

속도정합 및 매개변수 조정을 사용한 전달정렬의 성능 및 가관측성 분석

Transfer Alignment Using Velocity Matching/Parameter Tuning and Its Performance and Observability Analysis

양철관¹ · 박기영² · 김형민^{2*} · 심덕선^{1*}

¹중앙대학교 전자전기공학부

²한화탈레스 ISR·PGM 연구소 전자광학체계그룹

Cheol-Kwan Yang¹ · Park Ki-Young² · Kim Hyoung-Min² · Duk-Sun Shim^{1*}

¹School of Electrical & Electronics Engineering College of Engineering, Chung-Ang University, Seoul 16974, Korea.

²Optronics System Group, ISR·PGM, Hanwha Thales Co., Ltd., Gyeonggi-do 17121, Korea

[요 약]

본 논문에서는 관성항법시스템의 전달정렬 기법인 속도정합에 대하여 지렛대 거리 오차와 속도 측정치의 시간 지연을 고려하였고, 시스템 레벨에서 성능을 향상시키기 위한 방법을 제안하였다. 먼저 확장형 칼만필터의 공정잡음과 측정잡음의 공분산 값에 따른 추정 성능을 분석하였다. 그리고 가관측성 분석을 통하여 방위각 자세 오차의 추정 성능을 향상시키기 위한 항체의 운항 조건을 제시하였고 시뮬레이션을 통하여 성능을 분석하였다. 방위각 자세 오차를 추정하기 위한 항체의 운항 조건을 분석하였는데 항체가 순항을 하는 경우에는 방위각 자세 오차를 추정하지 못하며 북측 혹은 동측 가속도가 있어야만 추정이 됨을 알 수 있었다.

[Abstract]

This paper considers the transfer alignment in the inertial navigation system which has lever-arm and the time delay in the velocity measurement. We suggest a method to improve the performance of the velocity matching. First, we analyze the estimation performance of the velocity matching through the tuning of the two covariance matrices of process noise and measurement noise. Next we provide some maneuvering conditions of the vehicles to improve the estimation performance using the observability analysis. The analysis results are verified using the computer simulations, which show that cruise movements do not provide the azimuth estimation of the vehicles, while east or north accelerating movement can provide.

Key word : Inertial navigation system, Transfer alignment, Velocity matching, Observability analysis, Lever arm error.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2015.19.5.389>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 28 August 2015; Revised 22 September 2015

Accepted (Publication) 12 October 2015 (30 October 2015)

