

SDINS 의 좌표축 초기 배열에 관한  
칼만 필터링 기법의 응용

최 근 국 . 이 만 형  
부산대학교 공과대학 기계공학과

Application of Kalman Filtering Technique to  
Initial Axes Alignment of SDINS

Keun-Kug Choi and Man-Hyung Lee

Dept. of Mechanical Engineering, Graduate School, Pusan National University

Abstract

Initial alignment of gimbaled INS is accomplished by the gyrocompassing techniques. These cannot be used in the case of strapdown system where the inertial instruments are directly strapped down to a vehicle frame. The basic objective of this paper is the development of digital methods performing the initial alignment of a SDINS from vibration and sway corrupted data on the launch pad.

I. 서 론

관성측정 기구를 사용하는 시스템의 좌표축 초기 배열에 관한 문제는 그러한 시스템들 즉, 관성유도 장치, 관성항법 장치, 또는 기존 좌표계에 대한 자세 측정장치 등에 통상적으로 사용되는 센서들이 각변화율이나 또는 그 적분값을 측정하고 (자이로 출력), 가속도나 또는 그 적분값을 측정하기 (가속도계 출력) 때문에 필수적으로 요구되는 조건이다.

관성유도 또는 관성항법 시스템에서 대략적인 방향 배열 (Course alignment) 이 끝난 후 최초의 측정이 수행될 때 측정좌표계 [또는 동체좌표계, 좌표계(2)] 가 계산상의 기준 좌표계 [SDINS 의 시스템 컴퓨터에서 계산의 기준으로 삼는 좌표계, 좌표계(1)] 로 된다.

그 다음 측정이 수행될 때는 좌표계(1)로 부터 좌표계(2)가 동체의 운동으로 인해 이탈되고, 이 운동에 대한 자이로로 부터의 정보를 이용, 좌표계(2)로 부터 좌표계(1)로 변환시켜주는 좌표 변환

행렬을 구성 할 수 있다.

그 이후부터는 계속적으로 자이로의 정보를 이용, 이 좌표변환 행렬을 새롭게 대응되는 값으로 바꾸어 가며 동시에 좌표계(2)에 대해서 측정된 가속도계의 출력들을 좌표계(1)로 변환 시킴으로써 임의의 시간에서 속도와 거리를 연속적으로 알 수 있게 되며, 또한 그때의 좌표변환 행렬로 부터 자세 (attitude) 에 대한 정보도 얻을 수 있을 것이다. [1]

그렇다면 "좌표계(1)을 최초로 어떤 방향으로 잡을 것인가?" 하는 문제가 생기게 된다. 따라서 우리가 알고 있는 방향을 선택해야 할 것이다. 그림으로써 그 다음 일련의 과정이 우리에게 유용하게 이용될 수 있을 것이다. 이 좌표계(1)의 초기 방향을 확정하는 문제가 바로 "좌표축 초기 배열문제"이다.

본 논문에서는 지구고정 발사대에 장착된 미사일을 대상 시스템으로 하여 실제의 다이내믹 시스템이 받을 수 있는 진동 (Vibration) 과 흔들림 (Sway) 같은 외란을 주로 고려하고 자이로 편류등의 오차도 감안한 경우의 "좌표축 초기 배열문제"를 고찰하고자 한다.

II. 본 론

본 대상 시스템의 좌표축 초기배열 문제는 국지좌표계에서 알 수 있는 중력 가속도 성분 및 지구자전 각속도 성분과 동체 좌표계에서 계산기준 좌표계 [좌표계(1)] 로 변환된 가속도 성분 및 각속도 성분 사이의 오차를 가장 작도록 좌표계(1)의 방향을 설정해 주는 문제가 될 것이다.

1. 시스템 다이내믹스

(1) 좌표계의 정의

본 논문에서 스트랩 다운 시스템을 정의하는 좌표계들은 이미 언급한 바와 같이 다음의 3가지이다.

