

# 스트랩다운 관성항법시스템의 초기 개략정렬 알고리즘 개발

## Development of an Initial Coarse Alignment Algorithm for Strapdown Inertial Navigation System

박 찬 국, 김 광 진, 박 흥 원, 이 장 규

(Chan Gook Park, Kwang Jin Kim, Heung Won Park and Jang Gyu Lee)

**Abstract** : In this paper, a new coarse alignment algorithm is proposed for roughly determining the initial attitude of the vehicle. The algorithm, referred as two-step coarse alignment algorithm, computes roll and pitch angle of the vehicle using accelerometer outputs, and then determines yaw angle with gyro outputs. With the geometric relation between sensor outputs and attitude angles, the algorithm error is analytically derived and compared with the previous coarse alignment algorithm that computes a transformation matrix using accelerometer and gyro outputs simultaneously. The simulation is also performed by varying the sensor errors. The results show that the proposed two-step coarse alignment algorithm has better performance for east tilt angle.

**Keywords** : initial coarse alignment, accelerometer, gyro, Euler angle, quaternion

### I. 서론

스트랩다운 관성항법시스템(Strap Down Inertial Navigation System-SDINS)은 소형, 경량이면서 값이 싸고 중첩시스템의 설계가 쉬워진다는 장점 때문에 오늘날 자동차, 선박, 비행체 등의 여러분야에 널리 사용되고 있다. SDINS에서 초기 자기정렬(initial self-alignment)이란 항법 모드 진입 전에 항체가 정지한 상태에서 가속도계와 자이로의 센서 측정치로부터 항법좌표계에 대한 동체좌표계의 초기 자세를 나타내는 좌표변환행렬이나 초기 quaternion을 구하는 것이다[1]. 일반적으로 초기 정렬은 중력가속도와 지구 자전각속도를 이용하여 항체의 대략적인 자세를 구하는 개략정렬(coarse alignment)과 이때 발생한 오차를 추정, 보정함으로써 보다 정확한 자세를 계산하는 정밀정렬(fine alignment)로 나눌 수 있다[2]. 항법 모드 진입 전에 발생한 초기 정렬 오차는 운항중 계속 누적되어 많은 자세 오차를 유발할 뿐만 아니라 속도와 위치 정보에도 영향을 미치게 된다[3]. 따라서 SDINS의 성능 향상을 위하여 초기 자기정렬은 매우 중요한 문제이며 현재 많은 연구가 진행되고 있다.

초기 정렬에서는 항체가 정지 상태에 있으므로 중력가속도와 지구 자전각속도 성분만이 가속도계와 자이로에 입력되며 개략정렬이란 이때의 센서 출력을 이용하여 짧은 시간에 항체의 대략적인 초기 자세를 계산하는 것으로 정밀정렬의 초기값을 제공하며 간단히 자세 정보를 얻고자 하는 경우에도 유용하게 적용될 수 있다.

기존에 Britting에 의하여 제시된 개략정렬 알고리즘은 가속도계와 자이로 출력을 동시에 사용하여 초기 자세를 계산하는 방법이다[1]. 그러나 이 방법을 수행하기 위해서는 가속도계 출력과 자이로 출력을 외적(cross product)

한 새로운 벡터가 필요하며 가속도계와 자이로에 센서 오차가 존재하는 경우에는 센서 오차의 외적에 의한 영향이 자세 오차에 복합적으로 나타나게 된다. 또한 자이로나 가속도계 등의 관성센서가 안정대 위에 장착되어 있는 GINS(Gimbaled INS)의 경우에는 레벨링(leveling)과 자이로컴파싱(gyrocompassing)을 통하여 초기 정렬을 수행한다[4,5].

본 논문에서는 개략정렬시 중력가속도 정보를 포함하는 가속도계 출력을 이용하여 롤각과 피치각을 계산한 후, 계산된 롤과 피치각, 그리고 지구 자전각속도 성분으로 인한 자이로 출력을 이용하여 요각을 계산하는 새로운 개략정렬 알고리즘을 제시한다. 이 알고리즘을 2단계 개략정렬 알고리즘이라 하며 GINS에서 사용된 레벨링과 자이로컴파싱의 원리를 이용한다. 또한 가속도계와 자이로의 센서 출력과 롤, 피치, 요각의 기하학적인 관계로부터 해석적인 오차식을 유도하고 이를 이용하여 Britting이 제시하였던 알고리즘과 성능을 비교한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 2절에서는 단일 개략정렬 알고리즘과 오차에 대하여 설명하고 3절에서는 2단계 개략정렬 알고리즘을 제시한다. 그리고 4절에서는 센서출력과 자세각과의 기하학적인 관계로부터 2단계 개략정렬의 해석적인 오차식을 유도하며 5절에서는 가속도계와 자이로의 센서 오차원의 크기를 변화시키면서 두 개략정렬 알고리즘의 오차를 비교하고 마지막으로 6절에서 결론을 맺는다.

