25, 40, 50, 67, 100Hz를 선택하여 이용할 수 있도록 프로그램을 설계하였다.

그림 5에 표시한 것처럼 사용되는 측정채널은 FOG에서 출력되는 각속도 3채널과 온도 3채널, A-12 가속도계 및 CXL02LF3 가속도계에서 각각의 가속도 6채널 및 외부온도 측정 1채널로 총 16채널을 사용하였다.

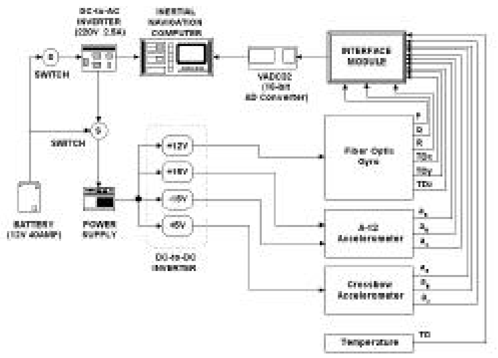


그림 5. 관성항법시스템 측정채널 구성도

4. 시험평가 및 결과

개발 스트랩다운 관성항법시스템(SDINS)의 성능을 평가하기 위하여 3축 운동 시험대(3-axis motion table)를 사용한 정적시험(static test)과 차량을 이용한 궤적 차량 이동시험(trajectory moving test)을 수행하였다.

모든 시험에서는 스트랩다운 관성항법시스템에 사용된 관성항법센서의 조합을 두가지로 나뉘어 수행하였는데, 앞절에서 설명한 바와 같이 중급의 가속도계 (A-12)와 FOG를 사용한 경우는 SDINS-1 시스템이라고 정의하고, 저급의 가속도계(CXL02LF3)와 FOG를 사용한 시스템은 SDINS-2라고 명명하기로 한다.

정지시험에서는 관성항법센서가 움직이지 않으므로 위치 및 속도의 참값이 0으로서 이 참값을 사용하여 오차를 파악할 수 있었으며, 차량 이동시험에서는 정확도 20mm의 Differential GPS를 사용하여 위치의 참값을 구하고 결과를 비교하였다.

4.1 지상정지 시험

지상 정지시험은 3축 운동 시험대를 사용하여 SDINS-1과 SDINS-2 스트랩다운 관성항법시스템에 대한 성능시험으로 3축 운동 시험대에 그림 6과 같이 관성항법센서 블록을 장치시키고, 초기 정렬각도를 $\phi=\theta=\psi=0°$로 진북(north) 방향으로 정렬시킨 후 약 3분 동안 시험을 수행하였다.

200초 동안은 초기정렬 과정이 수행되고, 초기정렬 과정이 끝나면 자동적으로 항법 모드로 전환되어 관성항법 알고리즘이 수행되도록 하였으며, 샘플링 주파수는 40Hz를 사용하였다.

총 10회의 시험을 수행하여 자세 및 속도, 위치 결과값을 비교하였는데, 그림 7에는 가속도계의 측정값 결과중 일부를 나타내었다. 그림에서와 보여지는 바와 같이 저급 가속도계 (SDINS-2)의 출력값보다는 중급 가속도계 (SDINS-1)의 출력값이 보다 안정적이고 측정잡음의 강도가 작았으며, 고주파의 주기 신호가 포함되어 있지 않아 보다 신뢰성이 있는 것으로 나타났으며, 이 결과는 결국 관성항법시스템 자체의 성능에 영향을 주게되고, 다음에 수행한 단거리 차량 이동시험 결과에서 이를 확인할 수 있다.

그림 6. 3축 운동 시험대에 장치된 관성항법센서
(지상 정지시험)

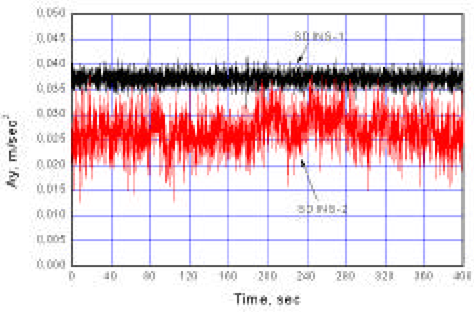


그림 7. 가속도 측정 결과 (정지시험)