- 좌표계(0) : 발사기지의 지구고정 좌표계.
- 좌표계(1) : SDINS 의 시스템 컴퓨터가 계산의 기준으로 삼는 좌표계.
- 좌표계(2) : 동체에 부착된 측정좌표계.

좌표계(0)과 좌표계(1)은 아래 그림 1과 같다. 좌표계(0)은 지구에 고정되고 정확히 지구의 운동을 따른다.

좌표계(1)은 그림 1에서와 같이 좌표계(0)로부터 미지의 작은 각  $\alpha, \beta, \gamma$  만큼씩 오차를 가지고 배열되어 있으며, 또한 자이로의 편류오차 때문에  $\alpha, \beta, \gamma$  는 일정하지 않다.

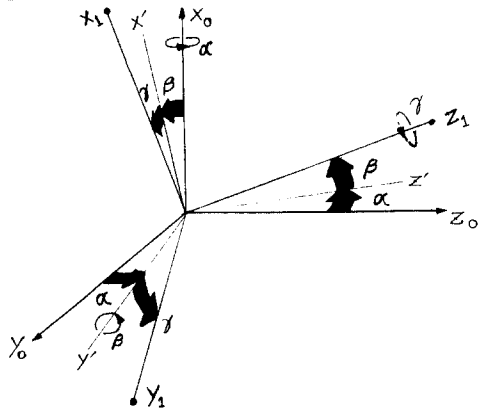


그림 1. 좌표계(0)과 좌표계(1)의 관계

따라서 좌표측 초기배열 문제는  $\alpha, \beta, \gamma$  의 각도 오차를 가진 좌표계(1)을 좌표계(0)으로 맞추어 주는 문제이다. 발사기지의 발사대에 장착된 미사일은 그림 1의 X0방향을 중심으로 진동과 흔들림을 받고 있다고 가정한다.

(2) 회전좌표계 사이의 방향여현 행렬

상대적으로 회전하고 있는 좌표계 사이의 관계는 방향여현 행렬로 규정 할 수 있다. 어떤 시각에서  $[D_1^0]$ 을 좌표계(1)에서 좌표계(2)로의 변환 행렬로 두고 또  $[D_2^1]$ 가 직교행렬임을 감안하면 다음의 관계가 성립한다. [2]

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = [D_1^0] \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} \dots\dots\dots (1)$$

여기서,  $[D_2^1] = [D_1^0]^T$

또 좌표계(1)을 정지좌표계로 가정하고 좌표계(2)가 좌표계(1)에 대해서  $w_2$  벡터로 회전할 경우,

$$[\dot{D}_2^1] = \frac{d}{dt} [D_2^1] = [D_2^1] [w_2] \dots\dots\dots (2)$$

의 관계가 성립한다. [2] [3] 여기서,

$$[w_2] = \begin{bmatrix} 0 & -w_{2z} & w_{2y} \\ w_{2z} & 0 & -w_{2x} \\ -w_{2y} & w_{2x} & 0 \end{bmatrix}, [w_2] = \begin{bmatrix} w_{2z} \\ w_{2y} \\ w_{2x} \end{bmatrix} \dots\dots\dots (3)$$

다시, 좌표계(0)을 정지좌표계로 가정하고 좌표계(1) 및 (2)가 좌표계(0)에 대해서 상대운동을 한다면,

$$[\dot{D}_2^0] = [D_1^0] [D_2^1] \dots\dots\dots (4)$$

$$[\dot{D}_1^0] = [D_1^0] [w_1] \dots\dots\dots (5)$$

$$[\dot{D}_2^0] = [D_2^0] [w_2] \dots\dots\dots (6)$$

(4)식에서

$$[\dot{D}_2^1] = [\dot{D}_2^0]^T [D_2^0]$$

따라서

$$[\dot{D}_2^1] = [D_2^1] [w_2] - [w_1] [D_2^1] \dots\dots\dots (7)$$

이 성립한다.