*Corresponding Author; Duk-Sun Shim

Tel: +82-2-820-5329

E-mail: dshim@cau.ac.kr

1. 서론

관성항법시스템 (INS; inertial navigation system)의 운항 중 정렬기법인 전달정렬 (transfer alignment) 기법은 정확도가 높은 주(master) INS의 항법 정보들 (위치, 속도, 자세 등)을 이용하여 정확도가 낮은 종(slave) INS의 오차를 보정하는 기법이다. 이 때 정합에 사용되는 정보에 따라 여러 전달정렬 기법이 나누어지며 일반적으로 가장 널리 사용되는 기법으로 확장형 칼만필터 (EKF; extended Kalman filter)를 이용한 속도정합 (velocity matching)이 있다. 이러한 속도정합 기법은 동체의 진동(vibration)으로 인한 영향이 작으며 또한 관성 센서 오차와 자세 오차 추정 성능이 우수하다는 장점이 있지만 지렛대 효과 (lever arm effect)를 반드시 보상해주어야 한다. 지렛대 효과란 주 INS와 종 INS간의 물리적 거리차로 인하여 항체가 회전 운동을 하는 경우 두 INS간의 속도 값이 달라지는 현상으로 만약 항체의 변형(flexure)이 발생하면 지렛대 거리 오차 (lever arm error)가 발생하게 되어 속도정합의 성능에 큰 영향을 주는 것으로 알려져 있다. 그러므로 속도정합을 적용하는 상황에 따라서 이러한 지렛대 거리 오차의 영향을 고려해야 한다. 또한 실제 관성 센서의 측정치에는 다양한 형태의 잡음들이 혼합되어 나타난다. 예를 들어, 주 INS와 종 INS간의 비동기에 의해 발생하는 속도정보의 시간차, 항체의 진동(vibration), 양자화 오차 등이 있다 [1]-[3]. 그러므로 속도정합의 확장형 칼만필터의 상태 변수들을 정확하게 추정하기 위해서는 이러한 오차 요소들에 대한 적절한 모델들이 관성 센서의 측정식에 표현이 되어야 한다. 일반적인 속도정합에서는 이러한 오차 요소들을 백색 잡음으로 가정하지만 실제적으로는 백색 잡음이 아니기에 최적의 칼만필터 성능을 보장하지는 못한다. 그러므로 이러한 백색 잡음이 아닌 측정 잡음들을 칼만필터에 반영시키기 위해서 매개변수 조정 (parameter tuning)이 필요하며 특히 공정잡음 (process noise)과 측정잡음 (measurement noise)의 공분산 행렬 (covariance matrix)값들은 추정 성능에 큰 영향을 미치는 것으로 알려져 있다[4],[5]. 그러므로 정확한 두 공분산 값을 구하는 것이 매우 중요하지만 이론적으로 값을 구하는 데는 많은 어려움이 있다. 특히 공정잡음 공분산의 경우는 추정해야할 상태변수들에 대한 충분한 관측치를 구할 수 없기에 정확한 값을 구하기가 매우 어렵다. 따라서 이러한 두 공분산 행렬을 직접적으로 구하는 방법보다는 이들 값을 조정(tuning)하면서 가장 적합한 값을 구하는 방법이 오히려 더 효과적이다[4],[5]. 그리고 속도정합의 추정 성능은 항체의 가속도 조건에 따라서 가관측성 차수(observability degree)가 크게 달라지므로 속도정합을 실제 적용하기 위해서는 가관측성 차수를 개선시키기 위한 항체의 운항 조건을 고려해야 한다.

본 논문에서는 확장형 칼만필터를 이용하는 속도정합에 대하여 추정 성능에 큰 영향을 미치는 두 주요 요소들의 영향을 분석한다. 이를 위해 먼저 18차 속도정합을 소개하고 다음으로 지렛대 거리 오차와 속도 측정치의 시간 지연이 발생한 경우에

대하여 공정잡음과 측정잡음의 두 공분산 행렬값들의 상대적인 차이가 추정 성능에 미치는 영향을 분석한다. 그리고 속도정합의 가관측성에 영향을 주는 항체의 가속도 운항 조건을 살펴보고 시뮬레이션을 통하여 이를 검증한다.

본 논문에서 사용된 기호는 다음과 같다.

L, l, h : 위도, 경도, 고도

$V^n = [V_N \ V_E \ V_D]^T$: NED (north-east-down) 항법 좌표계에서 표시된 항체의 속도

v^b : 항체의 동체 좌표계 (body frame : x,y,z)에서 표시된 항체의 속도

C_b^n : 동체 좌표계에서 NED 항법 좌표계로의 변환 방향 코사인 행렬

ω_{xy}^z : z 좌표계에서 표현된 x에 대한 y의 회전률 (rotation rate). 여기서 x,y,z는 i, b, e, n중 하나가 될 수 있다. i는 관성 좌표계, b는 동체 좌표계, e는 지구고정좌표계 (ECEF) 그리고 n은 항법 좌표계.

Ω : 지구 자전 각속도 상수 (WGS84 : 7.2921151467e-5 rad/s)

G : WGS84에서 정의된 중력 벡터

f^x : x좌표계에서 표현된 관성 좌표계에 대한 가속도

ϕ, θ, ψ : 동체 좌표계에서 NED 항법 좌표계로의 회전을 나타내는 오일러(Euler) 각으로써 각각 롤각, 피치각, 요(방위)각이다.

