

論文

진동 환경에서 관성항법장치 항법진입 자세오차 감소기법 연구

이윤선*, 이상정**

A Study on INS's initial attitude error reducing methods at navigation mode entry in vibration environment

Youn-Seon Lee* and Sang-Jeong Lee**

ABSTRACT

Generally, the smoothing pre-filter of sensor's raw measurement(accelerometer and gyroscope) is used for INS's fast alignment. When the pre-filter is abruptly removed at Navigation-mode entry in vibration environment, INS's initial attitude error can be largely generated. So that we propose initial attitude error reducing methods(monotone increasing of cutoff-frequency, real-time attitude estimation), these are proved by simulation.

초 록

관성항법장치의 빠른 정렬을 위해 통상 센서(자이로, 가속도계) 데이터에 대해 전처리를 수행한다. 이때 외부진동이 인가되고 있는 환경에서 관성항법장치 정렬루프에서 사용하던 전처리 필터를 항법진입과 동시에 제거하면, 큰 초기 자세오차가 발생할 수 있다. 이에 본 논문에서는 이러한 초기 자세오차를 줄이기 위한 기법(차단주파수 변경, 실시간 자세추종)을 제안하였으며, 전산모의시험을 통해 검증하였다.

Key Words : INS(관성항법장치), Alignment(정렬), Pre-filter(전처리필터)

1. 서 론

관성항법장치(INS:Inertial Navigation System)는 자이로 및 가속도계 등 관성 센서를 이용하여 비행체의 정밀한 위치, 속도, 자세, 각속도, 가속도 정보를 실시간 제공하는 장치로서, 지상, 해상, 항공, 우주 분야 등 다양한 무기체계에 적용되고 있다. 관성항법장치는 관성센서의 발전 추세에 따라, 과거에는 FRIG(Floated rate integrating Gyro)등의 기계식 자이로를 김블(Gimbal) 구조를 갖는 플랫폼에 장착하여 사용하

는 GINS(Gimballed INS)사용으로부터, 최근에는 FOG(Fiber optic Gyro)나 RLG(Ring Laser Gyro) 등의 광학식 자이로를 사용하는 SDINS(Strapdown INS)가 주류를 이루고 있다.

이러한 관성항법장치는 주어진 초기 위치에서 정렬을 수행하여 초기 자세를 구해야만 항법을 수행할 수 있다. 초기정렬 방법은 크게 자체정렬(Self Alignment) 및 전달정렬(Transfer Alignment)로 나눌 수 있다. 전달정렬의 경우 정밀한 항법 오차를 유지하는 주 관성항법장치(MINS : Master INS)의 도움을 받아, 주 관성항법장치의 위치, 속도, 자세등을 전달받아 정렬을 수행하는 방법이다.

자체정렬의 원리는 기본적으로 지구상에 고정된 관성항법장치의 중력 가속도 및 지구 회전 각속도가 일정하다는 가정에서 출발한다. 그러나 실제로는 위치이동은 없으나 진동이 인가되는

† 2009년 2월 16일 접수 ~ 2009년 5월 18일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 3본부4부

교신저자, E-mail : ysllee@add.re.kr

대전광역시 유성구 유성우체국 사서함35호

** 충남대학교 전자공학과

경우, 자세가 변화하는 경우 등 다양한 환경에 따라 자체정렬 기법은 달라진다[1-4].

본 연구에서는 진동이 인가되는 상황에서 정렬을 수행하는 경우, 정렬이 완료된 후 항법모드로 진입 할 때 추정된 자세를 업데이트 하는데 이때 정렬과정에서의 센서 데이터 처리 주파수 특성과 항법모드에서의 센서데이터 처리 주파수 특성이 달라진다. 이 경우 초기 수평축 자세오차를 발생시키게 된다. 이에 본 연구에서는 항법모드 진입시점에서 발생하는 초기 수평축 자세오차를 줄이는 방안에 대해 논하고자 한다.

II. 본 론

일반적으로 정렬의 성능을 판단하는 기준은 여러 가지 항목이 있을 수 있으나, 크게는 정확성과 정렬시간으로 요약될 수 있다. 정확성과 정렬시간은 통상 서로 배치되는 개념으로 통상 관성항법장치의 정렬정확도를 높이기 위해서는 오랜 시간 정렬을 해야 하고, 정렬시간을 짧게 하면 정렬 성능이 떨어진다.