여기서 본 연구대상 시스템의 다이내믹스를 간단화 하기 위한 몇가지 기본 가정을 한다.

- 가. 초기의 배열 오차가  $\alpha, \beta, \gamma$  는 선형화가 가능한 범위내의 값으로 한다.  
즉,  $\sin \alpha = \alpha$  ,  $\cos \alpha = 1$
- 나. 측정좌표계를 구성하는 관성측정기구는 서로 직교하는 3축위에 놓여있다.
- 다. 자이로 편류율은 일정하다.
- 라. 자이로 토오킹 오차 (torquing error) 나 가속도계의 측정오차는 고려하지 않는다.
- 마. 미사일의 흔들림 및 진동은 평균이 영(zero) 이고 적절히 상관된 잡음 프로세스로 한다.

이제 좌표계(0)과 좌표계(1) 사이의 배열 오차가  $\alpha, \beta, \gamma$  의 거동을 나타내는 방정식을 유도해 보기로 하자.

좌표계(1)의 거동은 좌표계(2) 및 자이로 편류율에 관계되며,  $\alpha, \beta, \gamma$  가 미지각(unknown angle)이기 때문에 좌표계(0)에 대한 좌표계(1)의 상대각운동 벡터  $w_1$ 를 정확히 알 수 없으므로 식(7)을 다음과 같이 근사시킨다.

$$[\dot{D}_2^1] = [D_2^1] [w_2] - [w_0] [D_2^1] \dots\dots\dots (8)$$

여기서  $[w_2]$  는 식(6)의  $[w_2]$ 와는 다르며 자이로로 측정된 각속도 행렬이며,  $[w_0]$  는 좌표계(0)에서의 지구 자전율이다. 자이로 측정치에는 편류율에 의한 오차가 내재하며 따라서

$$[w_2] = [\dot{\theta}] + [d_2] \dots\dots\dots (9)$$

여기서  $[\dot{\theta}]$  : 좌표계(2)의 실제 각속도 행렬  
 $[d_2]$  : 자이로 편류율 행렬

(3)식의 역은

$$[\dot{D}_2^1] = [D_2^1] [w_0] - [w_2] [D_2^1] \\ = [D_2^1] [w_0] - [\dot{\theta}] [D_2^1] - [d_2] [D_2^1] \dots\dots (10)$$

(8)식을 얻을 때와 똑같은 방법으로

$$[\dot{D}_2^0] = [D_2^0] \{\dot{\theta}\} - [w_0] [D_2^0] \dots (11)$$

(10)식과 (11)식 및  $[D_1^0] = [D_2^0] [D_1^0]$  로 부터

$$[\dot{D}_1^0] = [D_1^0] [w_0] - [w_0] [D_1^0] - [D_2^0] [d_2] [D_1^0] \dots (12)$$

(12)식의 오른쪽 끝항은  $\{d_2\}$  가 고대항일므로 다음과 같이 간단하게 된다.

$$[\dot{D}_1^0] [d_2] [D_1^0] = [D_1^0] [D_2^0] [d_2] [D_1^0] = [D_1^0] [d_1] \dots (13)$$

여기서 벡터  $\{d_1\}$ 과  $\{d_2\}$ 의 관계는  $\{d_1\} = [D_1^0] \{d_2\}$  이다.