### II. 단일 개략정렬 알고리즘

Britting이 제시한 단일 개략정렬은 가속도계와 자이로 출력을 동시에 사용하여 초기 좌표변환행렬을 계산하는 알고리즘이다[1].

먼저 동체좌표계(b)로 표현된 항체의 가속도를  $f^b = [f_x \ f_y \ f_z]^T$ 로 정의하고 NED 항법좌표계(n)으로 표현된 항체의 가속도를  $f^n = [f_N \ f_E \ f_D]^T$ 로 정의하면 다

접수일자 : 1998. 1. 7., 수정완료 : 1998. 7. 27.

박찬국 : 광운대학교 제어계측공학과/신기술 연구소

김광진, 박흥원 : 국방과학연구소

이장규 : 서울대학교 전기공학부/자동제어특화연구센터

음의 관계가 성립하게 된다.

$$f^b = C_n^b f^n = C_n^b [0 \ 0 \ -g]^T \quad (1)$$

여기서  $g$ 는 중력가속도이고,  $C_n^b$ 는 항법좌표계에서 동체좌표계로의 방향코사인 행렬이다.

또한 관성공간에 대한 항체의 회전각속도를 동체좌표계로 나타낸  $\omega^b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 와 항법좌표계로 나타낸  $\omega^n = [\omega_N \ \omega_E \ \omega_D]^T$ 은 다음의 관계를 만족하게 된다.

$$\omega^b = C_n^b \omega^n = C_n^b [\omega_{ie} \cos L \ 0 \ -\omega_{ie} \sin L]^T \quad (2)$$

위에서  $\omega_{ie}$ 는 지구 자전각속도,  $L$ 은 위도를 나타내며 (1)과 (2)를 외적한 새로운 벡터를  $\nu = f \times \omega$ 로 정의하면 다음과 같은 관계로 나타낼 수 있다.

$$\nu^b = C_n^b \nu^n = C_n^b [0 \ -g\omega_{ie} \cos L \ 0]^T \quad (3)$$

(1),(3)을 전치(transpose)한 후  $(C_n^b)^T = C_b^n$ 의 성질을 이용하여 벡터식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (\omega^b)^T \\ (\nu^b)^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (f^n)^T \\ (\omega^n)^T \\ (\nu^n)^T \end{bmatrix} C_b^n \quad (4)$$

위의 관계에서 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 변환행렬인  $C_b^n$ 은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} (f^n)^T \\ (\omega^n)^T \\ (\nu^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (\omega^b)^T \\ (\nu^b)^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(1/g) \tan L \\ 0 \\ -1/g \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (\omega^b)^T \\ (\nu^b)^T \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서,  $f^b$ ,  $\omega^b$ 는 가속도계와 자이로 출력벡터가 되며 이들의 외적에 의하여  $\nu^b$ 를 구할 수 있다. 그리고 현재 위치에서의 위도는 정확히 알 수 있으므로 나머지 값들의 계산이 가능하며 (5)를 이용하여 좌표변환행렬을 계산할 수 있다.

(5)의 좌표변환행렬을 계산하기 위하여 사용된 가속도계와 자이로 출력은 일반적으로 센서 오차를 포함하고 있으며 이로 인하여 자세 오차가 발생하게 된다. 항법좌표계로 표현된 가속도계 오차를  $\delta f^n = [\delta f_N, \delta f_E, \delta f_D]^T$ 로 정의하고 자이로 오차를 각각  $\delta \omega^n = [\delta \omega_N, \delta \omega_E, \delta \omega_D]^T$ 로 정의하면 단일 개략정렬 알고리즘의 자세 오차는 다음과 같이 표현된다[1,6].

$$\epsilon_N = -\frac{\delta f_E}{g} \quad (6)$$

$$\epsilon_E = \frac{1}{2} \left[ \frac{\delta f_N}{g} - \frac{\delta f_D}{g} \tan L - \frac{\delta \omega_D}{\omega_{ie}} \sec L \right] \quad (7)$$

$$\epsilon_D = \frac{\delta f_E}{g} \tan L + \frac{\delta \omega_E}{\omega_{ie}} \sec L \quad (8)$$

위의 자세 오차식들은 N, E, D 방향에 대하여 각각의 항법좌표계로 표현된 센서 오차원들이 미치는 영향을 나타내는 식이다.