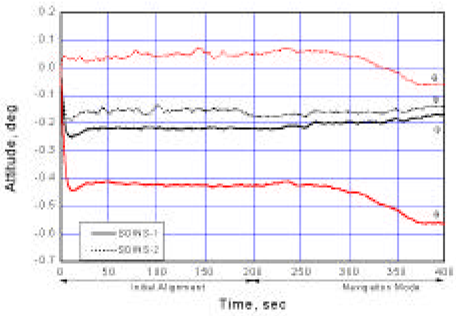


그림 8. 자세 시험 결과 (정지시험)

그림 8은 자세시험결과를 나타낸 것으로 초기 200초 동안은 초기정렬 과정이 수행되며, 초기정렬을 통해 구해진 롤각은 SDINS-1의 경우 -0.217°, 표준편차 0.00137°이었고, SDINS-2의 경우는 -0.163°, 표준편차 0.0142°였다. 피치각은 경우는 SDINS-1의 경우 -0.426°, 표준편차 0.00125°이었고, SDINS-2의 경우는 0.032°, 표준편차 0.0113°였다. 두 결과에서 알 수 있듯이 SDINS-1의 가속도계가 10배 정도 신뢰성 있는 결과를 제공함을 알 수 있다.

초기정렬 결과와 3분간의 시험이 끝난 후 자세각의 변화량은 롤각의 경우 SDINS-1은 0.021°, SDINS-2의 경우는 0.014°였고, 피치각의 경우는 0.029°, 0.035°로서 두 시스템 모두 별차이가 보이지 않았다. 총 10회 수행한 정지시험의 자세 결과는 표 4에 정리하였다.

표 4. 정지시험 자세 결과

Attitude	SDINS-1	
	Mean(deg)	Std(deg)
Roll(ϕ)	-0.2171	0.00137
Pitch(θ)	-0.4255	0.00125
Attitude	SDINS-2	
	Mean(deg)	Std(deg)
Roll(ϕ)	-0.1633	0.0142
Pitch(θ)	0.0342	0.0113

속도시험결과는 그림 9에 나타내었으며, 표 5에는 총 10회의 속도 시험결과를 정리하였다.

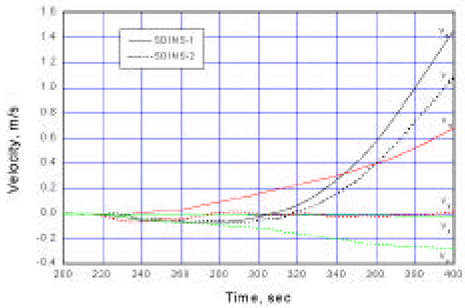


그림 9. 속도 시험 결과 (정지시험)

표 5. 정지시험 속도 결과

Velocity	SDINS-1	
	Mean(m/s)	Std(m/s)
v_x	-0.451	2.392
v_y	0.213	1.188
v_z	0.005	0.021
$\sqrt{v_x^2+v_y^2}$	2.363	1.059
Velocity	SDINS-2	
	Mean(m/s)	Std(m/s)
v_x	-0.554	2.456
v_y	0.070	1.392
v_z	0.011	0.262
$\sqrt{v_x^2+v_y^2}$	2.489	1.160

3분 시험후에 속도는 SDINS-1의 경우 v_x=0.451m/s, v_y=0.2131m/s, v_z=0.005m/s를 나타내었고, SDINS-2의 경우는 v_x=-0.554m/s, v_y=0.070m/s, v_z=0.011m/s를 나타내었다. 수평 속도($\sqrt{v_x^2+v_y^2}$)의 경우는 두 시스템 모두 2.363 m/s, 2.489m/s로 결과가 비슷하였는데, 이는 정지시험의 경우 x와 y축 속도의 경우 가속도계에서 인가되는 선형가속도 보다 자이로 측정값에 의한 자세계산 결과가 더 우세한 오차 요인으로 작용하기 때문으로, 즉 두 시스템 모두 동일한 FOG를 사용하여 자세값을 계산하여 이용하였고, 정지하고 있기 때문에 가속도계에서 측정되는 값이 0에 가까워 이와 같은 결과를 나타내게 된다.

속도 결과와 마찬가지로 위치시험도 총 10회 수행하였으며 시험결과를 그림 10과 표 6에 나타내었다.

