

# Strapdown (스트랩다운) 관성항법 이론과 응용

朴 贊 斌 · 鄭 太 鎬  
(大田機械廠)

■ 차 례 ■

- |                    |                           |
|--------------------|---------------------------|
| 1. 서 론             | 2.6 SDINS 오차요인            |
| 2. SDINS의 기본해석     | 3. 응용 및 전망                |
| 2.1 기호설명           | 3.1 Gyro개발                |
| 2.2 좌표계의 정의        | 3.2 $\mu$ -Processor 연산능력 |
| 2.3 SDINS의 항법계산    | 4. 결 론                    |
| 2.4 좌표변환 Matrix 계산 | 참 고 문 헌                   |
| 2.5 초기자세 측정방법      |                           |

## 1 서 론

관성항법장치(INS)는 기본 이론으로 Newton의 고전역학 이론을 응용하여 운반체 내부에 설정된 일정 좌표계상에서 측정된 가속도를 적절히 적분, 계산함으로써 운반체 스스로 자기 위치를 감지할 수 있는 장치이다.

'70년대에 이르기까지는 일정 좌표계를 유지하기 위하여 관성항법장치 Sensor Package (3개의 가속도계와 3개의 Gyro)를 Gimbal System의 안정대 (Stabilized Platform) 상에 설치함으로써 운반체의 진동, 각 운동등의 격렬한 동적환경이 감지기 (Sensor Package)에 직접 전달됨을 방지하게 되어 고도의 항법 정밀도(1 Nautical Mile/ Hour 이내)를 유지할 수 있었다.

이와 병행하여 Sensor Package를 운반체에 직접 부착하여 좌표변환(운반체 좌표계에서 관성 좌표계로) 및 적절한 항법 방정식을 Real Time으로 계산, 자기 위치를 감지하는 Strapdown 관성항법(SD-INS)도 Gimballed INS (GINS) 개발 초기부터 고려되었으나 감지기가 직접 운반체에 장착됨으로 인한 Gyro의 Dynamic Range의 증가와 진동등

격렬한 동적환경으로 인한 측정오차의 증가 그리고 Real Time으로 좌표변환 및 항법 방정식을 계산할 수 있는  $\mu$ -Processor 기술이 필요하기 때문에 SDINS가 실용화된 것은 최근의 일이다.<sup>1),2),3)</sup>

그러나 Gimbal이 없는 SDINS의 잠재적 활용 가능성은 오래전부터 예측되어 왔고<sup>4)</sup> GINS에 비하여 크기, 중량감소, 전력소모의 감소, 정비와 유지용이, 용도에 따라서는(고도의 항법 정밀도를 요구하지 않는 경우) 가격이 저렴할 것으로 예상되어 이 분야에 대한 연구가 계속되어 왔다. 특히 크기 및 중량감소는 Guided Bomb 등 유도무기에서 크게 요구되고 있는 실정이다.<sup>5)</sup>

본 논문의 구성은 2장에서 SDINS의 항법 계산, 좌표전환 Matrix 계산, 초기자세 측정방법, SDINS 오차요인을 간략하게 기술하고 3장에서 SDINS의 응용 및 전망을, 마지막 4장에서 Strapdown 관성항법 이론과 응용에 대한 결론을 취급한다.

## 2 SDINS의 기본해석

- 2.1 기호설명
- 기 호

- $l$  : 지구 경도 (그림 1 참조)
- $L$  : 지구 위도 (그림 1 참조)
- $h$  : 지구표면에서의 고도 (그림 1 참조)
- $\vec{f}^{(i)}$  : ( )-좌표계에서 가속도계가 측정하는 가속도 Vector (Specific Force Vector)
- $C_j^i$  :  $i$ -좌표계에서  $j$ -좌표계로 좌표변환 Matrix
- $\vec{G}^{(i)}$  : ( )-좌표계에서의 지구의 중력장에 의한 가속도 Vector
- $r^o$  : 지구 Model 을 구로 하였을 경우 지구반경
- $\vec{r}^{(i)}$  : ( )-좌표계에서의 운반체의 위치 Vector (원점은 구로 Model 한 지구중심)
- $\vec{\omega}_{ij}^k$  :  $i$ -좌표계에 대한  $j$ -좌표계의 각속도 Vector 를  $k$ -좌표계에서 표시
- $\Omega_{ij}^k$  :  $\vec{\omega}_{ij}^k$  의 Skew-symmetric matrix 형태
- $\dot{\vec{r}}^{(i)}$  : 위치 Vector  $\vec{r}^{(i)}$  를 시간으로 1차 미분
- $\ddot{\vec{r}}^{(i)}$  : 위치 Vector  $\vec{r}^{(i)}$  를 시간으로 2차 미분
- $V_N, V_E, V_D$  : 항법좌표계에서 속도 Vector  $\vec{V}^n$  의 North, East, Down 성분
- $f^N, f^E, f^D$  : 가속도계가 측정한 가속도 Vector  $\vec{f}^n$  의 North, East, Down 성분
- $p, q, r$  : 관성좌표에 대한 운반체의 Roll, Pitch, Yaw 각속도 성분 (그림 1 참조)
- $\psi, \theta, \phi$  : Yaw 축  $\rightarrow$  Pitch 축  $\rightarrow$  Roll 축 순서로 된 Euler 각
- $\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi}$  : Euler 각속도