배열오차각  $\alpha, \beta, \gamma$  가 가정 "가"를 만족한다면

$$[D_1^0] = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma & \beta \\ \gamma & 1 & -\alpha \\ -\beta & \alpha & 1 \end{bmatrix} \dots (14)$$

로 근사시킬 수 있고 이를 (12)식에 대입하고 간단화 하면

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 & -w_{y0} & w_{x0} \\ w_{x0} & 0 & -w_{y0} \\ -w_{y0} & w_{x0} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} d_{x1} \\ d_{y1} \\ d_{z1} \end{bmatrix} \dots (15)$$

### (3) 잡음 입력과 측정 상태량

시스템의 잡음은 미사일의 진동 및 흔들림에 의한 잡음을 주로 하고, 무시할 수 없는 차이로 편류율은 최소한으로 고려한다. 미사일의 다이내믹스를 고려할 때 그 속도 잡음 모델은 랜덤 성분만을 가진 조화함수 형태의 지수함수적으로 상관된 정제

프로세스 ( exponentially correlated stationary process)로 가정하여 실제 계에 접근시킨다.

이 잡음 모델은 평균이 0이고 상관함수 ( autocorrelation function )가

$$R_{\bar{v}}(\Delta) = \sigma_v^2 e^{-|\Delta|/\tau} \cdot \cos w_n \Delta \dots (16)$$

인 랜덤 정제 프로세스로 들 수 있다.

백색 정규분포 잡음 ( White Gaussian noise )으로 이러한 랜덤 프로세스를 발생시키려면  $V_1(t)$ 는 다음과 같다. [4]

$$V_1(t) = \bar{m}_1(t) \cos w_n t + \bar{m}_2(t) \sin w_n t \dots (17)$$

여기서  $\bar{m}_1(t)$ ,  $\bar{m}_2(t)$  는 상관함수가

$$R_{\bar{m}_1}(\Delta) = R_{\bar{m}_2}(\Delta) = \sigma_v^2 e^{-|\Delta|/\tau} \dots (18)$$

인 서로 독립인 랜덤 프로세스이며, 다음의 추계학적 미분방정식에 의해서 발생된다. [5][6]

$$\dot{\bar{m}}_1(t) = -1/\tau \bar{m}_1(t) + \bar{w}_1(t) \dots (19)$$

$$\dot{\bar{m}}_2(t) = -1/\tau \bar{m}_2(t) + \bar{w}_2(t) \dots (20)$$

여기서  $\bar{w}_1(t)$ 와  $\bar{w}_2(t)$  는 상관함수가

$$E \{ \bar{w}_1(t_1) \bar{w}_1(t_2) \} = E \{ \bar{w}_2(t_1) \bar{w}_2(t_2) \} = 2 \sigma_v^2 / \tau \cdot \delta(t_1 - t_2) \dots (21)$$

인 백색 정규 분포 잡음이다. [4]

$V_1(t)$ 를 좌표계(1)의  $Z_1$ 축 방향의 잡음 속도

성분이라 두고  $Y_1$  축에 대해서는 같은 형태의  $V_2(t)$ 를 인가 한다.

이제 측정할 상태량을 결정해 보자.

앞의 그림 1에서 배열 오차각에 의한 중력 가속도 (g) 의 오차성분이

$$A_{z1} = g\beta, \quad A_{y1} = -g\gamma \dots (22)$$

로 주어지고, 관성측정기의 가속도 측정 센서가 어떤 시간 간격을 가진 적분기로 할 때 그 출력은 다음과 같다.

$$P_1(t_i) = \int_{t_{i-1}}^{t_i} g\beta(\tau) d\tau + V_1(t_i) - V_1(t_{i-1}) + P_1(t_{i-1}) \dots (23)$$

$$P_z(t_i) = \int_{t_{i-1}}^{t_i} -g\gamma(\tau) d\tau + V_z(t_i) - V_z(t_{i-1}) + P_z(t_{i-1}) \dots (24)$$