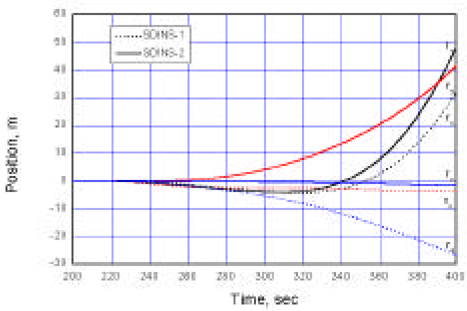


그림 10. 위치 시험 결과 (정지시험)

위치 시험결과도 속도 결과와 마찬가지로 FOG에 의한 영향 때문에 수평위치($\sqrt{r_x^2+r_y^2}$)의 경우는 SDINS-1의 경우 127.977m이고 SDINS-2의 경우는 136.60m로 거의 비슷한 결과를 나타내었고, 표준편차를 보면 역시 SDINS-1의 경우가 조금 안정성 있는 결과를 제공함을 알 수 있다. 그러나 z축 위치 결과에서는 표준편차 값이 각각 1.508m, 23.669m로서 위치오차 자체의 가장 큰 요인으로 작용하는 순수한 z축 가속도계의 안정성 및 측정잡음의 특성이 SDINS-1에서 사용한 중급 가속도계가 우수함을 입증하고 있으며, 이에 따른 결과로 z축 위치결과가 보다 안정성이 있음을 알 수 있다. 보다 명확한 비교는 다음에서 설명할 차량 이동시험 결과에서 비교해 볼 수 있다.

표 6. 정지시험 위치 결과

Position	SDINS-1	
	Mean(m)	Std(m)
r_x	-27.111	131.187
r_y	11.977	66.664
r_z	0.430	1.508
$\sqrt{r_x^2+r_y^2}$	127.977	66.298
Position	SDINS-2	
	Mean(m)	Std(m)
r_x	-31.111	137.323
r_y	-1.444	83.480
r_z	0.3444	23.669
$\sqrt{r_x^2+r_y^2}$	136.60	76.694

4.2 차량시험 시스템의 구성

단거리 궤적 차량시험은 항공우주연구소내 약 1.5km의 직사각형 순환도로를 주행하며 시험을 수행하였으며, 총 시험시간은 7분 정도가 소요되었다. 초기 200초 동안은 초기정렬 과정이 수행되고, 이후 자동적으로 항법모드로 전환되어 주행과정중의 자세 및 속도, 위치 정보를 계산하여 관성항법컴퓨터에 저장하였다.

비교를 위한 참값으로는 정확도는 2.0cm의 Differential GPS를 사용한 위치값을 사용하였고, 항공우주연구소내에 Differential GPS를 위한 기준 지상국을 설치하였으며, 기준국에서 측정한 값과 차량에서 측정한 GPS 자료를 후처리하여 사용하였다.

전체 차량시험의 구성도는 그림 11과 같으며, 그림 12와 같이 차량 조수석 뒤쪽에 관성항법센서 및 관성항법컴퓨터를 장착할 수 있도록 좌석레일에 고정할 수 있는 프레임을 제작하여 고정시켰으며, 차량시험 모습과 차량지붕에 장착된 GPS 안테나는 그림 13, 14와 같다.