자체정렬의 경우 환경에 따라 개루프 방식과 폐루프 방식을 사용할 수 있다. 개루프 방식은 관성항법장치가 지구상에 완전 고정되어 있는 경우 자이로와 가속도계 센서 데이터를 직접 가공하여 수평축 자세 및 방위각을 추정하는 방법이다. 폐루프 방식은 항법을 수행하면서 항법좌표계(n-frame) 상에서의 속도 V_E , V_N , V_U 가 정지해 있다는 가정에 따라 정렬을 수행하는 방식으로 통상 3차 필터나 칼만필터(Kalman filter)등을 이용한다.

진동이 인가되지 않는 환경에서는 자이로나 가속도계 데이터에 대한 전처리 과정이 필요하지 않을 수 있다. 그러나 대부분의 진동중 정렬 방식에서는 선형진동에 의해 속도오차의 분산이 크게 발생할 수 있어 정렬 속도가 느려지므로, LPF(Low Pass Filter)등의 전처리를 통해 주파수 특성을 제한하며, 이를 통해 정렬 속도를 빠르게 하는 방법의 일환으로 사용하고 있다[5].

통상적으로 관성항법장치는 외부 충격이나 진동에 취약 하므로 자이로와 가속도계 뭉치(센서 뭉치)를 방진기로 보호하도록 설계되어 있다. 이 경우 방진기의 차단 주파수 특성이 매우 중요한데, 대상이 되는 시스템에 따라 다르게 설계된다. 예를 들어 항체의 거동 특성이 느린 시스템의 경우 방진기의 차단 주파수를 낮게 하여, 고주파 특성에 의한 성능 손실을 최소화 한다. 본 연구

의 대상 시스템인 헬리콥터의 경우 정렬 도중에 헬리콥터의 날개가 회전하는 경우가 발생한다. 이에 따라 날개의 회전 주파수에 따른 외부 진동이 관성항법장치에 인가되고, 이를 최소화 하기 위한 방진기를 설계 해야 한다. 그러나 이 경우에도 외부에서 인가될 수 있는 충격에도 견뎌야 하므로 통상 30Hz - 60Hz의 방진기를 주로 사용하게 된다.

이런 경우 헬리콥터에서 발생하는 주요 진동 주파수에 따라 사용되어야 하는 자이로 및 가속도계 데이터에 대한 전처리 필터의 주파수 특성이 결정된다.

헬리콥터에서 발생하는 진동이 각진동이나, 선형진동이 인가되는 경우에도, 관성항법장치에 인가되는 진동은 통상 복합 진동(각진동과 선형진동이 섞여있는)인 경우가 대부분이다. 이는 방진기 및 센서뭉치의 특성상 방진기의 기구적 중심점과 센서뭉치의 무게 중심이 일치하지 않기 때문에 발생한다.

본 논문의 대상 시스템이 헬리콥터이므로 센서뭉치에 복합진동이 인가되고, 빠른 정렬을 위해 자이로 및 가속도계 데이터에 전처리 필터를 수행 한 후 정렬을 수행하는 것으로 가정하였다. 이런 경우 정렬에서 구한 초기 자세는 전처리 필터에 의한 낮은 주파수 성분만 반영 되므로, 갑자기 항법모드에 진입하면서 전처리 필터를 없애게 되면 자이로나 가속도계 데이터의 항법 진입시점의 위상에 따라 초기 수평축 자세오차나, 초기 속도오차가 발생하게 된다.

2.1 선형진동 인가시

선형진동 인가시 정렬에서 항법모드 전환시의 문제점을 검출하기 위해 다음 식 (1)과 같이 수평축 가속도계 x 축에 진동이 인가되는 상황을 가정한다.

$$f_x = m|f_x + A \times \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

여기서 $m|f_x$ 는 정렬시 평균가속도로 DC 성분이거나 매우 낮은 주파수성분을 의미한다.

이런 경우 정렬 모드에서는 사용하는 전처리 필터를 고주파차단 필터라 가정하고 전달함수를 $T(s)$ 라고 가정한다.