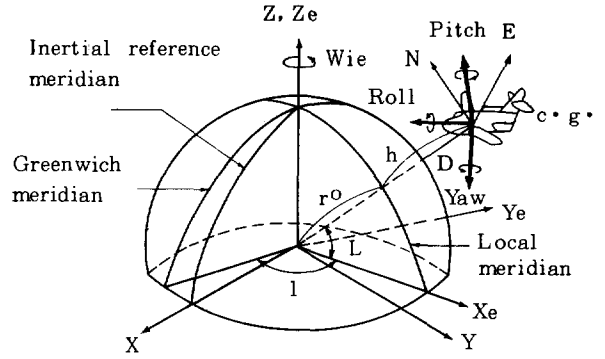


그림 1. SDINS에 사용되는 좌표계

2.2 좌표계 정의

본 논문에서 취급하는 좌표계를 아래와 같이 정의한다.<sup>1)</sup>

- (1) 관성좌표계 (i-frame : X, Y, Z Axes)  
항성에 대하여 상대적인 가속도를 갖지 않고, 원점을 지구 중심으로 하는 좌표계
- (2) 항법좌표계 (n-frame : N, E, D Axes)  
지구상에서 SDINS의 위치를 표시할 때 사용되며, 좌표원점이 SDINS 중심에 있고 3축이 각각 North, East, Down 을 가리키는 Local Level 좌표계
- (3) 운반체좌표계 (b-frame : R, P, Y Axes)  
SDINS가 장착된 운반체 무게 중심에 좌표 원점이 있고 Roll, Pitch, Yaw 의 축으로 이루어진 좌표계