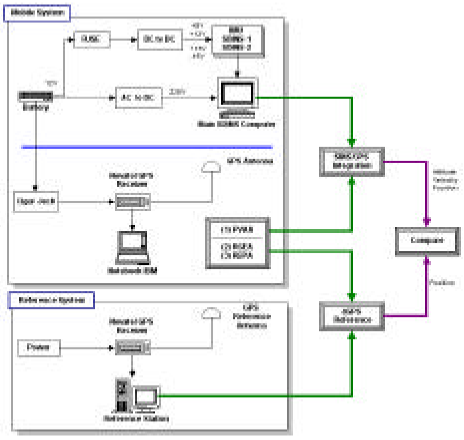


그림 11. 차량 이동시험 시스템 구성도

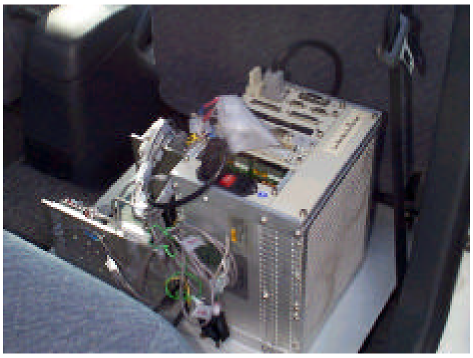


그림 12. 차량내의 관성항법센서 및 관성항법컴퓨터 장착 모습

그림 13. 차량시험 모습

그림 14. 차량에 부착된 GPS 안테나

4.3 단거리 차량시험 결과

차량시험은 초기 시작점(starting point, A)에서 서쪽 방향(ψ=-90°)을 향하여 차량을 정렬시킨 후, 주행을 시작하여 다시 동일 지점(F)으로 돌아와 정지함으로써 최종 오차결과를 파악할 수 있도록 수행하였으며, 수행결과 궤적의 그림은 15와 같다. SDINS-2의 경우는 D점 전에서부터 DGPS 결과와 차이를 보였으며, SDINS-1의 경우는 SDINS-1 보다 궤적을 보다 정확하게 추종하였다.

그림 16은 초기 정렬 과정과 주행중의 자세각 추정결과를 보여주는 그림으로서 초기 정렬결과 SDINS-1과 SDINS-2 시스템의 자세각의 추정결과는 다음과 같이 서로 비슷하였다.

○ SDINS-1 : φ=1.053°, θ=4.577°, ψ=-90.011°

○ SDINS-2 : φ=1.063°, θ=4.576°, ψ=-90.004°

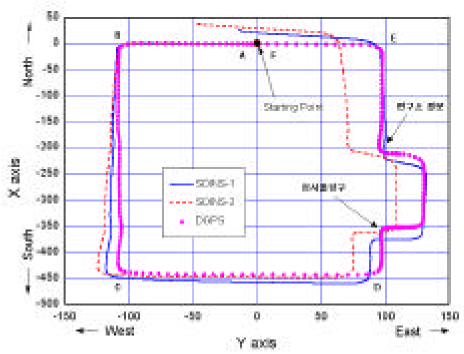


그림 15. 단거리 차량이동 시험 궤적

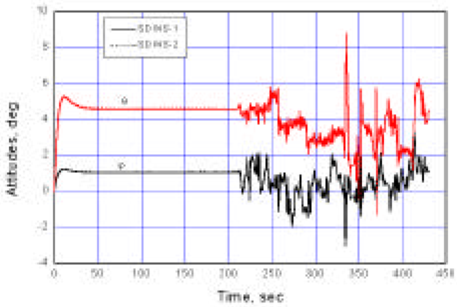


그림 16. 초기정렬 및 주행중 자세 결과

그림 16에서 330초, 350초, 370초 부근에서는 피치각이 급격하게 변화하는 것을 볼 수 있는데, 이 지점에서 과속 방지턱을 지남으로 해서 나타나는 결과로 추정되며, 그림 17의 각속도 결과중 피치 각속도 결과에서도 확인 할 수 있다.

그림 18은 동체 좌표계에서의 선형 가속도의 측정결과를 보여주고 있다.

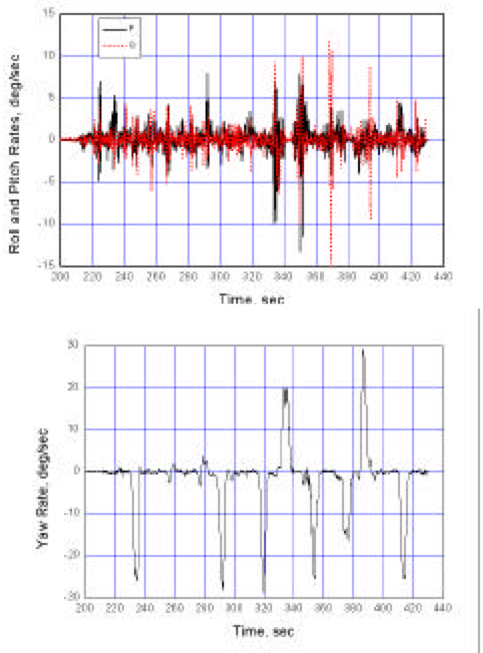


그림 17. 각속도 측정값

주행중의 차량회전은 자세값 중 요각(ψ)의 변화를 통해 주행방향을 확인할 수 있는데, 그림 19에 나타난 것처럼 B, C, D, E 점에서의 회전 변화와 함께 D-E 구간에서의 4번의 회전 또한 확인할 수 있다. 차량 시험에서 북쪽 방향은 ψ=0°, 남쪽 방향은 ψ=180°, 동쪽 방향은 ψ=90°이며 서쪽 방향은 ψ=-90°이다.