이러한 전처리 필터를 통과한 가속도계 데이터는 다음 식 (2)와 같이 나타난다.

$$f_{x.atign} = m|f_x + A|T(j2\pi f)| \times \sin(2\pi ft + \angle(T(j2\pi f))) \quad (2)$$

식 (2)를 간략히 표현하면 식 (3)과 같다.

$$f_{x,align} = m|f_x + A' \times \sin(2\pi ft + \phi_0) \quad (3)$$

센서 좌표계 (x, y, z) 정의를 (roll(R), pitch(P), yaw(Y))로 정의하고, 식 (3)에서 A'이 충분히 작다고 가정하면, 정렬에서 pitch축 자세는 다음 식 (4)와 같다.

$$P = \sin^{-1}\left(\frac{m|f_x}{g}\right) \quad (4)$$

이 경우 방위각이 0° 이고 항법모드에서도 정지해있다고 가정하면, t₁ 시점에 정렬모드에서 항법모드로 갑자기 진입하면서 전처리 필터를 없애면 다음 식 (5)와 같이 V_n 방향 속도오차가 발생된다.

$$V_n(t) \cong V_n(t_1) + \int_{t_1}^t (f_x - m|f_x) dt \quad (5)$$

식 (5)에서 통상의 경우 V_n(t₁)=0 으로 가정하므로, t₁시점에서의 위상에 의해 다음 식 (6)과 같은 초기 속도오차가 발생하게 된다.

$$V_n(t) \cong -\frac{A}{2\pi f} [\cos(2\pi ft) - \cos(2\pi ft_1)] \quad (6)$$

t = t₁ 에서 V_n(t₁) = 0 이고,

t = t₁ + 1/2f 에서는 식 (7)과 같다.

$$V_n(t_1 + \frac{1}{2f}) = \frac{2A}{2\pi f} \cos(2\pi ft_1) \quad (7)$$

t = t₁ + 1/2f 시점은 위상이 180° 진행한 시점이므로 오차가 발생하지 않으려면 이 시점에서 속도가 0 이여야 한다.

이 조건을 만족하는 t₁은 식 (8)과 같다.

$$t_1 = \frac{1}{4f}(2N+1), \quad (N=0,1,2,3,\dots) \quad (8)$$

최대 속도오차가 발생하는 경우는 t₁이 식 (9)를 만족하는 경우이다.

$$t_1 = \frac{N}{f}, \quad (N=0,1,2,3,\dots) \quad (9)$$

2.2 각진동 인가시

각진동 인가에 따른 초기 자세오차를 유도하기 위해 다음 식 (10)과 같이 y축 방향으로 각진동이 인가된다고 가정한다.

$$w_y = m|w_y + B \times \cos(2\pi ft) \quad (10)$$

이 경우 x축 가속도계도 식(11)과 같은 운동을 감지하게 된다(size-effect는 미리 보상한다고 가정).

$$f_x = m|f_x + g \times \sin\left(\int_0^t B \times \cos(2\pi ft) dt\right) \quad (11)$$

식 (8)에서 각진동 크기가 작다고 가정하면, sinθ ≈ θ (rad) 이므로 식 (12)와 같이 계산된다.

$$f_x \cong m|f_x + g \times \left(\frac{B}{2\pi f} \sin(2\pi ft)\right) \quad (12)$$

이 경우 선형진동 인가시와 동일한 가정하에, 동일한 전처리 필터를 구현한다고 가정하면, 정렬에서 사용하는 가속도 및 각속도는 다음 식 (13), 식 (14)와 같다.

$$f_{x,align} \cong m|f_x - \frac{gB}{2\pi f} |T(j2\pi f)| (\sin(2\pi ft + \angle(T(j2\pi f)))) \quad (13)$$

$$w_{y,align} = m|w_y + B|T(j2\pi f)| \times \cos(2\pi ft + \angle(T(j2\pi f))) \quad (14)$$

식 (13), 식 (14)을 간략히 표현하면 다음과 같다.

$$f_{x,align} \cong m|f_x - C \times (\sin(2\pi ft + \phi_0)) \quad (15)$$

$$w_{y,align} = m|w_y + B' \times \cos(2\pi ft + \phi_0) \quad (16)$$

여기서 C와 B'이 충분히 작다고 가정하면, 정렬에서의 Pitch축 자세는 다음 식 (17)과 같다.

