

스트랩다운 관성항법장치의 각을 이용한 초기전달 정렬기법

°송기원, 전창배, 김현백
국방과학연구소

Transfer Alignment for Strapdown Inertial Navigation System by Angle Matching Method

°Ki-Won Song, Chang-Bae Jeon, Hyun-Baik Kim
Agency for Defence Development

Abstract

This paper suggests Kalman filter formulation using by precision GINS output angle for SDINS initial transfer alignment of missile. The Kalman filter model was derived from quaternion parameters and the transfer alignment system by angle matching method satisfies azimuth observability in horizontal angular motion. The estimated error of SDINS attitude settles to less 3mrad(1σ) in 200 seconds at proper sea state.

1. 서 론

관성항법장치(INS: Inertial Navigation System)의 초기정렬에 대한 최근 연구동향은 정지상태를 가정한 자기정렬 방식보다는 [1] 속도계 및 GPS 또는 모선의 INS를 이용하여 빠른 시간내에 초기정렬을 수행하는 방법에 [2] 관심이 모아지고 있다.

본 논문에서 다루게 될 초기전달 정렬기법은 모선의 정밀한 INS 정보를 이용하여 상대적으로 정밀도가 낮은 자이로와 가속도계로 구성되는 유도탄 INS의 초기자세를 보다 정밀하게 결정하는 방식이다. 스트랩다운 관성항법장치(SDINS)에 많이 적용되는 초기전달 정렬기법은 각속도(Angular Rate) 및 가속도(Linear Acceleration) 정합방식이 [3] 잘 알려져 있고 그 밖에 속도정합(Velocity Matching), 각정합(Angle Matching) [4] 등이 있다. 그 응용사례는 모선운동, 지렛대 효과, 모선구조의 유연성, 자이로 및 가속도계 바이어스 등의 주요오차 요인, 그리고 요구되는 정렬시간에 따라 상기방식을 적절히 조합한 것이다. [5]

초기전달 정렬기법은 대부분 모선의 정밀한 SDINS와 유도탄의 중급이하 SDINS를 대상으로 하여 상기 소개된 모든 방식을 적용할 수 있으며, 감불형 관성항법장치(GINS)와 SDINS사이의 경우 GINS 출력에 동체 가속도와 가속도 정보가 없으므로 속도정합 방식이 유용하다. 그런데 GINS 출력으로 속도뿐 아니라 자세가

획득 가능하므로 본논문은 초기전달 정렬기법을 각정합 방식으로 구성 하였다. 각정합 방식의 초기전달 정렬기법은 GINS와 SDINS의 자세를 나타내는 쿼터니온 변수의 차이로 부터 측정방정식을 유도하고 GINS와 SDINS 사이의 장착비정렬과 SDINS 자세오차를 상태변수로 포함하는 8차의 칼만필터로 구성하여 몬테카를로 방식의 시뮬레이션으로 계성능을 분석하였다.

본 논문에서는 상기의 각정합 방식이 갖는 주요오차로 GINS에서 출력되는 자세오차와 SDINS의 자이로 및 가속도계 오차를 가정하였으며 그외의 오차요소인 GINS와 SDINS 사이의 유연성과 자세측정 시간 불일치등을 제외시켰다. 이와같은 GINS와 SDINS사이의 각정합 방식의 초기전달 정렬기법은 수평축 각운동에 의하여 방위각 가관측성이 만족되므로 적당한 각운동이 존재하는 선박의 순항상태에서 적용 가능할 것으로 전망된다.

2. 쿼터니온에 의한 동적 모델링

본 논문에서 제시할 초기전달 정렬기법은 강체로 가정한 선박에 이미 초기정렬된 정밀한 GINS와 초기정렬 해야할 SDINS사이의 장착비정렬을 추정하여 GINS로 부터 전달된 SDINS의 초기 자세 오차를 보정하는 방법이다. 각정합 방식의 초기전달 정렬 칼만 필터 설계의 기초가 되는 장착비정렬과 SDINS 자세오차의 동적 모델링은 쿼터니온 변수로 유도하였다.