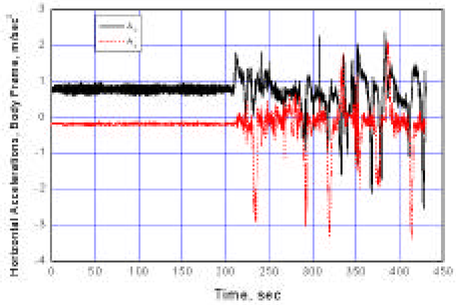


그림 18. 동체 좌표계의 가속도 측정값

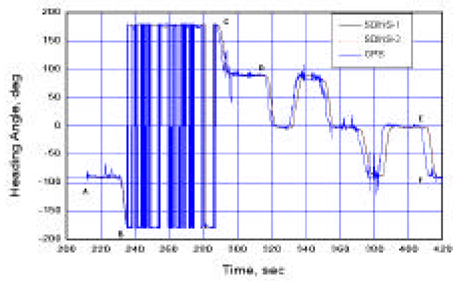
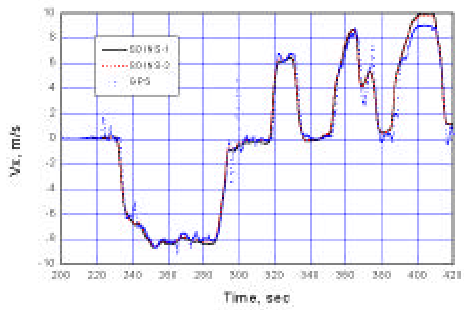


그림 19. 요각 결과

그림 15의 궤적결과는 x, y, z축 개개의 속도 및 위치 결과를 통해 보다 정확하게 오차를 판별 할 수 있는데, 그림 20은 각 축에서의 속도 결과를 나타내었고, 그림 21에는 위치결과를 나타내었다.



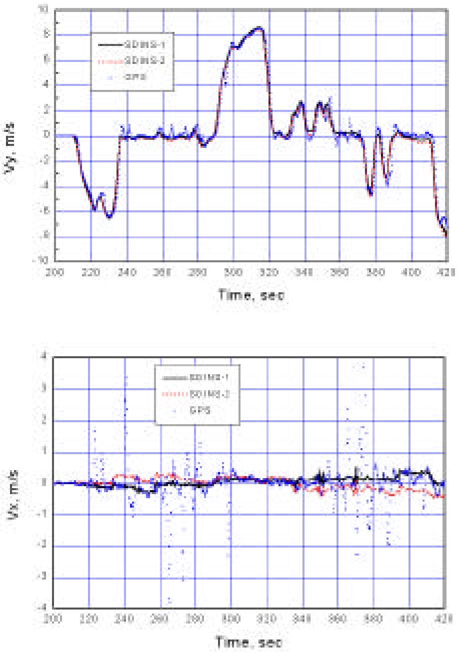
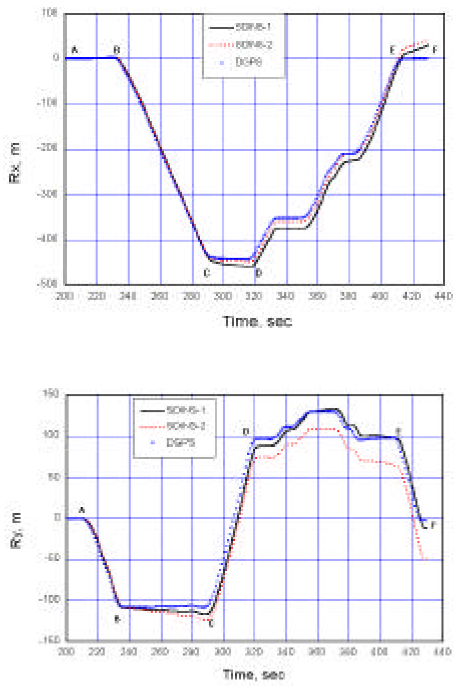