$$P = \sin^{-1}\left(\frac{m|f_x}{g}\right) \quad (17)$$

이 경우 계산의 편의를 위해 m|f_x가 0 이라고 가정하면, 항법에서의 pitch각은 식 (18)과 같다.

$$P(t) = \int_{t_1}^t B \times \cos(2\pi ft) dt \quad (18)$$

$$= \frac{B}{2\pi f} (\sin(2\pi ft) - \sin(2\pi ft_1))$$

t = t₁에서 P(t₁) = 0 이며, 항법진입시점 t₁에 따른 자세오차 발생은 식 (8)의 조건에서 최대 자세오차가 발생하고, 식 (9)의 조건인 경우 자세오차가 발생하지 않는다. V_n 방향 속도는 pitch각과 가속도 f_x에 의해 식 (19)와 같이 계산된다.

$$V_n(t) = \int_{t_1}^t \cos(P(t)) \times f_x - g \times \sin(P(t)) dt \quad (19)$$

$$\cong \int_{t_1}^t \frac{gB}{2\pi f} \sin(2\pi ft_1) dt$$

$$\cong \frac{gB}{2\pi f} \sin(2\pi ft_1) \times (t - t_1)$$

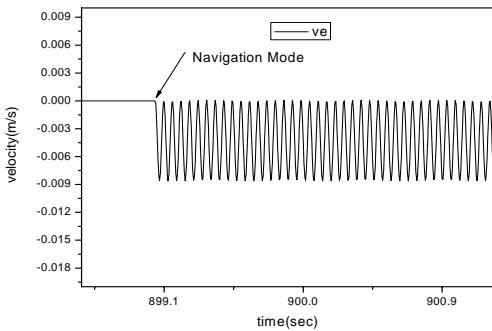


그림 1. 18Hz(0.05g) 정현파 선형진동 인가시 속도오차(일반적인 항법모드 진입시)

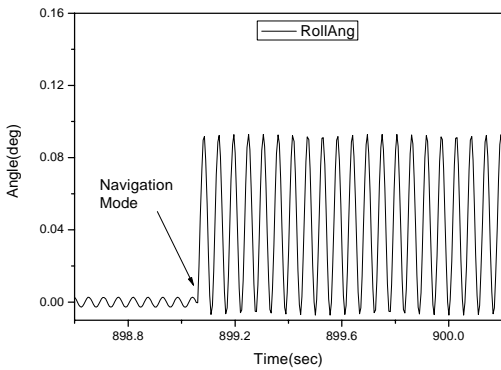


그림 2. 18Hz(0.05°) 정현파 각진동 인가시 자세오차(일반적인 항법모드 진입시)

속도오차의 경우도 자세오차와 마찬가지로 조건에서 시간에 따른 1차 함수로 나타난다.

각진동의 경우와 선형진동의 차이점은, 선형진동의 경우 등속도 오차를 유발하지만, 각진동의 경우에는 자세오차를 유발하여, 시간 증가에 따라 위치오차를 크게 발생시킨다는 점이다. 다음 그림 1 과 그림 2는 18Hz 선형진동 및 각진동 인가시 최대오차가 발생하는 경우의 속도오차 및 자세오차 그래프이다.

2.3 항법진입오차 최소화 기법1 (차단주파수 변화기법)

선형진동이나 각진동에 의한 항법진입오차 중에서 선형진동에 의한 영향은 각진동에 의한 영향보다 상대적으로 항법오차가 작게 나타난다.

이에 본 논문에서는 동특성 환경에서 항법진입시 발생하는 초기 자세 오차를 최소화 할 수 있는 기법을 고안하였다. 각진동 환경에서 초기 자세오차의 발생은 주로 정렬모드에서 사용하던

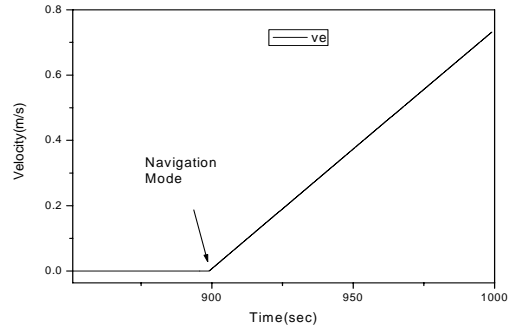


그림 3. 18Hz(0.05°) 정현파 각진동 인가시 속도오차(일반적인 항법모드 진입시)

전처리 필터를 갑자기 없애면서 발생하므로 전처리 필터의 차단주파수를 서서히 무한대로 증가시키면서, 정렬에서 추정한 자세를 유지하면 초기 자세오차를 최소화 할 수 있다.