우선 GINS의 자세를 0_g , SDINS의 자세를 0_s , 장착비정렬을 0_{gs} 로 정의하면 강체로 가정한 동체에서의 GINS와 SDINS의 항법 좌표계 n에 대한 속도 v^n 는 동일하므로 다음의 등식에서 장착비정렬 0_{gs} 를 0_g 와 0_s 로 정의할 수 있다.

$$v^n = 0_g \cdot v^g \cdot 0_g^* = 0_s \cdot v^s \cdot 0_s^* \quad (1.a)$$

$$\begin{aligned} v^s &= 0_s^* \cdot 0_g \cdot v^g \cdot 0_g^* \cdot 0_s \\ &= C_g^s \cdot v^g \end{aligned} \quad (1.b)$$

$$0_{gs} = 0_s^* \cdot 0_g \quad (1.c)$$

여기서 $0 \cdot 0^* = 1$ 이며, C_g^s 는 GINS와 SDINS사이의 좌표변환 행렬이다. 그리고 $d0_g/dt$ 와 $d0_s/dt$ 로 부터 0_{gs} 의 동적방정식을

구하면

$$\begin{aligned} d0_{gs}/dt &= (d0_g^*/dt) \cdot 0_g + 0_g^* \cdot (d0_g/dt) \\ &= -\omega_{ns}^s \cdot 0_g^* \cdot 0_g/2 + 0_g^* \cdot 0_g \cdot \omega_{ng}^s/2 \\ &= 0_{gs} \cdot \omega_{sg}^s/2 \end{aligned} \quad (2.a)$$

이 된다. 동체를 강체로 가정하였으므로 GINS와 SDINS사이의 상대적 각운동인 $\omega_{sg} = 0$ 이며 따라서

$$d0_{gs}/dt = 0 \quad (2.b)$$

이다. SDINS 자세오차 $\delta 0_s$ 와 장착비정렬 추정오차 $\delta 0_{gs}$ 의 오차방정식을 섭동기법으로 구하면 $\delta 0_{gs}^*$ 의 경우 0_{gs}^* 추정치 $\hat{0}_{gs}^* = 0_{gs}^* + \delta 0_{gs}^*$ 의 양변미분으로부터 $d\hat{0}_{gs}^*/dt = 0$ 이므로

$$d\delta 0_{gs}^*/dt = 0 \quad (3.a)$$

$$\begin{aligned} d\delta 0_s/dt &= \delta 0_s \cdot \omega_{is}^s/2 - \omega_{in}^n \cdot \delta 0_s/2 \\ &+ 0_s \cdot \delta \omega_{is}^s/2 - \delta \omega_{in}^n \cdot 0_s/2 \end{aligned} \quad (3.b)$$

가 된다. SDINS의 자세오차는 GINS로 부터 전달된 자세를 SDINS의 초기자세 $0_s(t=0)$ 로 가정하였을 경우 동체의 각운동 ω_{is}^s 에 의해서 변화되며 이와같은 자세오차의 변화는 장착비정렬로 인해 GINS와 SDINS의 자세차이로 나타나 장착비정렬 0_{gs} 를 추정할 수 있다. 또한 식(1.c)는 만약 0_{gs} 가 추정된다면 $0_s = 0_g \cdot 0_{gs}^*$ 로 부터 SDINS의 자세가 추정가능함을 보여준다. 따라서 GINS 출력에 오차가 포함된 자세인 $\hat{0}_g$ 과 추정된 $\hat{0}_{gs}^*$ 의 곱으로 계산된 $^c 0_s$ 와 SDINS에서 계산된 자세 $\hat{0}_s$ 와의 측정차이로 부터 측정방정식을 유도하였다. 이와같이 유도된 측정방정식 (4)는 측정오차 모두가 GINS 출력 자세오차임을 보여주고 있다.

$$\begin{aligned} Z &= ^c 0_s - \hat{0}_s \\ &= (0_g + \delta 0_g)(0_{gs}^* + \delta 0_{gs}^*) - 0_s - \delta 0_s \\ &= \hat{0}_g \cdot \delta 0_{gs}^* - \delta 0_s + \delta 0_g \cdot 0_{gs}^* \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 $\delta 0_g$ 는 GINS에서 출력되는 자세오차를 나타낸다.