### III. 2단계 개략정렬 알고리즘

GINs는 두 수평축에 놓인 가속도계의 출력이 0이 되도록 자이로에 신호를 보내어 플랫폼을 회전시킴으로써

레벨링을 수행하며, 수평축에 있는 한 축을 정북 방향과 일치시키기 위하여 수직축 자이로를 회전시킴으로써 자이로컴파싱을 수행한다[7]. 앞에서 설명한 단일 개략정렬에서는 좌표변환행렬을 구하기 위하여 중력가속도와 지구 자전각속도를 동시에 이용하였으나 본 논문에서 제안하는 2단계 개략정렬에서는 레벨링과 자이로컴파싱 원리를 이용하여 중력가속도와 지구 자전각속도를 나누어서 좌표변환행렬과 자세각을 구한다.

앞의 (1)의  $C_n^b$ 에  $\theta$ ,  $\phi$ ,  $\psi$ 를 대입하면 다음과 같이 표현할 수 있다[8].

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = C_n^b f^n = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi \\ \sin \phi \sin \theta \cos \phi - \cos \phi \sin \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \phi + \sin \phi \sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \sin \phi + \cos \phi \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \sin \phi - \sin \phi \cos \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기서,  $\phi$ 는 롤각,  $\theta$ 는 피치각 그리고  $\psi$ 는 요각을 나타낸다. (9)에서 롤각과 피치각은 다음과 같이 계산된다.

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{-g \sin \phi \cos \theta}{-g \cos \phi \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left( \frac{f_y}{f_z} \right) \quad (10)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{g \sin \theta}{g \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left( \frac{f_x}{\sqrt{f_y^2 + f_z^2}} \right) \quad (11)$$

(10)과 (11)에서 가속도계 출력만으로 롤각과 피치각이 결정됨을 알 수 있다. 다음으로 요각  $\psi$ 를 계산하기 위하여 좌표변환행렬  $C_n^b$ 를  $\theta$ ,  $\phi$ 각으로 구성된 행렬  $C_1$ 과 요각으로 구성된 행렬  $C_2$ 로 나누어 다음과 같이 정의한다.

$$C_1 = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

항법좌표계와 동체좌표계 사이의 자이로 출력들 간의 관계를 정의한 (2)에 위의 (12)를 대입하면 다음과 같으며

$$\omega^b = C_n^b \omega^n = C_1 C_2 \omega^n \quad (13)$$

(13)에 직교행렬(orthogonal matrix)인  $C_1$ 의 역행렬을 양변에 곱하고  $C_1^{-1} = C_1^T$ 의 관계를 이용하면 다음의 관계가 성립한다.

$$C_1^T \omega^b = C_2 \omega^n \quad (14)$$

위 식의 좌변을 새로운 벡터  $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 로 정의하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = C_1^T \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \cos \theta + \omega_y \sin \phi \sin \theta + \omega_z \cos \phi \sin \theta \\ \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi \\ -\omega_x \sin \theta + \omega_y \sin \phi \cos \theta + \omega_z \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$= C_2 \begin{bmatrix} \omega_N \\ 0 \\ \omega_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_N \cos \psi \\ -\omega_N \sin \psi \\ \omega_D \end{bmatrix} \quad (16)$$

여기서,  $\omega_N = \omega_{ie} \cos L$ ,  $\omega_D = -\omega_{ie} \sin L$  이다.

(16)에서 요각은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi &= \tan^{-1} \left( \frac{\omega_N \sin \psi}{\omega_N \cos \psi} \right) = \tan^{-1} \left( -\frac{\omega_2}{\omega_1} \right) \\ &= \tan^{-1} \left( \frac{\omega_z \sin \phi - \omega_y \cos \phi}{\omega_x \cos \theta + \omega_y \sin \phi \sin \theta + \omega_z \cos \phi \sin \theta} \right) \end{aligned} \quad (17)$$

위의 식에서  $\omega_1$ ,  $\omega_2$  는 (10)과 (11)에서 구한 롤각과 피치각을 (15)에 대입하여 구할 수 있으며 개략정렬이 롤각과 피치각을 구한 후 요각을 계산하는 2단계로 수행됨을 알 수 있다. 지금까지 계산된  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  를 이용하여 초기 quaternion  $q(0)$  와 좌표변환행렬  $C_b^N(0)$  을 직접 계산할 있다[9].