여기서  $P_1(t_i)$  는 시간  $t_i$  에서 적분기 출력의  $Z_1$ 축 성분

$P_z(t_i)$  는 시간  $t_i$  에서 적분기 출력의  $Y_1$ 축 성분

### (4) 시스템의 상태 방정식

시스템의 상태방정식은 식 (15), (19), (20), (23) (24)로 나타나고 그 각각을 차분 방정식의 형태(system discretization)로 고치고 전체 상태에 대해서 쓰면

$$\begin{bmatrix} \alpha(t_i) \\ \beta(t_i) \\ \gamma(t_i) \\ d_x(t_i) \\ d_y(t_i) \\ d_z(t_i) \\ P_1(t_i) \\ P_z(t_i) \\ m_1(t_i) \\ m_2(t_i) \\ m_3(t_i) \\ m_4(t_i) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} & 0 & 0 \\ (3 \times 3) & (3 \times 3) & (3 \times 2) & (3 \times 4) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & I & 0 & 0 \\ (3 \times 3) & (3 \times 3) & (3 \times 2) & (3 \times 4) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \phi_{31} & \phi_{32} & I & \phi_{34} \\ (2 \times 3) & (2 \times 3) & (2 \times 2) & (2 \times 4) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \phi_{44} \\ (4 \times 3) & (4 \times 3) & (4 \times 2) & (4 \times 4) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(t_{i-1}) \\ \beta(t_{i-1}) \\ \gamma(t_{i-1}) \\ d_x(t_{i-1}) \\ d_y(t_{i-1}) \\ d_z(t_{i-1}) \\ P_1(t_{i-1}) \\ P_z(t_{i-1}) \\ m_1(t_{i-1}) \\ m_2(t_{i-1}) \\ m_3(t_{i-1}) \\ m_4(t_{i-1}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ (3 \times 4) \\ 0 \\ (3 \times 4) \\ 0(t_i) \\ (2 \times 4) \\ I \\ (4 \times 4) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1(t_{i-1}) \\ U_2(t_{i-1}) \\ U_3(t_{i-1}) \\ U_4(t_{i-1}) \end{bmatrix} \dots (25)$$

간단히 쓰면

$$X(t_i) = \Phi(t_i, t_{i-1}) X(t_{i-1}) + G(t_i, t_{i-1}) U(t_{i-1}) \dots (26)$$

여기서

$$\Phi_{11} = I - \frac{\sin \omega(t_i - t_{i-1})}{\omega} [W_0] + \frac{1 - \cos \omega(t_i - t_{i-1})}{\omega^2} [W_0]^2 \dots (27)$$

$$\omega = (\omega_{x0}^2 + \omega_{y0}^2 + \omega_{z0}^2)^{1/2}$$

$[W_0]$  : (15)식의  $[W_0]$  행렬

$$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\Phi_{12} = -I(t_i - t_{i-1}) + \frac{1 - \cos \omega(t_i - t_{i-1})}{\omega^2} [W_0] - \left[ \frac{t_i - t_{i-1}}{\omega^2} - \frac{\sin \omega(t_i - t_{i-1})}{\omega^3} \right] [W_0]^2 \dots (28)$$

$$\Phi_{31} = - \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & -g \end{bmatrix} \Phi_{12} \dots (29)$$

$$\Phi_{32} = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & -g \end{bmatrix} \left\{ -\frac{(t_i - t_{i-1})^2}{2} I + \left[ \frac{t_i - t_{i-1}}{\omega^2} - \frac{\sin \omega(t_i - t_{i-1})}{\omega^3} \right] [W_0] - \left[ \frac{(t_i - t_{i-1})^3}{2\omega^2} - \frac{1 - \cos \omega(t_i - t_{i-1})}{\omega^4} \right] [W_0]^2 \right\} \dots (30)$$

$$\Phi_{34} = C(t_i) \Phi_{44} - C(t_{i-1}) \dots (31)$$

$$\Phi_{44} = e^{-(t_i - t_{i-1})/\tau} I, \quad I; (4 \times 4) \text{ 단위행렬} \dots (32)$$

$$C(t_i) = \begin{bmatrix} \cos \omega_n t_i & \sin \omega_n t_i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \omega_n t_i & \sin \omega_n t_i \end{bmatrix} \dots (33)$$

$$\begin{bmatrix} U_1(t_{i-1}) \\ U_2(t_{i-1}) \\ U_3(t_{i-1}) \\ U_4(t_{i-1}) \end{bmatrix} = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \Phi_{44}(t_i, \tau) \begin{bmatrix} \bar{w}_1(\tau) \\ \bar{w}_2(\tau) \\ \bar{w}_3(\tau) \\ \bar{w}_4(\tau) \end{bmatrix} d\tau$$

로 표시된다.