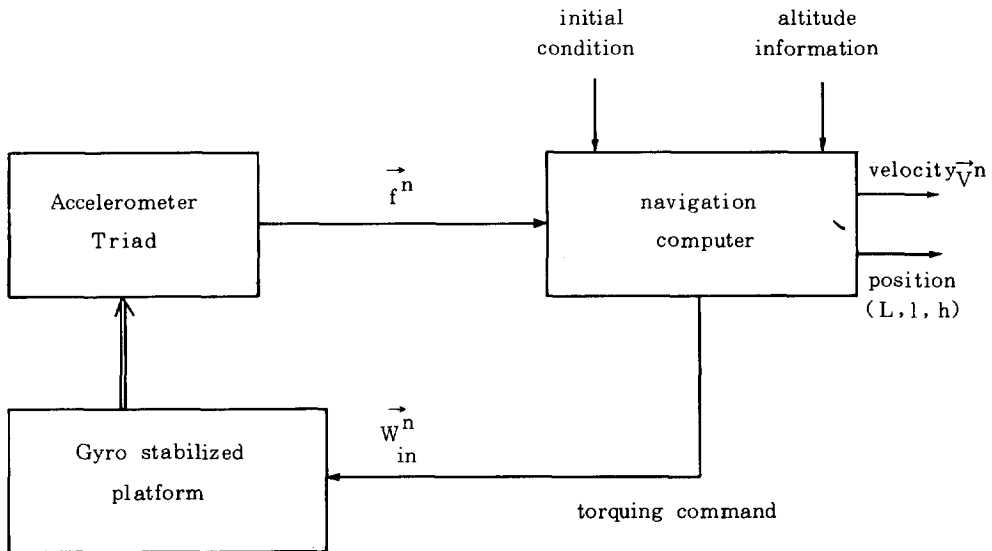


그림 2. Simplified block diagram of LLI NS

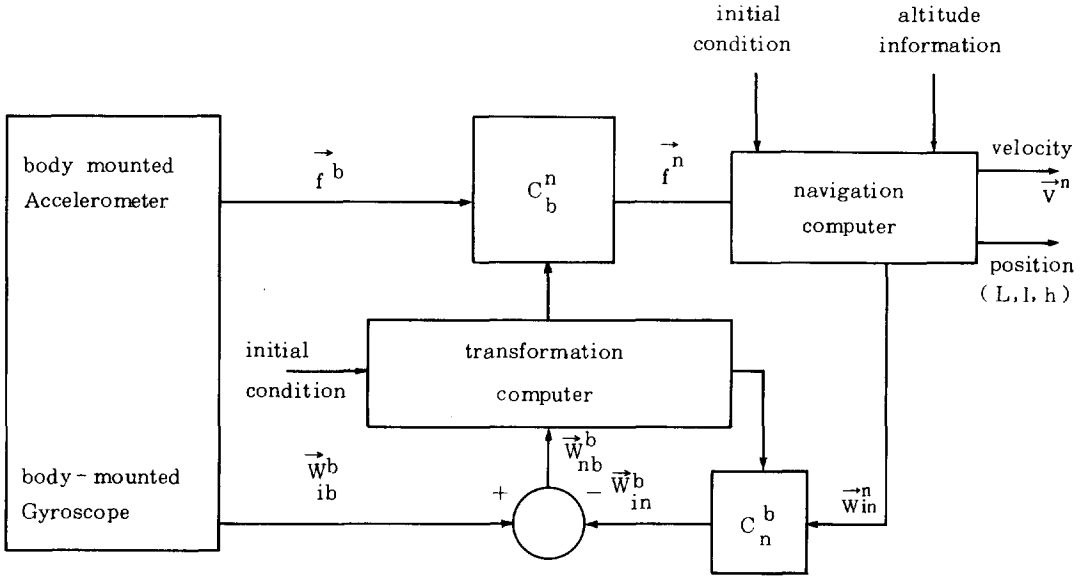


그림 3. Simplified block diagram of typical SDINS

(4) 지구좌표계 (e-frame :  $X_e, Y_e, Z_e$  Axes)  
지구 Model을 구로 가정하고, 구 중심에 좌표 원점이 있고 항법 초기조건에서 관성좌표계와 일치하는 좌표계.

2.3 SDINS의 항법 계산

항법좌표계에서의 SDINS항법 계산의 기본 원리는 그림 2의 GINS의 계산 방법과 동일하다.<sup>1),2)</sup>

그림 2에서 Gyro Stabilized Platform은 항법좌표계 (North, East, Down 축)를 항상 유지하도록 Gyro Torque Command  $\vec{\omega}_{in}^n$ 를 입력받고 있으며 항법좌표계 North, East, Down 축에 설치된 3개의 가속도계는 중력가속도를 제외한 모든 운반체의 가속도를 측정하여 항법 방정식의 계산에 사용된다.

그러나 SDINS에서는 그림 3에서와 같이 가속도계를 안정대 (Stabilized Platform) 위에 설치하는 대신 운반체에 직접 부착하였으므로, 측정된 가속도를 b-frame에서 n-frame으로 좌표변환하는  $C_b^n$ 의 Real Time으로의 계산이 필요하다. 단위 질량이 받는 힘 (Specific force) Vector를 b-frame과 n-frame에서 각각  $\vec{f}^b, \vec{f}^n$ 으로 표시하면

$$\vec{f}^n = C_b^n \vec{f}^b \quad (1)$$

항법 방정식을 구하기 위해서 운반체에 부착되어 있는 가속도계가 받는 힘을 먼저 Newton역학의 제이법칙을 적용한 다음 항법좌표계로 좌표변환하면

$$\vec{f}^n = C_i^n \vec{r}^i - G^n \quad (2)$$

항법좌표계에서의 속도 Vector

$$\vec{V}^n = C_e^n \dot{r}^e, \quad \vec{V}^n = (V_N, V_E, V_D)^T$$

를 1차 미분, 식 (2)에 대입하여 정리하면 SDINS의 항법방정식

$$C_b^n \dot{\vec{f}}^b = \dot{\vec{V}}^n + (2 \Omega_{ie}^n + \Omega_{en}^n) \vec{V}^n - \vec{g}^n \quad (3)$$

을 얻는다.

여기서,

$$\vec{\omega}_{ie}^n = (\omega_{ie} \cos L, 0, -\omega_{ie} \sin L)^T \quad (4)$$

$$\vec{\omega}_{en}^n = (\dot{L} \cos L, -\dot{L}, -\dot{L} \sin L)^T \quad (5)$$

$$\vec{g}^n = \vec{G}^n - C_i^n \Omega_{ie}^i \Omega_{ie}^i \vec{r}^i \quad (6)$$

식 (6) 우변의 둘째항은 지구 자전에 의한 원심력을 나타낸다.

항법방정식 (3)에서 상태 변수가 6개 ( $V_N, V_E, V_D, l, L, h$ )이므로 지구 경도, 위도에 대한 방정식이 추가로 필요하다. 경도, 위도에 대한 방정식

$$\dot{\vec{r}}^n = \Omega_{ne}^n \vec{r}^n + \vec{V}^n \quad (8)$$

으로 구할 수 있다. 여기서 지구를 구로 가정하면  $\vec{r}^n = (0, 0, r^o+h)^T$ 이고

$\Omega_{ne}^n$ 은  $\vec{\omega}_{ne}^n$ 의 Skew Symmetric Matrix,

$\vec{\omega}_{ne}^n = -\vec{\omega}_{en}^n$ 이다.  $\vec{\omega}_{en}^n$ 은 식 (5)에 정의되어 있다.