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_1 &= \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_2 &= \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_3 &= -\sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \end{aligned} \quad (18)$$

(18)에서 구한 quaternion과 좌표변환행렬과의 관계는 다음과 같다

$$C_b^N(0) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (19)$$

2단계 개략정렬은 가속도계의 입력을 이용하여 (10)과 (11)에서 롤각과 피치각을 계산한 후 (17)을 이용하여 기수각을 계산한다. 이 값을 (18)과 (19)에 대입하여 초기 quaternion과 좌표변환행렬을 계산한다.

IV. 알고리즘 오차 해석

2단계 개략정렬 알고리즘의 오차를 해석하기 위하여 먼저 (10)과 (11)에서 롤, 피치각과 가속도계 출력과의 관계식을 다음과 같이 다시 표현한다.

$$\tan \phi = \frac{f_y}{f_z} \quad (20)$$

$$\tan \theta = \frac{f_x}{\sqrt{f_y^2 + f_z^2}} \quad (21)$$

위 식의 기하학적인 모양은 그림 1과 같으며. 센서 오차 성분을  $\delta$  로 표시하면 그림에서 센서 오차에 의한 각 오차 성분  $\delta\phi$ ,  $\delta\theta$  를 구할 수 있다.

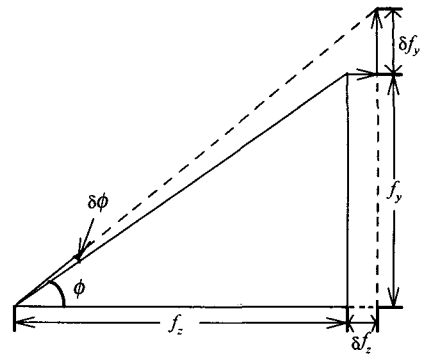
그림 1(a)에서 롤각과 오차 성분이 포함된 가속도계의 관계식은 다음과 같다.

$$\tan(\phi + \delta\phi) = \frac{f_y + \delta f_y}{f_z + \delta f_z} \quad (22)$$

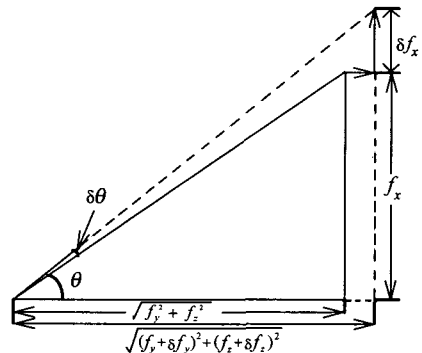
롤각 오차  $\delta\phi$  가 매우 작다고 가정하면 다음의 관계가 성립한다.

$$\sin \delta\phi \approx \delta\phi, \quad \cos \delta\phi \approx 1, \quad \tan \delta\phi \approx \delta\phi \quad (23)$$

위 식을 (22)에 대입하면 다음과 같은 근사식을 만들 수 있다.



(a) roll angle error



(b) pitch angle error

그림 1. 자세 오차와 가속도계 오차 관계.

Fig. 1 The relation of attitude errors to an accelerometer error.

$$\frac{\tan \phi + \delta\phi}{1 - \delta\phi \tan \phi} = \frac{f_y + \delta f_y}{f_z + \delta f_z} \quad (24)$$

(24)에서 오차 제곱항을 무시하고  $\delta\phi$  에 관하여 다음과 같이 정리한다.

$$\delta\phi = \frac{f_y + \delta f_y - f_z \tan \phi - \delta f_z \tan \phi}{f_y \tan \phi + f_z} \quad (25)$$

(9)의 가속도계 입력을 위의 (25)에 대입하면 롤각 오차  $\delta\phi$  는 다음과 같다.

$$\delta\phi = \frac{\delta f_z \sin \phi - \delta f_y \cos \phi}{g \cos \theta} \quad (26)$$

위 식에서 롤각 오차는 y, z축 가속도계 오차에 의하여 영향을 받는다는 것을 알 수 있다.