R_m, R_t : 지구 단반경, 지구 장반경

$\delta V = [\delta V_N \ \delta V_E \ \delta V_D]^T$: NED 항법 좌표계에서의 속도 오차

$\delta \Phi = [\delta \phi, \delta \theta, \delta \psi]^T$: 자세 오차(롤각, 피치각, 요각)

w: 공정 잡음 (process noise)

\tilde{v} : 측정 잡음 (measurement noise)

$\delta a_B = [\delta a_{BX} \ \delta a_{BY} \ \delta a_{BZ}]^T$: 동체좌표계에서 표현된 가속도계 바이어스 오차

$\delta g_B = [\delta g_{BX} \ \delta g_{BY} \ \delta g_{BZ}]^T$: 동체좌표계에서 표현된 자이로 부유(drift) 오차

$\delta a_{SF} = [\delta a_{SFX} \ \delta a_{SFY} \ \delta a_{SFZ}]^T$: 동체좌표계에서 표현된 가속도계 환산 계수 오차 (scale factor error)

$\delta g_{SF} = [\delta g_{SFX} \ \delta g_{SFY} \ \delta g_{SFZ}]^T$: 동체좌표계에서 표현된 자이로 환산 계수 오차

r: 동체좌표계에서 표현된 지렛대 거리 벡터 (lever arm vector)

δr : 동체좌표계에서 표현된 지렛대 거리 오차 (lever arm error)

T_d : 주 INS와 종 INS간의 시각 비동기에 의한 시간 지연 (time delay)

II. 18차 속도정합 알고리즘

속도 정합은 여러 전달정렬 알고리즘 중에서 가장 널리 사용되고 있는 기법중 하나이다. 이는 속도정합이 동체의 진동 (vibration)에 대하여 영향이 작으며 자세 및 센서 오차 추정 성능이 우수하다는 특징이 때문이다. 그림 1은 본 논문에서 구현한 속도 정합에 대한 전체적인 블록도이다.

여기서 V_M^{Comp} 는 주 INS의 속도 정보에 지렛대 효과를 보 상한 값이며 식(1)과 같이 표현된다.

$$V_M^{Comp} = V_M^n + C_M^n[(\omega_{iM}^M - \omega_{ie}^M) \times r^M] \quad (1)$$

V_M^n : 주 INS의 NED 항법좌표계에서 계산된 속도

C_M^n : 주 INS의 방향 코사인 행렬

ω_{iM}^M : 주 INS의 동체 좌표계에서 표현된 주 IMU(inertial measuring unit)의 자이로 출력

ω_{ie}^M : 체계 GPS/INS의 동체 좌표계에서 표현된 지구 자전 각속도

r^M : 체계 GPS/INS의 동체 좌표계에서 표현된 지렛대 거리 벡터

본 논문에서는 식 (2), (3)과 같은 18차 속도정합을 구성하였 다. 이 때 18차 오차 항들로는 속도오차, 자세오차, 가속도계의 바이어스 및 환산계수오차, 자이로의 바이어스 및 환산계수오 차 등으로 구성되며 측정식은 주 INS와 종 INS의 속도 정보의 차로 이루어진다[6].

$$\Delta \dot{x} = F \Delta x + w \quad (2)$$

$$\begin{aligned} Z_{Meas} &= V_S^n - V_M^{Comp} \\ &\approx \delta V - C_M^n[(\omega_{iM}^M - \omega_{ie}^M) \times] \delta r - V_M \cdot T_d + v \\ &= H \Delta x + \tilde{v} \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 w 와 \tilde{v} 는 각각 공정잡음과 측정 잡음이고, Δx , F 와 H 는 아래 식과 같다. 이 때 측정 잡음 \tilde{v} 은 식(4)와 같이 지렛대 거리 오차(δr), 두 INS의 속도 정보 시간차(T_d)와 백색잡음 v 로 표시할 수 있다.