따라서 입력  $U(t)$  의 상호분산 행렬  $Q(t_{i-1})$  은  $\bar{w}_1(t), \bar{w}_2(t), \bar{w}_3(t), \bar{w}_4(t)$  가 상호독립인 백색 정규분포 잡음이기 때문에 다음과 같이 주어진다.

$$Q(t_{i-1}) = E \{ U(t_{i-1}) U^T(t_{i-1}) \} = \sigma_v^2 \left[ 1 - e^{-2(t_i - t_{i-1})/\tau} \right] I \dots (34)$$

(5) 측정방정식의 결정

측정방정식은 실제 측정기구인 가속도계의 분해도 (magnitude quantization level,  $q$ ) 를 감안한 잡음  $r$  을 고려하여 상태  $P_1, P_2$  를 측정하는 것으로 가정한다.

$$Y(t_i) = H X(t_i) + r(t_i) \dots (35)$$

여기서,

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \dots (36)$$

시퀀스  $r_1(t_i)$  와  $r_2(t_i)$  는 서로 연관되지 않고 (uncorrelated) 각각의 평균이 영이고 분산이  $q^2/12$  인 균일분포 랜덤 정제 시퀀스이다.

따라서  $r(t)$  의 상호분산 행렬은

$$R(t) = E \{ r(t) r^T(t) \} = \frac{q^2}{12} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \dots (37)$$

## 2. 칼만 필터

상태방정식과 측정방정식은 각각 다음과 같고

$$X(t_i) = \Phi(t_i, t_{i-1}) X(t_{i-1}) + G(t_i, t_{i-1}) U(t_{i-1}),$$

$$Y(t_i) = H X(t_i) + r(t_i)$$

추정의 예측 (Predictor estimation) 과 필터의 추정은,

$$\hat{X}(t_i, t_{i-1}) = \Phi(t_i, t_{i-1}) \hat{X}(t_{i-1}) \dots (38)$$

$$X(t_i) = \hat{X}(t_i, t_{i-1}) + K(t_i) [Y(t_i) - H \hat{X}(t_i, t_{i-1})] \dots (39)$$

으로 주어진다.

칼만 이득 행렬  $K(t_i)$  는 다음 식에서 구한다.

오차 상호분산의 예측 행렬은

$$P(t_i, t_{i-1}) = \Phi(t_i, t_{i-1}) P(t_{i-1}) \Phi^T(t_i, t_{i-1}) + G(t_i, t_{i-1}) Q(t_{i-1}) G^T(t_i, t_{i-1}) \dots (40)$$

이고

칼만 이득 행렬은

$$K(t_i) = P(t_i, t_{i-1}) H^T [H P(t_i, t_{i-1}) H^T + R(t_i)]^{-1} \dots (41)$$

이며 오차 상호분산 행렬은

$$P(t_i) = [I - K(t_i) H] P(t_i, t_{i-1}) \dots (42)$$

로서 주어진다. [6]

## III. 시뮬레이션

시스템의 상태에 주어진 랜덤변수 및 계수들을 적절히 가정하여 좌표축 초기 배열문제를 컴퓨터에 의해 시뮬레이션 했다.

### 1. 랜덤변수의 편차 및 계수의 가정

• 상태  $P_1, P_2$  의 초기치는 0으로 한다.