그림 1(b)에서 오차가 포함된 피치각과 가속도계 출력과의 관계는 다음과 같다.

$$\tan(\theta + \delta\theta) = \frac{f_x + \delta f_x}{\sqrt{(f_y + \delta f_y)^2 + (f_z + \delta f_z)^2}} \quad (27)$$

위 식의 우변의 분모는 제곱근 형태이므로 식을 간략히 하기 위하여 가속도계 입력을 대입하여 다음과 같이 전개한다.

$$\begin{aligned} & \sqrt{(f_y + \delta f_y)^2 + (f_z + \delta f_z)^2} \\ & \approx (g \cos \theta)^2 - 2g \cos \theta (\delta f_y \sin \phi + \delta f_z \cos \phi) \\ & \approx (g \cos \theta - \delta f_y \sin \phi - \delta f_z \cos \phi)^2 \end{aligned} \quad (28)$$

(27)에 위의 (28)을 대입하여 정리하면 피치각 오차  $\delta\theta$  는 다음과 같이 구해진다.

$$\delta\theta = \frac{\delta f_x \cos \theta + \sin \theta (\delta f_y \sin \phi + \delta f_z \cos \phi)}{g} \quad (29)$$

위 식에서 피치각 오차는 x, y, z축 가속도계 오차에 모두 영향을 받는다는 것을 알 수 있다.

다음으로 자이로 출력을 이용하는 요각의 오차식을 앞의 과정과 동일하게 유도한다. 먼저 (17)에서 다음의 관계가 성립한다.

$$\tan \phi = -\frac{\omega_2}{\omega_1} \quad (30)$$

(15)에서  $\omega_1, \omega_2$ 의 오차에 영향을 주는 항으로 가속도계 오차에 의하여 발생하는  $\delta\phi, \delta\theta$ 와 자이로 오차  $\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z$ 가 있다. 그러나 요각 오차  $\delta\psi$ 는 가속도계 오차에 의한 영향보다는 자이로 오차에 의한 영향이 지배적이므로 (15)에서 다음과 같이  $\delta\omega_1, \delta\omega_2$ 를 표현할 수 있다[8].

$$\delta\omega_1 \approx \delta\omega_x \cos \theta + \delta\omega_y \sin \phi \sin \theta + \delta\omega_z \cos \phi \sin \theta \quad (31)$$

$$\delta\omega_2 \approx \delta\omega_y \cos \phi - \delta\omega_z \sin \phi$$

(30)은 그림 1(a)와 유사한 관계가 성립하므로 다음과 같이 전개된다.

$$\tan(\psi + \delta\psi) = \frac{\tan \psi + \delta\psi}{1 - \delta\psi \tan \psi} = -\frac{\omega_2 + \delta\omega_2}{\omega_1 + \delta\omega_1} \quad (32)$$

위 식에서 오차 제곱항을 무시하고 요각 오차  $\delta\psi$ 에 대하여 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \delta\psi &\approx -\frac{\delta\omega_1 \sin \psi + \delta\omega_2 \cos \psi}{\omega_N + \delta\omega_1 \cos \psi - \delta\omega_2 \sin \psi} \\ &\approx -\frac{\delta\omega_1 \sin \psi + \delta\omega_2 \cos \psi}{\omega_N} \end{aligned} \quad (33)$$

앞의 (31)에서 주어진 센서 오차 성분을 (33)에 대입하면 요각 오차  $\delta\psi$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\delta\psi \approx -\{\delta\omega_x \cos \theta \sin \psi + \delta\omega_y (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + \delta\omega_z (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)\} / \omega_N \quad (34)$$

위 식은 항체의 자세와 자이로 오차에 의한 요각 오차를 나타내는 식으로써 요각 오차는 항체의 자세와 x, y, z축 자이로 오차에 모두 영향 받음을 알 수 있다.

앞에서 유도한 (26), (29) 그리고 (34)로부터 개략정렬에서 발생한 자세 오차는 가속도계와 자이로에 의한 센서 오차와 항체의 초기 자세에 의하여 영향을 받는다는 것을 알 수 있다.

다음으로 위에서 유도된 오차식을 (6) - (8)에 주어진 Britting의 결과와 비교하기 위하여 항법좌표계에서 본 경사각(tilt angle)  $\epsilon_N, \epsilon_E, \epsilon_D$ 으로 표현하면 본 논문의 자세각 오차인  $\delta\phi, \delta\theta, \delta\psi$ 와의 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다[9].

$$\begin{bmatrix} \epsilon_N \\ \epsilon_E \\ \epsilon_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta\phi \cos \psi \cos \theta - \delta\theta \sin \psi \\ \delta\phi \sin \psi \cos \theta + \delta\theta \cos \psi \\ \delta\psi \end{bmatrix} \quad (35)$$

(35)에 (26), (29), (34)를 대입하고 가속도계와 자이로 오차식인  $\delta f^n = C_b^n \delta f^b$ 와  $\delta \omega^n = C_b^n \delta \omega^b$ 의 관계를 이용하면 다음과 같이 정리된다.

$$\begin{bmatrix} \epsilon_N \\ \epsilon_E \\ \epsilon_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\delta f_E}{g} \\ \frac{\delta f_N}{g} \\ -\frac{\delta \omega_E}{\omega_{ie}} \sec L \end{bmatrix} \quad (36)$$

(6) - (8)과 (36)을 비교함으로써 본 논문에서 제안한 2단계 개략정렬 알고리즘이 임의의 초기자세에서 Britting의 방법[1] 보다 오차가 적음을 알 수 있다.