따라서 항법좌표계에서의 SDINS항법 계산 순서

는 첫째,  $C_b^n$  계산이 선행되어야 하며  $C_b^n$ 의 초기 조건 즉,  $t=0$ 에서의  $C_b^n(0)$ 을 초기 자세 측정방법에서 구하고 둘째로 운반체 좌표계에서 측정된 가속도를 좌표변환 [ $C_b^n(t)$ ]한 다음 6개의 1차 미분방정식 식(3)과 식(8)을 풀어서  $V_N, V_E, V_D, L, l, h$ 를 계산한다. 여기서 6개의 미분방정식에 대한 초기 조건으로서는 운반체의 초기 속도조건  $V_N(0) = 0, V_E(0) = 0, V_D(0) = 0$ , 그리고 운반체의 초기 위치조건  $L(0), l(0), h(0)$ 를 사용하면 된다. 또한 지구에 의한 가속도  $\vec{g}^n$ 은 위도  $L$  및 고도  $h$ 의 함수이므로 수학적 Model화하여 미분방정식에 입력함수로 사용하면 된다.<sup>7)</sup> 실제로는 항법방정식(3), (8)의 동적 특성상 고도( $h$ ) 계산 Loop이 불안정하므로 외부에서 Barometer로 운반체의 고도를 측정, 고도 계산 Loop을 보상하여 불안정됨을 방지하도록 한다.<sup>11, 12, 13</sup>

2.4 좌표변환 Matrix  $C_b^n$  계산

$C_b^n(t)$ 을 계산하는 데는 Direction Cosine Algorithm, Euler Angle Algorithm, Quaternion Algorithm 등이 있고<sup>10), 11), 12)</sup> 이에 대한 소개와 논평을 다음에 기술한다.

2.4.1 Direction Cosine Algorithm(DCA)

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{nb}^b \quad (9)$$

여기서  $\Omega_{nb}^b$ 는  $\vec{\omega}_{nb}^b$ 의 Skew Symmetric Matrix 이고

$$\vec{\omega}_{nb}^b = \vec{\omega}_{ib}^b - \vec{\omega}_{in}^b \quad (10)$$

$\vec{\omega}_{ib}^b$ 의 성분은 운반체에 장착된 gyro에서 측정된 Roll, Pitch, Yaw 축의 각속도를 표시하고

$$\vec{\omega}_{in}^b = C_b^n \vec{\omega}_{in}^n = C_b^n (\vec{\omega}_{ie}^n + \vec{\omega}_{en}^n) \quad (11)$$

여기서  $\vec{\omega}_{ie}^n, \vec{\omega}_{en}^n$ 는 식(4), (5)에서 정의된다. 주어진 두 개의 직각좌표계에 대한 상대적 자세 결정에는 3개의 상태 변수 표시로 충분하나 DCA에서는 9개의 1차 미분방정식 식(9)를 6개의 Orthogonality 조건하에서 풀어야 하며<sup>10), 11)</sup> 미분방정식 식(9)의 해를 구하기 위한 초기 조건  $C_b^n(0)$ 은 초기 자세측정 수행시 추정된다.

2.4.2 Euler Angle Algorithm(EAA)

앞에서 언급한 바와 같이 두개의 직각좌표계 (즉 b-좌표계와 n-좌표계) 간의 좌표변환은 3개의 Euler 각 변환으로 표시할 수 있으며 예를 들어 b-좌표계의 Euler 각 회전을 Yaw  $\rightarrow$  Pitch  $\rightarrow$  Roll 축 순서로 하되 그 각회전량을  $\psi, \theta, \phi$ 로 하여 b-좌표계를 n-좌표계로 변환, 표시한다면

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi \sin\theta \cos\psi & \sin\phi \sin\theta \sin\psi & \sin\phi \cos\theta \\ -\cos\phi \sin\psi & +\cos\phi \cos\psi & \\ \cos\phi \sin\theta \cos\psi & \cos\phi \sin\theta \sin\psi & \cos\phi \cos\theta \\ +\sin\phi \sin\psi & -\sin\phi \cos\psi & \end{bmatrix} \quad (12)$$

이 되며<sup>11)~13)</sup> 이때 측정된 운반체의 각속도에 대한 Euler 각  $\psi, \theta, \phi$ 는

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta \sin\phi & \tan\theta \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sec\theta \sin\phi & \sec\theta \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (13)$$

의 3개의 1차 미분방정식의 해로써 구할 수 있다. 이것은 DCA의 9개의 1차 미분방정식에 비하여 미분방정식의 수는 감소하였으나  $\theta \rightarrow 90^\circ$ 에서 Singularity를 갖게 되고 삼각함수를 푸는 계산량 증가와 Truncation Error가 포함되는 단점이 있다. 그러나 EAA에서는 Euler 각의 물리적 의미를 찾을 수 있는 장점이 있다. Euler 각의 초기 조건은 초기 자세측정 수행시 제공되어야 한다.