• 초기 배열 오차각의 편차 :  $\sigma_\theta = 1/2^\circ$

• 자이로 편류 편차 :  $\sigma_g = 0.1(\text{meru})$

• 흔들림 속도 편차 :  $\sigma_v = 0.5(\text{m/sec})$

• 가속도계 분해도 :  $q = 0.02(\text{m/sec})$

• 발사대 및 미사일의 고유진동수 :  $f_m = 0.25(\text{Hz})$

• 상관시간 (흔들림 속도 파워 스펙트럼 밴드 폭의 역수) :  $= 200(\text{sec})$

• 샘플링 주기 :  $t_i - t_{i-1} = 1(\text{sec})$

### 2. 시뮬레이션 결과

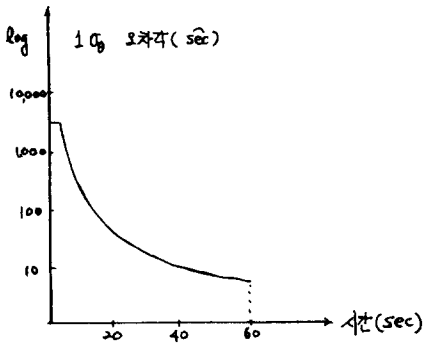


그림 2. 시뮬레이션 결과

위그림은 상태  $\alpha(t_0)$ ,  $\beta(t_0)$ ,  $\gamma(t_0)$ 에  $1/2^\circ = 1800 \text{ sec}$  를 인가했을 때 배열 오차각의 거동을 반로그 용지에 나타낸 것이다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 여러가지 제한조건 및 가정된 랜덤변수의 통계량을 근거로 지구고정 발사대에 장착된 미사일의 스트랩 다운 관성항법 시스템(Strapdown Inertial Navigation System)의 작표축

초기 배열 문제를 고찰하였다.

본 논문에서 고려된 제한조건 및 가정들은 상당한 정도의 실재성을 가지는 것이므로 실 시스템의 적용에도 별로 무리가 없을 것으로 생각된다.

그러나 다른, 실재에 더 가까운 가정들, 예를 들어 발사대와 장착 미사일은 복합구조물이므로 그 구조물에 대한 고유진동수를 하나가 아닌 여러 개로 해석하는 경우 등에 대한 연구가 계속 되어야 할 것이다. 더 나아가서 운동하고 있는 동체내에서의 좌표축 재배열에 관한 연구도 병행 되어야 할 것이다.

현대의 항공 및 우주산업에서는 관성항법 시스템이 그 핵심적인 역할을 할 것이며 외부와의 교신없이 스스로 자체의 위치, 속도, 자세를 고도의 정밀도를 가지고 평가 할 수 있다는 놀랄만한 능력은 그 중요도를 더해 갈 것이다.

#### V. 참 고 문 헌

1. R.P.G. Collinson, "Strapped Down Inertial Navigation System.", Journal of Navigation, Vol. 26, July 1973, PP 1-6.
2. V. Krishnan, Kurt Grobert, "Initial Alignment of a Gimballess Inertial Navigation System."

IEEE Tr. Automatic Control, Vol. 15, Dec. 1970, PP 667-671

3. Herbert Goldstein, "Classical Mechanics.", CH. 4, Sec. 4-1, Addison-Wesley, 1980, 1950.
4. Athanasios Papoulis, "Probability, Random Variables, and Stochastic Processes.", CH. 9, Sec. 9-3, 9-1, McGraw-hill, 1984, 1965.
5. Andrew H. Jazwinski, "Stochastic Processes and Filtering Theory.", CH. 4, Sec. 4-8, Academic Press, 1970.
6. Arthur Gelb, "Applied Optimal Estimation.", CH. 2, CH. 3, CH. 4, M.I.T. Press, 1974.
7. E.B. Crocker and Leonard Rabins, "Application of Kalman Filtering Techniques to Strapdown System Initial Alignment," AGARD CP-112, 1972, pp. 493 - 512.