$$\tilde{v} = - C_M^n[(\omega_{iM}^M - \omega_{ie}^M) \times] \delta r - V_M \cdot T_d + v \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \Delta x &= [\delta V^T \quad \delta \Phi^T \quad \delta a_B^T \quad \delta a_{SF}^T \quad \delta g_B^T \quad \delta g_{SF}^T]^T \\ F &= \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & C_b^n & F_{14} & 0 & 0 & 0 \\ F_{21} & F_{22} & 0 & C_b^n & F_{26} & 0 & 0 \\ & & & & & & 0_{15 \times 21} \end{bmatrix} \\ F_{11} &= \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D & -\Omega_E \\ -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ \Omega_E & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix}, \quad F_{12} = \begin{bmatrix} 0 & -f_D & f_E \\ f_D & 0 & -f_N \\ -f_E & f_N & 0 \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

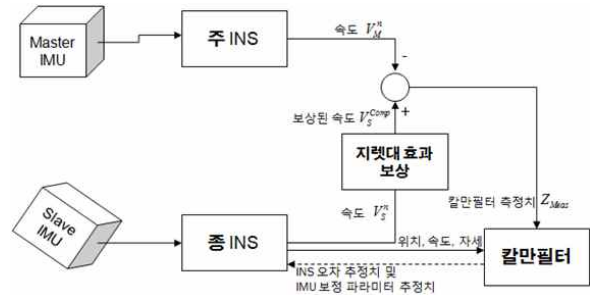


그림 1. 18차 속도정합 블록도
Fig. 1. Block diagram of the velocity matching with 18 states.

$$\begin{aligned} F_{14} &= C_b^n \text{diag}(f^b) \\ F_{21} &= \begin{bmatrix} 0 & 1/(R_t + h) & 0 \\ -1/(R_m + h) & 0 & 0 \\ 0 & -\tan L / (R_t + h) & 0 \end{bmatrix} \\ F_{22} &= \begin{bmatrix} 0 & \omega_D & -\omega_E \\ -\omega_D & 0 & \omega_N \\ \omega_E & -\omega_N & 0 \end{bmatrix}, \quad F_{26} = C_b^n \text{diag}(\omega_{ib}^b) \\ \Omega_N &= (2\Omega + \dot{l}) \cos L, \quad \Omega_E = -\dot{L}, \\ \Omega_D &= -(2\Omega + \dot{l}) \sin L \\ \omega_N &= (\Omega + \dot{l}) \cos L, \quad \omega_E = -\dot{L}, \\ \omega_D &= -(\Omega + \dot{l}) \sin L \\ H &= [I_3 \quad 0_{3 \times 15}] \end{aligned}$$

표 1. 시뮬레이션 사양

Table 1. Simulation specifications.

Specification of States				
No.	State	$P_0(1 \sigma)$	$Q(1 \sigma)$	Remark
1	Velocity error (North, East, Down)	1m/s	0	
2	Attitude error (Roll, Pitch, Yaw)	3deg	0	
3	Accelerometer bias (X,Y,Z)	500 μ g	100 μ g	Random bias
4	Accelerometer scale factor error (X,Y,Z)	500ppm	0	Random bias
5	Gyro bias (X,Y,Z)	1deg/hr	0.05deg/ $\sqrt{\text{hr}}$	Random bias
6	Gyro scale factor error (X,Y,Z)	300ppm	0	Random bias
Specification of Measurement				
No.	State	$R(1 \sigma)$		Remark
1	Velocity (North, East, Down)	0.01m/s		
etc				
Lever arm error, $\delta r = [1m \quad 1m \quad 1m]^T$				
Time delay between two INS, $T_d = 10msec$				