3. 시스템 구성과 칼만필터

초기전달 정렬기법의 시스템 구성은 정합방식에 의존하여 대체적으로 각속도 및 가속도 정합방식은 관성센서의 출력을 직접 사용하므로 정렬하고자 하는 INS의 방법이 요구되지 않으며 속도 또는 각정합 방식은 방법이 필요하다. 본논문에서 제시하는 칼만필터를 포함한 시스템은 2절에서 유도된 측정방정식에 의거하여 그림3.1과 같이 구성하였다.

구성된 시스템을 살펴보면 GINS의 자세출력은 오일러각으로서 쿼터니온 변환이 필요하며 SDINS의 방법은 0.01초 주기로 회전 벡터를 이용한 자세계산을 하였다. 또한 유도탄은 선박에 대하여 고정된 고각과 방향각 0_i 가 존재하므로 SDINS의 초기자세값 $0_s(t=0) = 0_g(t=0) \cdot 0_i$ 이며 장착비정렬 초기값 $0_{gs}^*(t=0) = 0_i$ 이다. 그러므로 식(1.c)는 GINS로 부터 전달된 SDINS의 초기자세 오차가 장착비정렬에 의한 것임을 보여주고 있다.

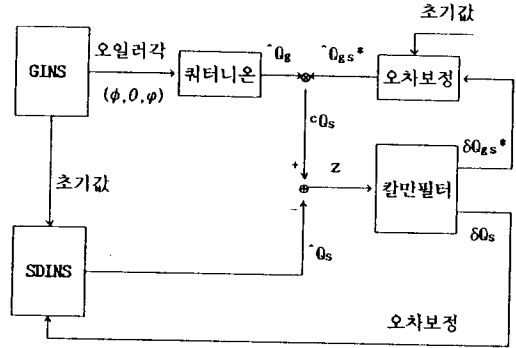


그림3.1 각정합 방식의 초기전달 정렬 시스템 구성도
Fig 3.1 System Structure of Transfer Alignment using by Angle Matching Method

칼만필터는 SDINS의 자세오차와 장착비정렬의 추정자로서 추정된 오차를 되먹임하여 보정하는 궤환형으로 설계하였다. [7] 따라서 칼만필터 모델은 오차를 상태변수로 하는 식(3')의 상태 방정식과 식(4')의 측정방정식이다.

상태방정식

$$d\delta 0_{gs}^*/dt = 0 \quad (3.a')$$

$$d\delta 0_s/dt = [^n \omega_{is}^s] \delta 0_s/2 + [^n \omega_{in}^n] \delta 0_s/2 + G\omega \quad (3.b')$$

측정방정식

$$Z = [^c 0_g] \delta 0_{gs}^* - \delta 0_s + E\omega \quad (4')$$

상기 식으로 부터 항법중 획득되는 SDINS의 동체각속도 및 지구회전 각속도 그리고 GINS의 자세를 이용한 시스템행렬 F와 측정행렬 H는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} ^n \omega_{is}^s &= [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T, \quad ^n \omega_{in}^n = [\omega_n \ \omega_o \ \omega_d]^T \\ F &= \begin{bmatrix} 0_{4 \times 4} & & & 0_{4 \times 4} \\ & 0 & -\omega_x + \omega_n & -\omega_y + \omega_e & -\omega_z + \omega_d \\ 0_{4 \times 4} & \omega_x - \omega_n & 0 & \omega_z + \omega_d & -\omega_y - \omega_e \\ & \omega_y - \omega_o & -\omega_z - \omega_d & 0 & \omega_x + \omega_n \\ & \omega_z - \omega_d & \omega_y + \omega_e & -\omega_x - \omega_n & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \hat{0}_g &= [Q_{g0} \ Q_{g1} \ Q_{g2} \ Q_{g3}]^T \\ H &= \begin{bmatrix} Q_{g0} \ -Q_{g1} \ -Q_{g2} \ -Q_{g3} \\ Q_{g1} \ Q_{g0} \ -Q_{g3} \ Q_{g2} \\ Q_{g2} \ Q_{g3} \ Q_{g0} \ -Q_{g1} \\ Q_{g3} \ -Q_{g2} \ Q_{g1} \ Q_{g0} \end{bmatrix} \quad -I_{4 \times 4} \end{bmatrix} \quad (6)$$