2.4.3 Quaternion Parameter Algorithm(QPA)

SDINS의 좌표계 변환에서 가장 많이 쓰이는 방식으로서 Euler Symmetric Parameter, Cayley Klein Parameter 방식과 같이 4-Parameter 방식이다.<sup>14)</sup> 이것은 "모든 Successive Rotation은 어떤 한 축과 그 축을 중심으로 한 어떤 회전으로 표기할 수 있다"는 Euler 정리<sup>10)</sup>를 기초 이론으로 하여 자세변환을 구하는 방식으로 QPA 방식의 경우 Quaternion  $q = s + ia + jb + kc$ ;  $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$ 는 Orthonormal Unit Vector로 정의할 때 좌표변환 Matrix를 Quaternion 변수  $s, a, b, c$ 로 표시하면

$$C_b^n = \begin{bmatrix} s^2 + a^2 - b^2 - c^2 & 2(cs + ab) & 2(ac - sb) \\ 2(ab - cs) & s^2 - a^2 + b^2 - c^2 & 2(as + cb) \\ 2(ac + sb) & 2(bc - sa) & s^2 - a^2 - b^2 + c^2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

이 되고 Quaternion 변수는 Orthogonality 조건  $s^2 + a^2 + b^2 + c^2 = 1$ 을 만족하여야 한다.

Quaternion 변수는 4개의 1차 미분방정식

$$\begin{bmatrix} \dot{s} \\ \dot{a} \\ \dot{b} \\ \dot{c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s \\ a \\ b \\ c \end{bmatrix} \quad (15)$$

과 1개의 Orthogonality 조건상에서 해를 구하는 것이다. DCA에 비해 미분방정식 차수와 Orthogonality 조건이 간단하고 EAA에 비하여 삼각함수 계산, Singularity 문제가 해결되므로 QPA 방식이

SDINS 좌표변환 Matrix 를 구하는데 널리 쓰여지고 있다.<sup>11), 14)</sup>

2.5 초기자세 측정방법

본 논문 2.3에서 기술한 바와 같이 SDINS 항법 계산에는 운반체에 부착되어 있는 운반체 좌표계에서 항법좌표계로 측정된 가속도의 좌표변환이 필요하다. 초기 자세측정에서는 좌표변환 Matrix의 초기 조건  $C_b^n(0)$  을 추정하는 작업이다. 초기 자세측정 방법에는 GINS 경우와 같이 SDINS 스스로 수행하는 방법과 광학장치를 이용하는 방법이 있다.<sup>15), 16)</sup>

2.5.1 SDINS 스스로 초기자세 측정 수행방법

지구에 의한 가속도  $\vec{g}^n$  과 지구 자전속도  $\vec{\omega}_{ie}^n$  을 측정하여 좌표변환 Matrix 를 직접적으로 계산하는 과정으로

$$\vec{g}^b = C_n^b \vec{g}^n$$

$$\vec{\omega}_{ie}^b = C_n^b \vec{\omega}_{ie}^n$$

$$\vec{p}^b = C_n^b \vec{p}^n \text{ 여기서 } \vec{p}^b \triangleq \vec{g}^b \times \vec{\omega}_{ie}^b$$

따라서

$$C_b^n(0) = \begin{bmatrix} (\vec{g}^n)^T \\ (\vec{\omega}_{ie}^n)^T \\ (\vec{p}^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (\vec{g}^b)^T \\ (\vec{\omega}_{ie}^b)^T \\ (\vec{p}^b)^T \end{bmatrix} \quad (17)$$

식 (17)은 지구 극점을 제외하고는 항상 역 Matrix 가 존재하여 이론적으로는  $C_b^n(0)$  을 추정할 수 있으나 식 (17)에서 보는 바와 같이 Open Loop 형식의 계산과 적절한 Filter 가 없으므로 외란과 측정치 오차에서 신호분리가 불가능하다. 따라서 이와 같은 약점을 보완하기 위하여 Closed Loop 형식과 적절한 Filter 를 적용한 방식이 소개되었다.<sup>15)</sup>  
 17) 그러나 실제로 운반체에 장착된 각속도 측정기 (Gyro) 는 운반체의 각운동 특성, 예를 들어 100 deg/sec 이상의 운반체 각속도운동을 감지하는 동시에 초기 자세측정시 지구자전 각속도 즉 15 sec/sec 이하의 각속도를 측정할 수 있어야 한다. 이와 같은 Dynamic Range 를 처리할 수 있는 각속도 측정기는 현재 연구 개발중에 있고 이미 Optical Gyro (Ring Laser Gyro) 등이 개발 실용화되고 있는 실정이다.<sup>5), 16), 18)</sup>