III. 칼만필터 공분산 행렬 튜닝

일반적으로 칼만필터 알고리즘이 최적화가 되기 위해서는 필터의 여러 매개변수 값들의 정확도가 매우 중요한데 특히 초기 매개변수들인 공정잡음 공분산(Q), 측정잡음 공분산(R) 그리고 초기 오차 공분산(P_0) 값들의 정확도가 매우 중요하다. 또한 공정잡음과 측정잡음은 백색 잡음이어야 하며 서로 상관관계가 없어야 한다. 그러나 실제 관성 센서의 측정치에는 식 (4)와 같이 유색 잡음들이 혼합되어 나타나기 때문에 칼만필터의 최적화 조건을 만족시키지 못한다. 그러므로 실제 속도정합을 적용하기 위해서는 이러한 공분산 행렬값들을 튜닝하여 정합 성능을 개선시키는 것이 필요하다. 그러나 만약에 두 공분산 행렬 Q 와 R 을 튜닝하는데 있어서 두 값의 크기 차이가 상대적으로 큰 경우 추정 성능에 문제점이 발생하는 것으로 알려져 있다[4]. 예를 들어 $R \gg Q$ 인 경우에는 칼만 필터의 이득값이 매우 작아지기 때문에 추정 속도가 매우 느려지며 $R \ll Q$ 인 경우에는 칼만필터가 불안정해질 수 있고 추정 오차의 기대치가 0이 되지 않게 된다.

본 논문에서는 두 공분산 행렬 Q 와 R 의 튜닝에 따른 정합 성능을 살펴보기 위해서 다음과 같은 세 가지 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다.

- ref. : 표 1의 Q 와 R 값을 사용한 경우로서 위의 두 경우의 성능을 비교하기 위한 기준값.
- $R \gg Q$: 표 1의 R 값을 10배 키운 경우 즉, 새로운 $R_{new} = 10R$.
- $R \sim Q$: 표 1의 R 값에 0.01배 ($R_{new} = 0.01R$), Q 값에 10배($Q_{new} = 10Q$)한 경우로서 R 과 Q 값의 크기 차이가 크지 않은 경우.

그림 2는 비행 궤적을 나타낸 것으로 처음 20초간 순항 후 150초간 S-turn 다시 100초간 순항 후 30초간 가속(0.1g) 그리고 30초간 감속(-0.1g)운항 후 다시 100초간 순항을 한 경우이다. 여기서 g는 중력가속도이다. 그림3의 시뮬레이션 결과를 살펴보면 $R \gg Q$ 인 경우 모든 상태 변수들의 수렴값이 ref.의 경우보다 크며 수렴속도 또한 느린 경향을 확인 할 수 있다.

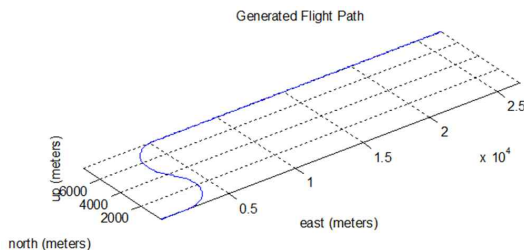


그림 2. 항체의 운항 궤적.
Fig. 2. Maneuvering trajectory of a vehicle.

특히, 가관측성이 나쁜 상태 변수들(Y축 가속도계 환산계수 오차, z축 자이로 바이어스)의 경우에는 이러한 경향이 뚜렷해짐을 알 수 있다. 다음으로 $R \sim Q$ 인 경우에는 속도 오차의 경우를 제외한 모든 상태 변수들의 수렴값들이 다른 두 경우보다 매우 크며 수렴 속도 또한 매우 느려지는 경향을 확인 할 수 있다. 반면에 속도 오차의 경우에는 다른 두 경우보다 수렴값이 더 작지만 이는 분산 값이 작은 것으로 속도 추정 오차의 평균이 0이 되지 않는 결과를 보인다. 즉, biased 추정값이 된다.