그림 20. 단거리 차량시험 속도 결과



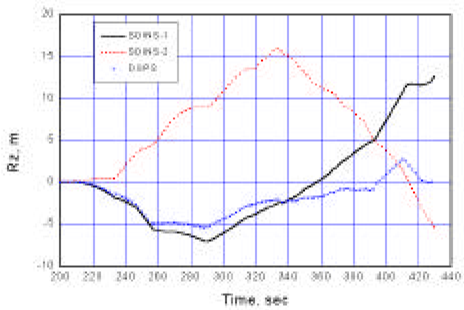


그림 21. 단거리 차량시험 위치 결과

그림 21에서 위치 r_x의 경우 C-D, D-E 구간에서는 SDINS-2가 보다 정확한 결과를 나타내었고, r_y의 경우는 D-E, E-F 구간에서 SDINS-1의 오차가 더 작게 나타났다. 흥미로운 것은 r_z의 결과에서 SDINS-2의 오차가 상당히 엉뚱한 결과로 나타났는데, 오차보정 결과에서 SDINS-2 가속도계의 비정렬 오차계수가 제대로 구해지지 않은 영향인 것으로 판단된다.

차량 주행을 마쳤을 때 최종점(F)에서의 자세, 속도 및 위치의 결과는 각각 다음과 같았는데, 피치각의 경우 초기정렬 결과와 0.042°(SDINS-1), 0.049°(SDINS-2)의 차이를 보였고, 롤각의 경우는 초기정렬 결과와 0.09°(SDINS-1), 0.102°(SDINS-2)의 차이를 보여 충분히 정확한 자세각 결과를 제공함을 알 수 있다.

- 자세(deg) = [roll(φ) pitch(θ) yaw(ψ)]
  SDINS-1=[1.095(1.053) 4.487(4.577) -90.011(-92.160)]
  SDINS-2=[1.112(1.063) 4.474(4.576) -90.004(-92.176)]
  *(·)은 초기 정렬 결과

- 속도(m/s) = [v_x v_y v_z]
  SDINS-1 = [1.414 -0.670 0.241]
  SDINS-2 = [1.433 -0.860 -0.284]

- 위치(m) = [r_x r_y r_z]
  SDINS-1 = [27.078 -13.737 12.668]
  SDINS-2 = [41.47 -49.243 -5.455]

위치 결과도 수평오차($\sqrt{(r_x^2 + r_y^2)}$)가 SDINS-1의

경우 30.363m, SDINS-2의 경우는 64.379m로서 SDINS-1의 결과가 보다 정확함을 알 수 있다.

표 7에 DGPS 결과와 비교한 각 구간별 위치 오차의 평균값과 표준편차 값을 정리하였다.

표 7. 각 구간별 위치 오차 결과

구 간		SDINS-1		
		r_x (m)	r_y (m)	r_z (m)
A-B	평균	0.0488	1.5756	-0.0770
	표준편차	0.4577	2.0482	0.1077
B-C	평균	1.8607	-2.4181	-0.4308
	표준편차	3.1230	2.9502	0.5231
C-D	평균	-6.7609	-7.8743	-0.7574
	표준편차	7.1503	8.1004	0.7659
D-E	평균	-11.6316	-0.3055	1.4679
	표준편차	12.2182	3.7464	2.5151
E-F	평균	8.0527	1.8773	5.5804
	표준편차	9.9199	5.6787	5.6103
구 간		SDINS-2		
		r_x (m)	r_y (m)	r_z (m)
A-B	평균	0.0720	1.8190	0.4411
	표준편차	0.4549	2.2733	0.5955
B-C	평균	2.6238	-3.7402	4.8898
	표준편차	3.2018	4.9936	5.6045
C-D	평균	-24.4912	-12.2858	7.8086
	표준편차	2.7262	12.5147	7.8195
D-E	평균	-3.8055	-11.5774	5.4438
	표준편차	5.3535	11.5774	6.8384
E-F	평균	15.2026	-15.0228	-1.7298
	표준편차	15.8335	16.1613	1.8716

4.4 잘못된 오차보정결과를 이용한 차량시험 결과

관성항법센서의 오차보정시험 결과가 차량시험 및 관성항법시스템의 성능에 미치는 영향을 알아보기 위해 가속도계의 오차 계수 중 바이어스에 대해 잘못 추정된 값을 사용한 결과를 보였다.

그림 22에는 단거리 차량이동시험의 궤적을 나타내었는데, 그림에서와 같이 SDINS-2의 경우는 시작점(starting point)에서 출발한 후 첫 번째 좌회전 후 궤적에서 벗어나기 시작하며, SDINS-2의 경우는 두 번째 회전지점까지는 궤적을 추종하나 이후부터는 역시 발산하는 결과를 나타내었다.