칼만필터 계산주기는 0.5초로 하고 자세변화에 따르는 공분산 전이의 정확도를 향상시키기 위하여 식(7)와 같이 계산주기 사이의 전이행렬(Transition Matrix) $\phi(t_0.5, t_0)$ 는 0.1초 마다 계산하였다.

$$\begin{aligned} \phi(t_0.5, t_0) &= \phi(t_0.5, t_0.4) \cdot \phi(t_0.4, t_0.3) \cdot \phi(t_0.3, t_0.2) \\ &\cdot \phi(t_0.2, t_0.1) \cdot \phi(t_0.1, t_0) \end{aligned} \quad (7)$$

공정잡음 $G\omega$ 는 상태변수 $\delta 0_{gs}$ 에 관해서 영이며 $\delta 0_s$ 의 경우

$Q_s \delta \omega_{is}^s / 2 - \delta \omega_{in}^s - Q_s / 2$ 에서 주로 속도오차에 의하여 나타나 는 $\delta \omega_{in}^s$ 를 무시하면 입력행렬 $G = [^s Q_s] / 2$, 백색잡음 ω 는 SDINS의 자이로 오차요소인 $\delta \omega_{is}^s$ 로 계산하였다. 또한 측정잡음 E 는 $\delta Q_g \cdot Q_{gs}^*$ 에서 오차요소 δQ_g 는 GINS에서 출력되는 오일러각의 자세오차 $\delta \phi_g$ 로 부터 $\delta Q_g = [^s Q_g] \delta \phi_g / 2$ 이므로 입력행렬 $E = -[^s Q_{gs}^*] [^s Q_g] / 2$, 백색잡음 v 는 오차요소 $\delta \phi_g$ 로 계산하였다. [8] 입력행렬 G 와 E 는 다음과 같다.

$$^s Q_s = [Q_{s0} \quad Q_{s1} \quad Q_{s2} \quad Q_{s3}]^T$$

$$G = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -Q_{s1} & Q_{s0} & Q_{s3} & -Q_{s2} \\ -Q_{s2} & -Q_{s3} & Q_{s0} & Q_{s1} \\ -Q_{s3} & Q_{s2} & -Q_{s1} & Q_{s0} \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

$$^s Q_{gs}^* = [Q_{gs0} \quad Q_{gs1} \quad Q_{gs2} \quad Q_{gs3}]^T$$

$$E = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} Q_{gs0} & -Q_{gs1} & -Q_{gs2} & -Q_{gs3} \\ Q_{gs1} & Q_{gs0} & Q_{gs3} & -Q_{gs2} \\ Q_{gs2} & -Q_{gs3} & Q_{gs0} & Q_{gs1} \\ Q_{gs3} & Q_{gs2} & -Q_{gs1} & Q_{gs0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_{g1} & -Q_{g2} & -Q_{g3} \\ Q_{g0} & -Q_{g3} & Q_{g2} \\ Q_{g3} & Q_{g0} & -Q_{g1} \\ -Q_{g2} & Q_{g1} & Q_{g0} \end{bmatrix} \quad (9)$$

4. 칼만필터 성능분석

초기전달 정렬기법의 칼만필터 성능은 방위각에 대한 가관 측성에 크게 좌우되며 추정오차는 주로 측정오차에 그 원인이 있다. 따라서 성능분석시 방위각 추정성능을 저하시킬 수 있는 수평축 자세변위를 최소로 하는 운동궤적을 고려하였으며 속도 정합 방식에서 방위각 가관측성을 저하시키는 것으로 알려진 정속 직진을 가정하였다[6]. 또한 정밀한 GINS의 출력 자세오차는 항법 좌표계를 유지하는 안정대와 지지대인 김블의 상대적 각변위가 싱크로 변환기로 출력되므로 이과정에서 GINS 정밀도인 안정대의 경사각 오차보다 크게된다.