### V. 개략정렬 알고리즘 오차 비교

본 논문에서 제시한 2단계 개략정렬 알고리즘과 기존에 Britting이 제시한 단일 개략정렬 알고리즘의 성능을 비교 분석하기 위하여 항법좌표계에서 본 경사각을 자이로와 가속도계 오차에 대하여 정리하면 표 1과 같다.

표 1. 개략정렬 알고리즘 오차.

Table 1. Coarse alignment algorithm error.

자세오차	단일 개략정렬	2단계 개략정렬
N 방향	$-\frac{\delta f_E}{g}$	$-\frac{\delta f_E}{g}$
E 방향	$\frac{1}{2} \left[ \frac{\delta f_N}{g} - \frac{\delta f_D}{g} \tan L - \frac{\delta \omega_D}{\omega_{ie}} \sec L \right]$	$\frac{\delta f_N}{g}$
D 방향	$\frac{\delta f_E}{g} \tan L + \frac{\delta \omega_E}{\omega_{ie}} \sec L$	$\frac{\delta \omega_E}{\omega_{ie}} \sec L$

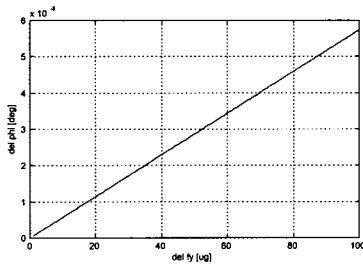
2단계 개략정렬은 임의의 초기자세에 대하여 수평방향의 자세를 계산하는데 자이로 출력을 사용하지 않기 때문에 E방향의 자세오차에 자이로 오차가 포함되지 않는다. 또한 수직방향의 자세를 계산할 때는 가속도계를 사용하지 않고 자이로 출력만을 사용하기 때문에 가속도계의 영향을 직접적으로 받지 않는다는 것을 알 수 있다.

다음에는 오차원의 크기에 따른 실제 자세 오차의 크기를 시뮬레이션을 통하여 알아보았다. 임의의 자세에 대한 항법좌표계로 표시된 해석적인 결과는 표 1에서 이미 제시되었으므로 시뮬레이션에서는 동체좌표계로 표현되는 자이로 및 가속도계 오차 크기에 따른 자세오차를 분석하였다. 스트랩다운 관성항법시스템은 센서 출력이 동체좌표계에 대하여 나타나므로 동체좌표계로 표시되는 센서오차의 크기가 센서 구입시 표시되는 사양이 된다. 따라서 이 결과는 시스템 성능에 따른 센서 선정의 기준으로 사용할 수 있을 것이다. 자세 오차에는 동체좌표계 각 축에 대한 가속도계와 자이로 오차원들이 동시에 입력되므로 오차 해석은 SRSS(Square Root of Sum of Squares) 오차를 이용하여 수행한다[10].

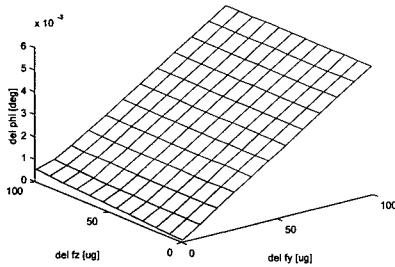
시뮬레이션은 동체좌표계와 항법좌표계가 거의 일치되는 경우(5도 이내)에 대하여 대표적으로 수행되었으며 위도는 35도이다. 가속도계 오차가 1~100[ $\mu g$ ]인 경우에 대한 롤각 오차는 그림 2(a)와 같으며 가속도계 오차가 선형적으로 증가함에 따라 롤각 오차도 선형적으로 증가하는 것을 알 수 있다. 그림 2(b)는 2단계 개략정렬에서 항체의 롤, 피치각이 5도인 경우의 오차를 시뮬레이션한

것으로써 이 경우에도 y축 가속도계가 롤각 오차(N 방향 자세 오차)에 주로 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

그림 3은 가속도계와 자이로 오차가 각각 1~100[μg], 0.01~1[deg/h]로 변화될 경우의 두 방법의 오차를 분석한 것이다. 그림 3(a)에서 단일 개략정렬의 오차는 x, z축의 가속도계 오차와 z축 자이로 오차에 의하여 최대 2.3도를 나타내며 z축 자이로 오차에 의하여 지배적인 영향을 받는다는 것을 알 수 있다. 이것은 그림 3(b)의 2단계 개략정렬 알고리즘의 오차와 비교하여 매우 큰 값이다.