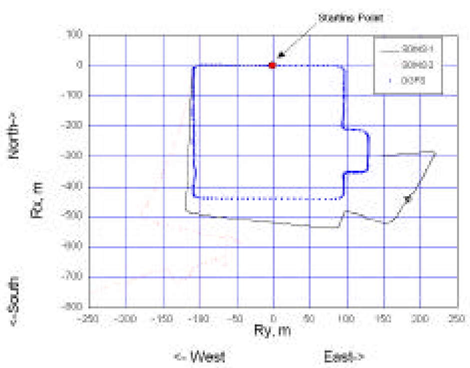


그림 22. 단거리 차량이동 시험 궤적

이 결과는 다음의 그림 23의 x, y, z축 각각에 대한 위치 결과와 그림 24의 속도 결과에서도 명확하게 확인할 수 있으며, 오차보정시험의 중요성을 보여주고 있다.

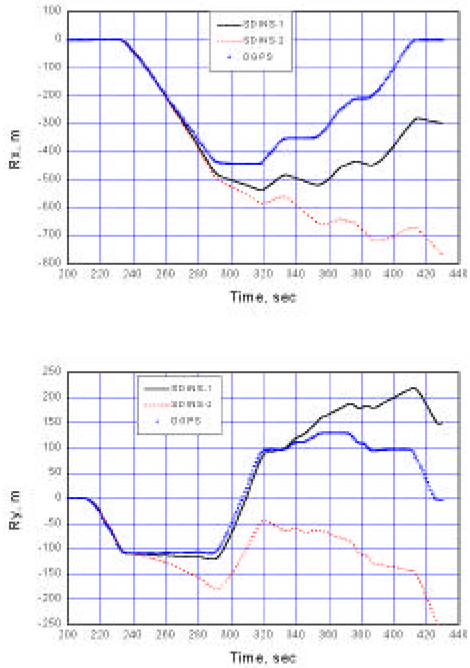


그림 23. 위치 결과 (잘못된 오차계수 사용)

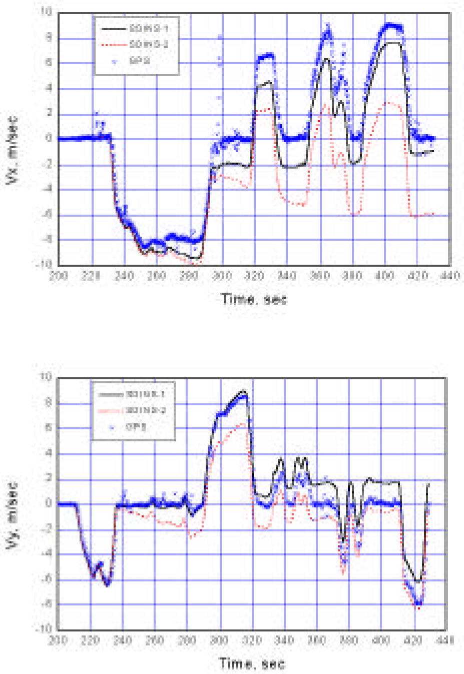


그림 24. 속도 결과 (잘못된 오차계수 사용)

5. 결 론

본 연구는 KARI-TN-FCGD-1999-001 『스트랩다운 관성항법시스템 알고리즘 개발 (Development Algorithm for Strapdown Inertial Navigation System)』 기술 보고서 (1999년 9월 등록)에서 개발한 관성항법시스템 알고리즘을 이용하여 실제 관성항법센서를 이용한 시스템의 성능시험을 통해 스트랩다운 관성항법시스템의 성능을 해석하였으며 그 결과를 기술하였다. 성능해석 시험은 지상정지 시험과 차량을 이용한 단거리 주행시험으로 수행되었으며, 단거리 주행시험의 경우는 기준값을 비교하기 위하여 정확도 2.0mm급의 20mm의 DGPS (Differential GPS)를 사용하여 관성항법시스템의 항법결과를 평가하였다.

모든 시험에서는 스트랩다운 관성항법시스템에 사용된 관성항법센서의 조합을 두가지로 나뉘어 수행하였는데, 중급의 가속도계 (A-12)와 FOG를 사용한 경우(SDINS-1)와 저급의 가속도계(CXL02LF3)와 FOG를 사용한 시스템(SDINS-2)에 대해서 시험이 수행되었다.