먼저 전처리 필터를 식 (20)과 같이 1차 LPF(Low-Pass-Filter) 라고 가정한다.

$$T(s) = \frac{\alpha}{s + \alpha} \tag{20}$$

여기서 α 는 차단주파수로 일반적으로 정렬에서는 약 0.1Hz - 10Hz 내로 설정하고, 본문에서는 1Hz로 가정하였다.

각진동 인가시의 영향을 살펴보기 위해 식 (12)를 전달함수로 표현하면 식 (21)과 같다.

$$f_{x,align}(s) = T(s) \times \frac{2\pi f A}{s^2 + (2\pi f)^2} \tag{21}$$

여기서 $A = \frac{gB}{2\pi f}$ 이다.

식 (21)에서 $2\pi f = \omega$ 로 치환하여 시간영역으로 변환하면 식 (22)와 같다.

$$f_{x,align}(t) = A \left[\frac{\alpha^2 \sin \omega t - \alpha \omega \cos \omega t}{\alpha^2 + \omega^2} + \alpha e^{-\alpha t} \frac{\omega}{\alpha^2 + \omega^2} \right] \tag{22}$$

식 (22)의 두 번째항은 정렬시간 경과에 따라 0으로 수렴하므로 무시할 수 있다. 동일한 방법으로 각속도에 대해 동일한 전처리 필터를 적용한다고 가정하면 식 (23)과 같다.

$$\omega_{y,align}(t) \approx B \left[\frac{\alpha^2 \cos \omega t + \alpha \omega \sin \omega t}{\alpha^2 + \omega^2} \right] \tag{23}$$

여기에서 $t = t_1$ 에서 항법모드로 진입한다고 가정하고, 차단주파수 α 를 다음과 같이 증가시키는 경우를 가정한다.

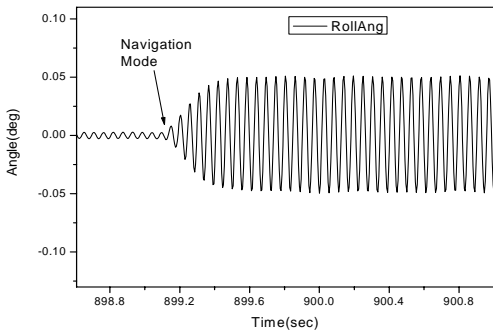


그림 4. 18Hz(0.05°) 정현파 각진동 인가시 자세오차(기법 1 항법모드 진입시)

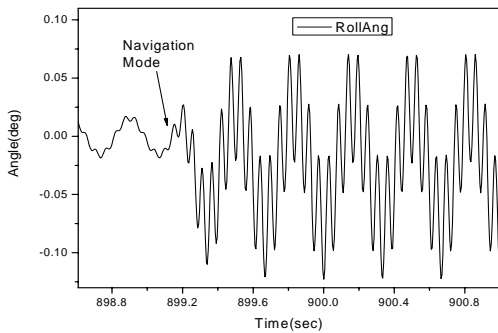


그림 5. 18Hz(0.05°), 3Hz(0.05°) 정현파 각진동 인가시 자세오차(기법 1 항법모드 진입시)

$$\begin{aligned} \alpha &\Rightarrow \alpha & , & \quad t \leq t_1 & \quad (24) \\ \alpha &\Rightarrow \beta(t-t_1) + \alpha, & \quad t_1 < t \leq t_1 + \tau \\ \alpha &\Rightarrow \infty & , & \quad t > t_1 + \tau \end{aligned}$$

이 경우 차단주파수 α 가 1Hz인 경우, 시뮬레이션 결과 β 가 충분히 작은 경우에는 그림 4와 같이 항법진입 오차가 줄어드는 것으로 나타났다.