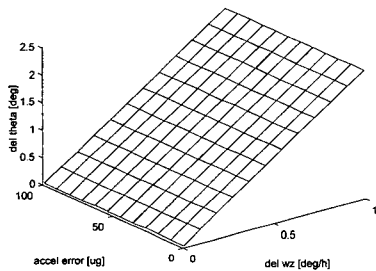


(a) one-shot & two-step coarse alignment

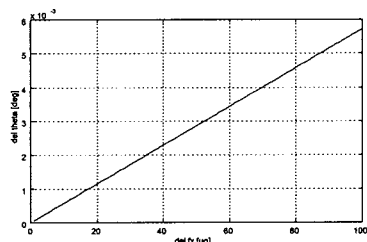


(b) two-step alignment ( $\phi = \theta = 5^\circ$ )

그림 2. 개략정렬시 롤각 오차.  
Fig. 2. Roll angle error of the coarse alignment.

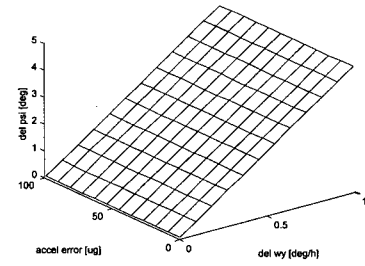


(a) one-shot coarse alignment

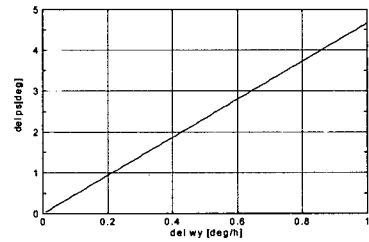


(b) two-step coarse alignment

그림 3. 개략정렬시 피치각 오차.  
Fig. 3. Pitch angle error of the coarse alignment.



(a) one-shot coarse alignment



(b) two-step coarse alignment

그림 4. 개략정렬시 요각 오차.  
Fig. 4. Yaw angle error of the coarse alignment.

그림 4는 두 알고리즘의 요각 오차를 분석한 것이다. 그림 4(a)에서 단일 개략정렬의 요각 오차는 y축 가속도계와 y축 자이로 오차에 의하여 영향을 받는 반면에 그림 4(b)에서 2단계 개략정렬의 오차는 y축 자이로에 의해서만 영향을 받는다는 것을 알 수 있다. 두 방법을 비교하면 오차의 최대값은 단일 개략정렬이 약간 크게 나타나며 이것은 y축 가속도계 오차의 영향이 포함되기 때문이다. 그러나 그 영향은 그림 4에서 나타난 바와 같이 상대적으로 매우 작은 값으로 요각 오차에 영향을 미치는 것은 자이로 오차가 지배적임을 알 수 있다.

이상의 결과에서 롤각과 요각 오차에 대해서는 두 방법이 유사한 결과를 제시하고 있으나 피치각 오차에 대해서는 2단계 개략정렬 알고리즘이 보다 우수하다는 것을 알 수 있다. 이것은 2단계 개략정렬 알고리즘이 수평축과 수직축을 분리하여 계산함으로써 자이로 오차의 영향이 수평축 오차인 피치각에서는 나타나지 않기 때문이며 또한 자이로 오차가 가속도계 오차보다 자세 계산에 크게 영향을 미치기 때문에 자이로 오차가 큰 경우에는 2단계 개략정렬 알고리즘이 유용하게 사용될 수 있음을 알 수 있다.