실제 하드웨어를 사용한 경우 정적시험을 통한 SDINS 시스템의 오차는 자세의 경우 롤각의 경우 0.1 0.2°, 피치각의 경우는 0.1 0.4°정도였으며, 속도는 3분 시험후에 SDINS-1의 경우 v_x=-0.451m/s, v_y=0.2131m/s, v_z=0.005m/s를 나타내었고, SDINS-2의 경우는 v_x=-0.554m/s, v_y=0.070m/s, v_z=0.011m/s를 나타내었다. 위치(수평위치($\sqrt{r_x^2 + r_y^2}$) 사용)의 경우는 SDINS-1이 127.977m이고 SDINS-2의 경우는 136.60m로 거의 비슷한 결과를 나타내었고, 표준편차를 보면 역시 SDINS-1의 경우가 조금 안정성 있는 결과를 제공함을 알 수 있었다.

단거리 궤적 차량시험을 통해서는 주행이 끝난 시점에서 피치각의 경우 초기정렬 결과와 0.042°(SDINS-1), 0.049°(SDINS-2)의 차이를 보였고, 롤각의 경우는 초기정렬 결과와 0.09°(SDINS-1), 0.102°(SDINS-2)의 차이를 보여 충분히 정확한 자세각 결과를 제공함을 알 수 있었다. 또한 속도결과에서는 SDINS-1의 v_x, v_y, v_z은 1.414, -0.670, 0.241m/s였으며, SDINS-2는 1.433, -0.860, -0.284m/s를 나타내었다. 위치결과에서는 SDINS-1의 r_x, r_y, r_z는 27.078, -13.737, 12.668m였으며, SDINS-2의 경우는 41.471, -49.243, -5.455m였다.

참고문헌

1. 김종철 유창선 심요한 이상종, 스트랩다운 관성항법시스템 알고리즘 개발, KARI-FCGD-TN-1999-001-v.1-rev.1, 1999
2. 김종철 유창선 심요한 이상종, 스트랩다운 관성항법시스템 시뮬레이션 성능해석, KARI-AD-TN-2000-001-v.1- rev.1, 1999
3. 김종철 외 8명, 위성항법시스템(GNSS) 개발 2차년도사업 최종보고서, 한국항공우주연구소 & 한국공항공단, 1999.12

4. Titterton D. H., Weston J. L. Strapdown inertial navigation technology. Peter Peregrinus Ltd., on behalf of the Institution of Electrical Engineers, London, United Kingdom, 1997.
5. Van Bronkhorst, A., Strapdown System Algorithms, AGARD Lecture Series No.95, 1978.
6. Schmidt, G. T., Strapdown Inertial Systems Theory and Applications. Introduction and Ov-erview, AGARD Lecture Series, No.95, 1978.
7. D.K.Joos, Comparison of Typical gyro errors for Strapdown Applications, DGON-Symposium, Sept. 1977.
8. U.Krogmann, Identification Procedures for Strapdown-Sensor-Parameters by Laboratory Testing, DGON- Symposium, Sept. 1978.
9. D.K.Joos, Determination and Evaluation of Strapdown-Sensor-Procedures from System Test-Data, DGON- Symposium, Sept. 1978.
10. Branetz V.N., Shmyglevsky I.P. Use of quaternions in rigid body orientation problems. Moscow, Nauka, 1973 (in Russian).
11. Branetz V.N., Shmyglevsky I.P. Introduction to the theory of strapdown inertial navigation systems. Moscow, Nauka, 1992 (in Russian).
12. Babich Î.À. Handling an information in navigational complexes. Moscow, Mash-inostroenie, 1991 (in Russian).
13. Lefferts E.J., Markley F.L. and Shuster M.D. Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation// Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 5, N5, pp. 417-429, 1982.
14. Bortz J. E. A New Mathematical Formulation for Strapdown Inertial Navigation// IEEE Trans. on Aerospace and Electron. Syst., AES-7, N 1, pp. 61-66, 1971.
15. Miller R.B. A New Strapdown Attitude Algorithm// Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 6, N4, pp. 287-291, 1983.
16. Larin V.B., Naumenko K.I. About A Suboptimal Filtration in Problem of the Definition of a Rigid Body Orientation// Izv. AN SSSR, Mekhanika Tberdogo Tela, N1, pp. 32-41, 1987.