운동궤적

선박의 운동은 크게 각운동인 롤, 피치, 요와 선형운동인 수직방향의 Heave, 측면방향의 Sway, 전진방향의 Surge 등으로 나누어 진다. 본논문은 선박의 각운동에 초점을 맞추어 Sway와 Surge를 무시하여 선형운동에 대한 교란을 고려하지 않았다. 따라서 선박의 각운동은 병상 0.05 - 0.25Hz 이고 각변위는 최소 1도 부터 최대 110도로 고려하여[9] 표4.1과 같이 칼만필터의 추정성능을 악화시킬수 있는 정현파의 선박운동을 가정하였다. 또한 추진 운동인 선박의 순항속력은 10knot로 하고 방위각을 150초간 1도 선화하는 것으로 하였다. SDINS 자세에 대한 운동 궤적은 그림4.2과 같다.

표4.1 선박운동 규격.

Table4.1 Specification of Ship's Dynamic

분류	롤		피치		Heave	
	변위	주기	변위	주기	변위	주기
A	±0.8도	15초	±0.7도	12초	±1.0ft	12초
B	±1.2도	13초	±1.0도	10초	±1.5ft	10초
C	±6.0도	9초	±5.0도	6초	±4.0ft	6초

GINS와 SDINS 성능규격

초기전달 정렬기법의 칼만필터의 오차요인은 일반적으로 측정 오차에 기인하는 것으로 알려져 있으며 특히 추정하고자 하는 두 INS 사이의 장착비정렬과 그 오차특성이 동일한 각 INS자체의 비정렬은 칼만필터 추정성능에 직접적인 영향을 미친다. 우선 GINS로 부터 전달되는 SDINS의 초기자세 오차는 GINS와 SDINS 사이의 장착비정렬과 동일한 5도(1σ)로 하였으며 유도탄의 장착 고각과 방향각은 각각 45도 40도로 정하였다.

GINS의 출력자세 성능을 살펴보면 GINS자세의 오차에는 항법 좌표계에 대한 안정대의 경사각 오차, 싱크로 변환기의 변환 오차, 그리고 싱크로 변환기의 기준이 되는 안정대의 지지대인 김블의 비정렬 등이 있으며 이와같은 오차요소는 단시간내의 작은 각운동에 크게 변위되지 않으므로 랜덤상수로 그리고 그 밖에 김블의 운동등에 의해 발생 가능한 오차요소는 백색잡음으로 가정하였다. 이러한 GINS의 오차요소 크기는 MIL-N-85516 을[10] 근거로 표4.2와 같이 정하였다. 그리고 SDINS의 자이로 가속도계 규격은 표4.3과 같이 중급성능의 관성측정기로 가정 하였다.

표4.2 GINS 출력 자세오차 규격 (1σ)

Table4.2 Error Specification of GINS Output Angle

분류	경사각오차	변환오차*	김블비정렬	백색잡음
수직축	3 arcmin	1.0 arcmin	4 arcmin	1 arcmin
수평축	2.5 arcmin	5.0 arcmin	4 arcmin	1 arcmin

(* MAX error)

표4.3 SDINS 자이로 및 가속도계 오차규격 (1σ)

Table4.2 Error Specification of SDINS Gyro & Accel

분류	바이어스	척도 계수	비정렬	질량 불균형	백색잡음	동적 오차
자이로	1.0°/hr	100ppm	1arcmin	0.4°/hr/°g	0.1°/hr	5°/hr
가속도	100 μg	100ppm	1arcmin	-	10 μg	50μg

성능분석 결과

가정함 방식의 초기전달 정렬기법의 성능분석은 몬테칼로 방식으로 3개의 운동궤적에 대해 수행되었으며 그 결과를 운동 궤적, 측정오차요소, 그리고 정렬시간 중심으로 간단히 살펴 보았다. 성능분석 결과 정렬시간을 200초로 가정한 SDINS 자세 추정오차와 장착비정렬 추정오차는 표4.4와 같으며 추정오차 추이는 그림 4.1과 같다.