VI. 결론

본 논문에서는 항체가 정지 상태에서 수행하는 초기 정렬에서 중력가속도를 측정하는 가속도계와 지구 자전 각속도를 측정하는 자이로의 출력을 차례로 이용하여 개략정렬을 수행하는 새로운 개략정렬 알고리즘을 제시하였다. 그리고 이 알고리즘의 오차를 항체의 자세와 센서 입력과의 기하학적인 관계를 이용하여 유도하였으며 그 결과 롤각과 피치각 오차는 가속도계에 의해서만 영향을 받게 되며 기수각은 자이로 오차에 의하여 많은 영향을

받는다는 것을 알 수 있었다. 또한 이전에 많이 사용되었던 Britting의 단일 개략정렬 알고리즘과의 성능 비교를 위하여 동체좌표계의 오차해석 결과를 항법좌표계에서 본 경사각으로 표현하였다. 그 결과 E축 자세 오차의 경우에는 2단계 개략정렬 알고리즘이 상대적으로 매우 우수하다는 것을 알 수 있었으며 이것은 E축 자세 오차가 자이로의 영향을 받지않고 가속도계 오차에만 영향을 받기 때문이다. 본 논문에서 제시된 2단계 개략정렬 알고리즘은 정밀정렬을 수행하기 이전에 항법시스템의 개략적인 자세를 구하기 위하여 효율적으로 사용될 수 있으며 그 이외에도 간단히 자세 정보를 얻고자 할 경우에 유용하게 적용될 수 있을 것이다.

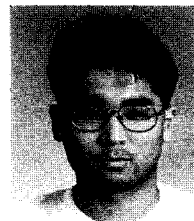
**참고문헌**

[1] K. R. Britting, *Inertial Navigation Systems Analysis*, Wiley & Sons, 1971.  
 [2] S. G. Garg, L. D. Morrow and R. Mamen, "Strapdown navigation technology : a literature survey," *Journal of Guidance and Control*, vol. 1, no. 3, pp. 161-172, 1978.

[3] Y. F. Jiang and Y. P. Lin, "Error estimation of INS ground alignment through observability analysis," *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 1, pp. 92-97, 1992.  
 [4] R. H. Canon, "Alignment of inertial guidance systems by gyrocompassing-linear theory," *Journal of Aerospace Science*, no. 28, vol. 11, 1961.  
 [5] G. M. Siouris, *Special Lecture on Integrated Inertial Navigation Systems*, 서울대학교 제어계측 신기술연구센터, 1993.  
 [6] Y. F. Jiang, "Error analysis of analytic coarse alignment methods," *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no.1, pp. 334-337,1998,  
 [7] M. Kayton and W. R. Fried, *Avionics Navigation Systems*, Wiley & Sons, 1969.  
 [8] 박찬국, 이달호, 박찬웅 외, 관성항법장치 항법 알고리즘 연구, 자동제어특화연구센터, 1995.  
 [9] G. M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems : a modern synthesis*, Academic Press, 1993.  
 [10] C. W. de Silva, *Control Sensors and Actuators*, Prentice-Hall, 1989.

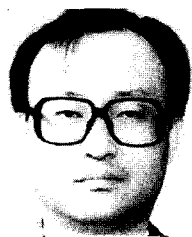
**박 찬 국**

1985년 서울대 공대 제어계측공학과졸업. 동대학원 석사(1988), 동대학원 박사(1993). 1993년 서울대 제어계측신기술연구센터 박사후 연구원, 1994년~현재 광운대 제어계측공학과 조교수. 1997년~현재 미국 UCLA 박사후 연구원, 연구관심분야는 관성항법시스템, 칼만필터링, 대형시스템.



**김 광 진**

1995년 광운대학교 제어계측공학과 졸업. 동대학원 석사(1997년), 1997년~현재 국방과학연구소 연구원, 연구관심분야는 스트랩다운 관성항법시스템, 칼만필터링, D.S.P응용 기술.



**박 흥 원**

1979년 서울대학교 기계설계공학과 졸업. 동대학원 제어계측공학과 석사(1988년), 동대학원 박사(1995년), 1979년~현재 국방과학연구소 선임 연구원, 연구관심분야는 관성항법시스템, 복합항법, 추정이론 및 응용, 분산시스템.

분산시스템.

**이 장 규**

1971년 서울대 공대 전기공학과 졸업. Univ. of Pittsburgh 전기공학과 석사(1974). Univ. of Pittsburgh 전기공학과 박사(1977). 1977.4~1981. 6 The Analytic Sciences Corporation 연구원(Technical Staff). 1981. 6~1982. 7 Charles Stark Draper Laboratory 연구원(Technical Staff). 1982. 9~현재 서울대학교 제어계측공학과 교수. 1994. 12~현재 서울대 자동제어특화연구센터 소장. 연구관심분야는 관성항법시스템, 계수식별, 자율주행항체(AGV), 표적 추적시스템.