2.5.2 광학장치를 이용한 초기자세 측정

SDINS 스스로 수행하는 초기 자세측정 방식에는 현재 가능한 Gyro 기술의 한계 때문에 광학장치를 이용하여 SDINS의 초기 자세를 측정하는 기

술이 이용되고 있다. 첫째 방법은 감지기에 Mirror Cube 를 3개의 Gyro 입력축과 일치하도록 부착시키고 2개의 자유도를 가진 2개의 Autocollimator 를 이용하여 Mirror 면에 수직한 축과 항법좌표계 (지구 Local Level 좌표계) 간의 각을 직접 측정할 수 있다. 둘째 방법은 가속도계를 이용하여 일단 지구 수평에 대한 운반체의 초기 자세를 측정하고 Autocollimator 로 방위각을 구하여  $C_b^n(0)$  를 구할 수도 있다. 광학장치를 이용한 초기 자세측정 방식은 측정시간이 짧고 정확하며 State Estimation 기법등이 필요치 않은 반면 Mirror 제작, Gyro 입력축에 일치하도록 부착, 적절한 Optical Path 를 만드는 일에 정교한 기술을 필요로 한다.<sup>16)</sup>

2.6 SDINS 오차요인

SDINS 기본은 감지기가 운반체에 부착된 상태에서 초기 자세측정을 수행함으로써 좌표변환 Matrix 의 초기 조건을 계산하고 비행중 좌표변환 Matrix 를 Real Time 으로 계산, 측정된 가속도 Vector 를 좌표변환하면, GINS 와 동일한 항법방정식을 계산하게 된다. 따라서 GINS 에 비해 SDINS 주요 추가 오차요인은 운반체에 부착됨에 따른 격렬한 동적 환경에 따른 감지기 오차(Gyro 및 가속도계 오차)와 신속한 Real Time 좌표변환 계산에 따른 계산 오차로 크게 분류된다.<sup>8), 19), 20)</sup>

2.6.1 감지기 오차

GINS에서 고려되고 있는 주요 오차요인은 Gyro Drift 오차 (Fixed, g-sensitive, g<sup>2</sup>-sensitive), 가속도계 측정오차 (Bias, Scale Factor 등) 와 중력가속도 오차등이나 SDINS에서는 운반체의 격렬한 동적 운용 조건상 Gyro 의 Scale Factor 오차가 중요시 되고 있다.<sup>19)</sup> GINS에서는 감지기가 안정대상에 있기 때문에 운반체의 동적 Cross Coupling 이 Gimbal System 에 의하여 분해되므로 감지기의 동적환경은 양호하다.

기계적 Gyro 인 경우 GINS에서는  $(\omega_{ie}^n + \omega_{ei}^n)$  만큼 Gyro Torquing 을 수행하지만 SDINS에서는 운반체의 각속도를 추가로 Torquing 하여야 한다. 그러나 Optical Gyro 에서는 Optical Gyro 특성상 Gyro Torque 문제가 제기되지 않으므로 이러한 견지에서 Optical Gyro 는 SDINS 응용에 적합하다.<sup>18), 19)</sup>

2.6.2 계산오차

SDINS에서는  $C_b^n(t)$  를 운반체 내에서 처리하여야 함으로 GINS에 비하여 계산량이 증가하고 계산량의 증가폭은 운반체의 동적 특성과 요구된 SD-

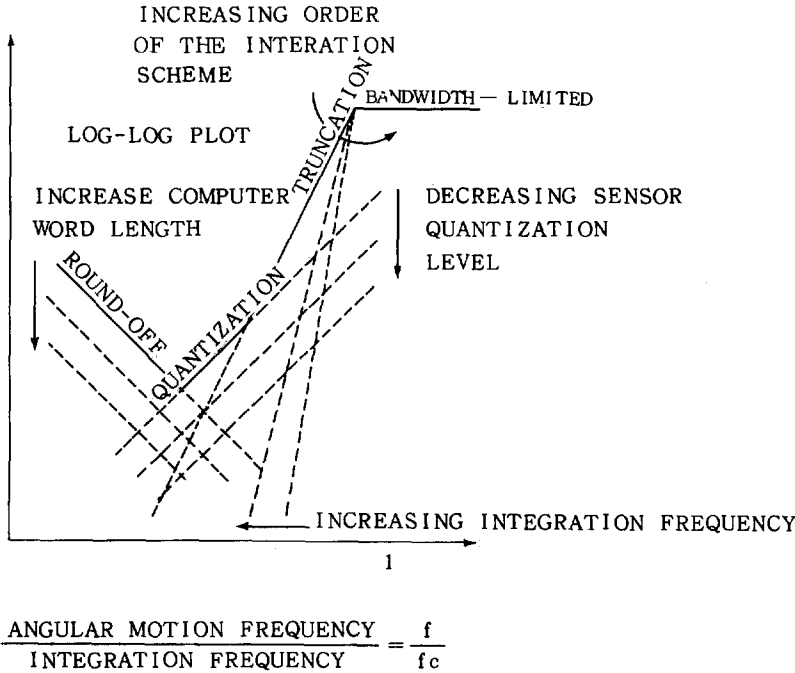


그림 4. Control of computational error

INS의 성능조건에 좌우된다. Digital 계산오차는 Round off 오차, Quantization 오차, Truncation 오차, Bandwidth 한계오차로 분류되며 이들 오차와 계산오차와의 상관관계를 표시하면 그림 4와 같다.