그림 4와 같이 상대적으로 고주파 각진동의 경우에는 기법 1에 의해 자세오차를 최소화 할 수 있다. 단, 기법 1의 문제점은 입력 각진동에 따라 차단주파수가 달라져야 하며, 시간에 따른 차단 주파수 변화량에 따라서도 자세오차 최소화 성능이 변하고, LPF의 차수등에도 영향을 받아 일반적인 해석이 매우 어렵다. 그림 5와 같이 3Hz(0.05°) 각진동이 추가로 인가된 경우에는 약 0.02°(400ug 해당)의 자세오차가 발생한다.

2.4 항법진입오차 최소화 기법2

(실시간 자세추종기법)

3절의 차단주파수 변화 기법은 사용하는 전처리 필터의 차수나 단위시간당 차단주파수

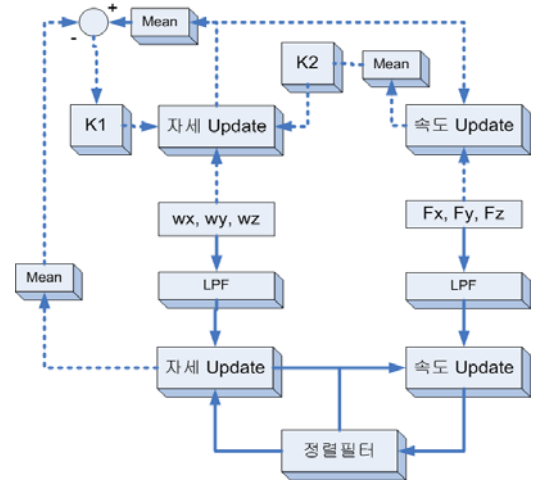


그림 6. 항법진입오차 최소화 기법 2 블럭선도

변화량에 따라 성능이 달라지고, 일반화 하기 어려운 단점을 가진다. 이에 정렬에서 추정된 자세와 정렬중 또 다른 항법자세 계산루틴을 삽입하여 두 자세 사이의 오차를 최소화 하는 방법을 고안하여 임의의 순간에 항법모드로 진입하는 경우에 실시간 자세 및 속도방정식을 사용하도록 하여 초기 자세오차 및 속도오차를 최소화 하도록 하였으며 그림 6에 블럭선도를 나타냈고, 그림 6에서 실선부분이 기존 방식이고 점선부분이 추가적으로 제한한 부분이다.

전처리 필터를 통한 가속도계, 자이로 데이터를 이용한 자세 추정치를 단순화 하여 Pitch 자세만 나타내면 식 (25)와 같고, 원본 가속도계, 자이로 데이터를 이용한 자세 추정치를 식 (26)라 가정한다.

$$P_a(t) \approx \sin^{-1}\left(\frac{f_{x,align}}{g}\right) + \int_0^t \omega_{y,align} - \hat{\omega}_{y,align} dt \quad (25)$$

$$P(t) = \int_0^t \delta P(t) dt + \int_0^t \omega_y - \hat{\omega}_{y,align} dt \quad (26)$$

식 (25)의 두 번째 항은 정렬시간 경과에 따라 0으로 수렴하고, 적당한 평균시간을 가정하면 $\omega_{y,align} \approx Mean(\omega_y)$ 를 만족한다.

$P(t)$ 가 $P_a(t)$ 를 추종하기 위한 제어입력 $\delta P(t)$ 는 식 (27)과 같다.

$$\delta P(t) = K_1 \times (Mean[P(t)] - Mean[P_a(t)]) \quad (27)$$

다음은 선형진동에 대한 초기 속도오차를 고려하기 위해 식 (28)과 같이 가속도계를 이용하는 수평축 정렬중의 간략화된 속도 방정식을 가정한다.

$$V_x(t) = \int_0^t \cos(P(t)) \times f_x - g \times \sin(P(t)) dt \quad (28)$$

식 (28)의 속도는 정렬기간동안 정지 상태를 가정하였으므로 적당한 평균시간을 가정하면 $Mean[V_x(t)] \approx 0$ 을 만족한다. 결과적으로 식 (27)의 제어입력에 속도 성분을 고려하면 식 (29)와 같은 제어입력을 구성할 수 있다.

$$\delta P(t) = K_1 \times (Mean[P(t)] - Mean[P_a(t)]) + K_2 \times (Mean[V_x(t)]) \quad (29)$$

제안된 기법에 대한 검증을 위해 다음과 같이 18Hz(0.05°) 각진동, 3Hz(0.05°) 및 18Hz(0.05g) 선형진동이 인가되는 경우를 가정하여 시뮬레이션을 수행했다.