우선 운동궤적에 대한 결과는 정렬시간 200초를 기준으로 볼때 각운동이 큰 경우의 성능이 작은 각운동에서의 성능보다 우수하게 나타났다. 이러한 성능은 운동궤적의 각변위 크기에 따라 결정되어져 1도 이내의 각운동으로 부터 칼만필터의 성능 이 저하됨을 볼수 있다. 정렬시간은 각운동이 15도의 경우 칼만

필터의 정상상태 돌입이 50초 내외로 짧게 나타났으며 각운동이 1도의 경우 3분 이상이 소요 되었다. 그리고 칼만필터의 정상 상태에서의 추정오차는 대체로 측정오차인 GINS 출력자세 오차 크기와 유사하게 나타나고 있음을 확인할 수 있었다. 또한 자세 오차가 장착비정렬 추정오차와 유사하게 나타난 것은 시스템 구성측면 에서 가속도 및 가속도 정합방식의 초기전달 정렬기법 과 동일 하게 장착비정렬 추정오차가 자세오차 추정에 직접적인 영향을 미치는 것으로 해석된다.

제시된 칼만필터의 추정성능을 종합분석하면 ±2도이상의 각운동에서는 정렬시간 100초에서 3mrad 내외로, 그 이하의 경우 에는 3mrad 이내의 정확도를 위하여 5분내외의 충분한 정렬시간 이 요구되어 결과적으로 각운동의 크기가 추정오차의 정상상태 돌입시간에 영향을 주는 것으로 해석된다.

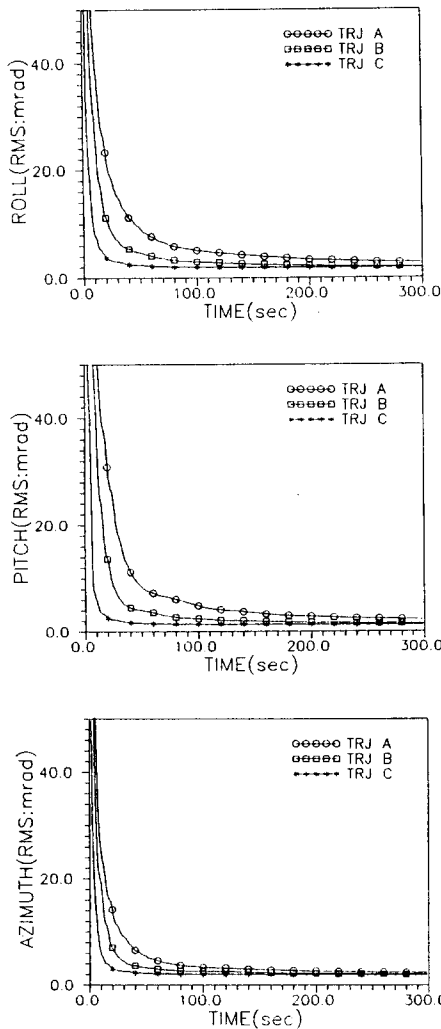


그림4.1 SDINS 자세 추정오차
Fig 4.1 Estimation Error of SDINS Attitude

표4.4 칼만필터 추정성능(MRAD:1σ)

Table 4.4 Estimation Performance of Kalman Filter

분류	SDIND 자세 추정오차			장착비정렬 추정오차		
	롤	피치	방위각	x	y	z
A	3.4	2.9	2.6	3.5	2.6	2.2
B	2.3	1.7	2.2	2.3	1.4	1.6
C	1.9	1.3	2.0	1.7	1.0	1.2