그림 4에서 보는 것과 같이 예를 들어 Truncation 오차를 감소시키기 위하여 적분주기를 증가시키면 Round off 오차가 증가하게 된다. 이러한 서로의 상관관계는 SDINS의 요구특성(정확도)과  $\mu$ -processor 가격, 성능등을 고려  $\mu$ -processor 기종이 선정되어야 한다.<sup>20), 21)</sup>

### 3. 응용 및 전망

SDINS 기술은 본 논문 2절에서 기술한 것처럼 Dynamic Range가 크고 정확도를 유지할 수 있는 Gyro 기술 개발과 신속한 계산처리 능력을 가질 수 있는  $\mu$ -processor 개발로 압축되고 있다.

#### 3.1 Gyro개발

미국 Sperry사와 Honeywell사에서는 표 1에서와 같이 SDINS용 Gyro로 Dynamic Range를 0.01 sec/sec ~ 300°/sec까지 활용할 수 있는 Laser Gyro를 개발 실험완료함으로써 SDINS 개발에 밝은 전망을 주고 있다.<sup>3), 5), 18)</sup> Laser Gyro를 이용

한 SDINS 응용 예로서 Guided Bomb 용으로 SLI C-15가 있고 사용된 Laser Gyro 특성은 표 2와 같다.

표 2에서 보는 것과 같이 Gyro Drift 1°/hr는 1 Nmile/hr 이내의 정확도를 갖는 GINS의 Gyro Drift 0.005°/hr에 비하면 성능면에서 비교도 되지 않지만 응용에 따라서 성능에 대한 가격, 크기 및 중량등을 비교하면 SDINS 응용에 대한 타당성을 찾을 수 있다.

Laser Gyro 이외에도 Dry Tuned Gyro, Electro-static Gyro, Fibre Optic Gyro 등 SDINS용 Gyro 개발이 활발하여 이미 개발 완료 또는 제품화될 전망이다.<sup>5), 22)~24)</sup>

#### 3.2 $\mu$ -Processor 연산능력

현재 초고속으로 계산 처리할 수 있는 반도체 기술 개발이 현실화됨에 따라 운반체내의  $\mu$ -processor 연산능력이 크게 향상되었다. 따라서 Kalman Filter를 이용한 State Estimation 이론을 SDINS의 항법 계산에 응용할 수 있게 되었고 이때 Kalman Filter에 사용되는 측정자료로는 인공위성을 이용한 Global Position System의 위치정보, Terrain 측정, Stellar 관측등이다.<sup>25), 26)</sup> 활용되는 State Estimation 방법은 항법 계산의 오차를 보정

표 1. Laser Gyro

Gyro Model	Mass Kg	Size (cm)	Power	Maximum Rate	Appropriate Drift Performance Stability	Electronics
Sperry Laser Gyro Model 6300	7.0	12.7/leg	25 W	> 300%/sec	= .0170 °/HR	Inherently Digital 3.4 $\widehat{\text{sec}}$ /pulse
Model 7000	0.45	3.8/leg	5 W	> 1000%/sec	= 10 °/HR	10 $\widehat{\text{sec}}$ /pulse
Honeywell Laser Gyro Model GG 1300	7.3	14.5/leg	25 W	300%/sec	= .01 °/HR	Inherently Digital 1.5 $\widehat{\text{sec}}$ /pulse
Model GG 1360	-	5.1/leg	-	1200%/sec	= 3 °/HR	10 $\widehat{\text{sec}}$ /pulse

표 2. SLIC-15 laser gyro characteristics (1  $\sigma$ )

g Insensitive Drift (Turn-on Repeatability)	1.0 °/h
White-Noise Random Drift	0.03 °/h
Markovian Random Drift (> 1 HR correlation time)	0.1 °/h
g Sensitive Drift	NIL
Anisoelastic Drift	NIL
Scale-Factor Nominal Value	3.3 $\widehat{\text{sec}}$ /pulse
Scale-Factor Stability	0.01 %
Scale-Factor Linearity	0.01 %
Sensitive-Axis Alignment Stability	6 $\widehat{\text{sec}}$

할 수 있고 SDINS의 정확도를 크게 높일 수 있을 것으로 판단된다.