그림 7, 그림 8은 시뮬레이션 결과로써 속도오차, 자세오차를 나타낸다.

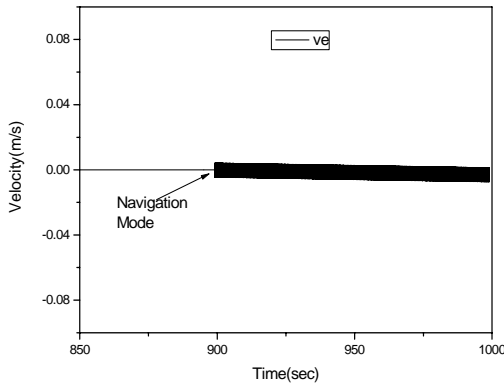


그림 7. 18Hz(0.05°), 3Hz(0.05°) 정현파 각진동, 18Hz(0.05g)선형진동 인가시 속도오차 (기법2)

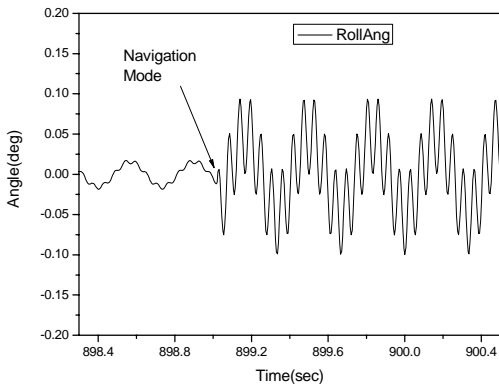


그림 8. 18Hz(0.05°), 3Hz(0.05°) 정현파 각진동, 18Hz(0.05g)선형진동 인가시 자세오차 (기법2)

시뮬레이션 결과에서 나타나듯 3Hz(0.05°) 정현파 각진동의 경우에 기법 1의 최대 자세오차가 0.02°정도임에 반해 기법 2의 경우는 거의 발생하지 않아 크게 개선됨을 알 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 헬리콥터등과 같이 외부진동이 심한 시스템에서 관성항법장치의 정렬 후 항법진입 오차 최소화 기법에 대해 논하였다.

기법 1에서 제안한 바와 같이 정렬에서 사용하는 전처리 필터의 차단주파수를 적절히 변경시켜 항법진입 초기오차를 최소화하는 기법은 외부진동이 주로 고주파 성분을 가지고 있는 경우 기존 정렬 알고리즘을 약간 수정하여 사용할 수 있는 장점을 가진다. 반면 기법 2의 경우는 정렬중 추가적인 자세 및 속도 계산이 필요하지만, 최근의 항법컴퓨터 실행 속도에 비하면, 큰 부담없이 적용 가능하며 시뮬레이션 결과에서 검증한 바와 같이 진동 중 항법진입 오차를 획기적으로 감소시키는 기법이다.

참고문헌

- 1) Kenneth R. Britting, "Inertial Navigation Systems Analysis", John Wiley & Sons, Inc., 1971.
- 2) George M. Siouris, "Aerospace Avionics Systems", Academic Press, Inc., 1993.
- 3) Robert M. Rogers, "Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2007.
- 4) Oleg S. Salychev, "Inertial Systems in Navigation and Geophysics, Bauman MSTU Press, Moscow, 1988.
- 5) Naser El-Sheimy, Sameh Nassar, "Wavelet De-Noiseing for IMU Alignment", IEEE A&E Systems Magazine, Oct., 2004.
- 6) Lin Zhao, Qi Nie, Linlin Xia, "Study on Attitude Algorithm for Initial Alignment of SINS on Dynamic base", IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, June 25-28, 2006, China.
- 7) 심규민, 장석원, 백복수, 정태호, 문흥기, "관성항법장치 초기정렬시간 단축을 위한 링레이저 자이로 lock-in오차 보상방법의 수치해석적인 분석", 한국항공우주학회지, 제37권 제3호, pp. 275-282, 2009.