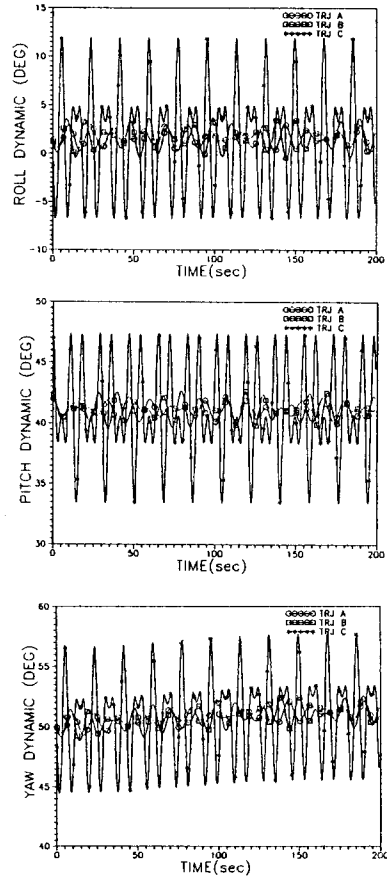


그림4.2 SDINS 자세운동 궤적
Fig 4.2 Trajectory of SDINS Attitude Dynamic

5. 결 론

각을 이용한 초기전달 정렬기법이 8차의 칼만필터로 구성 제시되었다. 제시된 칼만필터는 주로 각운동만이 존재하고 정속 직진하는 선박에 탑재된 유도탄 SDINS를 위한 초기정렬에 적용 되어 시뮬레이션으로 제 성능이 분석되었다. 성능분석 결과 수평 축 각운동에 의해 방위각 추정이 3mrad(1σ) 이내로 가능하였으며 이와같은 성능을 만족시키는 정렬시간은 각운동이 ±2도이상의 경우 100초 이내, 그 이하의 경우 200초 이상으로 나타났다.

제시된 각정합 방식의 초기전달 정렬기법은 각속도 또는 가속도 출력이 제외된 항법출력(속도, 자세)을 가지는 GINS를 기준으로 비교할때 속도정합 방식의 초기전달 정렬기법이 정밀한 자이로 또는 바이어스 추정가능 그리고 방위각 가관측성 향상을 위해 S 형상의 선형운동 또는 직진 가속운동이 요구되는 것에 비해 적용제한 조건이 완화되었다.

추가적으로 부언하면 속도정합 방식의 경우 각정합 방식에서 자세오차 추정에 영향을 주는 것으로 나타나는 비정렬 측정오차가 발생하지 않으므로 칼만필터를 속도와 자세를 결합한 정합 방식으로 구성한다면 오차추정 성능을 향상시킬 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

- [1] Britting, K.R. and Palsson, T., "Self-Alignment Techniques for Strapdown Inertial Navigation Systems with Aircraft Application," Journal of Aircraft, Vol.7, No.4, July-Aug. 1970, pp.302-307
- [2] I.Y. Bar-Itzhack, "Minimal Order Time Sharing Filter for INS In-Flight Alignment," Journal of Guidance and Control, Vol.5, July-Aug. 1982, pp.396-402
- [3] A.M. Schneider, "Kalman Filter Formulation for Transfer Alignment of Strapdown Inertial Units," Journal of Institute of Navigation, Vol.30, No.1, pp.72-89, Spring 1983
- [4] K. Spalding, "An Efficient Rapid Transfer Alignment Filter," Proc. of the AIAA GN&C Conf., 1992
- [5] D.H. Titterton and J.L. Weston, "Dynamic Shipboard Alignment Technique," Symposium Gyro Technology, 1989, Stuttgart, Germany
- [6] I.Y. Bar-Itzhack and Boaz Porat, "Azimuth Observability Enhancement During Inertial Navigation System In-Flight Alignment," J. Guidance and Control, Vol.3, No.4, July-Aug. 1980, pp.337-344
- [7] P.S. Maybeck, "Stochastic Models, Estimation and Control," Vol.1, Academic Press, 1979
- [8] M. Shibata, "Error Analysis Strapdown Inertial Navigation Using by Quaternions," IEEE Automatica, May-June 1986, pp.379-381
- [9] K.J. Rawson and E.C. Tupper, "Basic Ship Theory," Longmans, 1968, London and Harlow
- [10] "Military Specification Navigation Set Inertial AN/ASN-130A," MIL-N-85516(AS), Aug. 1983