#### 4 결 론

최근에 발표된 자료에 의하면 크기 5" Dia 이하, 무게 4kg 이하, 성능 1 deg/hr (3  $\sigma$  day to day), 가격 \$ 10,000 이하가 되는 3축 관성유도장치를 개발할 수 있다면 세계 전술유도무기 시장을 석권할 것이며 그 매상고는 10억불에 이르리라 발표한 바 있다<sup>24), 27)</sup>. 이러한 조건을 충족시킬 수 있는 것은 SDINS뿐인 것으로 사료된다.

SDINS 기술의 초점은 본 논문에서 기술된 것처럼 광범위한 동적특성 범위를 가지면서 정확도를 갖는 Gyro 개발과 초고속  $\mu$ -processor를 이용한 Real Time State Estimation 및 State Update Algorithm 개발이 될 것이고 우리나라에서도 이에 대한 연구와 개발이 활발해 질 것을 기대한다.

#### 참 고 문 헌

- 1) Britting, K. "Inertial Navigation Systems Analysis", John Wiley & Sons Inc., 1971.
- 2) Schmidt, G. "Strapdown Inertial System; Theory and Application" AGARD LS-95 Jun. 1978.
- 3) Hung, J., Doane, G. "Progress in Strapdown Technology" Presented at the 15th Guidance and Control Panel Symp. of NATO/AGARD, Oct. 1972.
- 4) Draper, C. "Origins of Inertial Navigation" J of Guidance and Control Vol. 4. No. 5 pp.449-463, Sep. 1981.
- 5) Morrison, R., Levinson, E., McAdory, R. "The SLIC-15 Laser Gyro IMU for Midcourse Missile Guidance" Presented of the NAECON 77, 1977.
- 6) Bar Itzack, I. "Navigation Computation in Terrestrial Strapdown Inertial Navigation Systems" IEEE Vol. AES-13, No. 6 pp579-, Nov. 1977.

- 7) Edwards, R. "Gravity Model Estimation for Precise Terrestrial Inertial Navigation; A System Approach" AD A080170 Feb. 1980.
- 8) Pitman, G. "Inertial Guidance" John Wiley & Sons Inc., 1962.
- 9) Keyton, M., Fried, W. "Avionics Navigation Systems" John Wiley and Sons Inc., 1969.
- 10) Goldstein, H. "Classical Mechanics" Addison-Wesley Publishing Company Inc., 1959.
- 11) Robinson, A., "On the Use of Quaternions in Simulation of Rigid Body Motion", WADC TP58—17, Dec. 1958.
- 12) Nathanson, S., "The Use of Quaternions, Euler Angles and Direction Cosines in the Kinematics of rigid motion", Douglas Report SM—49044, Sep. 1965.
- 13) Van Bronkhorst, A., "Strapdown System Algorithm" AGARD LS—95, Jun. 1978.
- 14) Friedland, B., "Analysis of Strapdown Using Quaternion", IEEE Vol. AES—14 No. 5. pp 764—Sep. 1978.
- 15) Britting, K., Palsson, T., "Self—alignment Techniques for Strapdown Inertial Navigation Systems with Aircraft Application", J of Aircraft Vol. 7 No. 4 pp302—July, 1970.
- 16) SPERRY RAND research center, "Strapdown Calibration and Alignment Study", NASA CR11 0938, Nov. 1970.
- 17) Deyst, J., "Strapdown Inertial Alignment Using Statistical Filters; A Simplified formulation", AI AA Journal Vol. 11, No. 4 pp452—Apr. 1973.
- 18) Payne, D., Shoat, R., Koester, P. "Developmental Test of the Honeywell Laser Inertial Navigation System(LINS)" AD B008929, Nov. 1975.
- 19) Savage, P., "Strapdown Sensors" AGARD LS—95, Jun. 1978.
- 20) United Aircraft Corporation, "A Study of the Critical Computational Problems associated with Strapdown Inertial Navigation Systems"
- 21) SPERRY RAND research center, "Strapdown Inertial Measurement Unit Computer", NASA CRI08428, Oct. 1969.
- 22) Teledyne Systems Company "Investigation of Application of two—degree—of Freedom Dry Tuned—gimbal Gyroscopes to Strapdown Systems", NASA CR132419 Apr. 1974.
- 23) Edwards, C., "The Use of Dynamically Tuned Gyroscopes in Strapdown Systems", Presented at Defence Components Expo '79 Symp. Apr. 1979
- 24) Brown, R., "Inertial System Market Potential" Presented at the Int. Conference on Fibre—optic Rotation Sensors, Nov. 1981.
- 25) Reddy, P., "Laser Gyro Strapdown System Alignment/Calibration and Land Navigation Using Kalman Filters", Presented at the NAECON80., 1980.
- 26) Matchett, G., "GPS—aided space Shuttle Navigation", presented at the NAECON 78, 1978.
- 27) Copeland, L., "An Appar to Remember", presented at the Int. Conference on Fibre—Optic Rotation Sensors, Nov. 1981.