IV. 속도정합 가관측성 분석

본 논문에서는 항체가 수평 비행(level flying)중에 임무를 수행하는 경우 속도 정합의 가관측성 분석을 하였다. 식 (5)는 일반적인 속도 오차 모델 식으로 세 가지 항들에 의해서 속도 오차 값들이 증가하고 있음을 알 수 있다.

$$\delta \dot{V}^n = -(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta V + (C_b^n) \times \delta \Phi + C_b^n \delta a_B \quad (5)$$

이러한 세 가지 항들 중 자세 오차 ϵ 와 관련된 항이 매우 중요하다. 왜냐하면 중 INS의 자세를 정확하게 보정하기 위해서는 자세 오차가 식 (5)의 속도 오차 식에 크게 반영이 이루어져야만 속도정합에 의해서 자세 오차를 추정할 수 있기 때문이다.

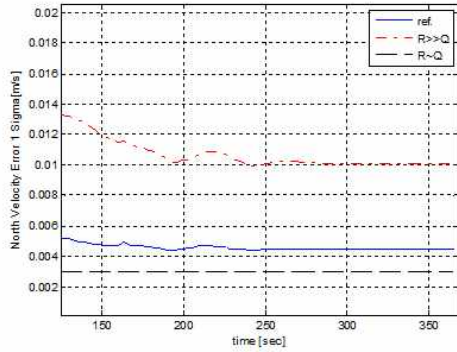
식 (6)은 식 (5)의 자세 오차와 관련된 항을 나타낸 것으로 이식으로부터 방위각 오차(yaw error)인 $\delta\psi$ 를 추정하기 위해서는 두 가속도 입력(f_N^n, f_E^n)이 필요함을 알 수 있다. 따라서 속도정합에서는 항체가 북측 혹은 동측 선행 가속 혹은 감속 운항을 해야만 방위각 자세 오차를 추정할 수 있음을 알 수 있다.

$$(C_b^n f^b) \times \epsilon = \begin{bmatrix} -f_D^n \theta + f_E^n \psi \\ f_D^n \phi - f_N^n \psi \\ -f_E^n \phi + f_N^n \theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

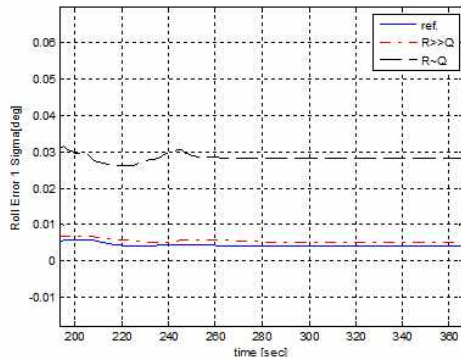
여기서 $(C_b^n f^b) \times = \begin{bmatrix} 0 & -f_D^n & f_E^n \\ f_D^n & 0 & -f_N^n \\ -f_E^n & f_N^n & 0 \end{bmatrix}$ 이다.

이러한 가관측성 분석 결과를 확인하기 위해서 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 4는 항체의 운항 속도를 나타낸 것으로 약 260초에서 320초 구간에서 동측으로 선행 가속 및 감속 운항이 있다.

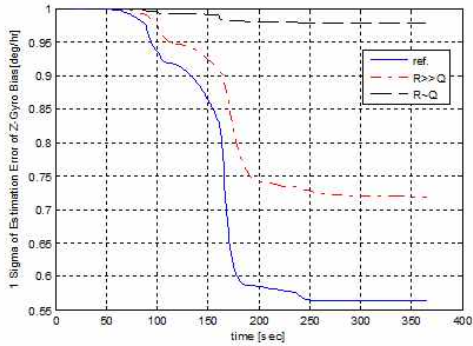
그림 5는 방위각 자세오차 시뮬레이션 결과로서 약 260초 이전과 320초 이후의 순항 구간에서는 방위각 자세오차가 추정이 되지 않는데 이는 수평 가속도 항 $f_N^n = f_E^n = 0$ 이 되므로 가관측성이 확보되지 않기 때문이다. 반면에 260초에서 320초 사이에서는 선행 가속이 존재하고 따라서 방위각 자세 오차의 가관측성이 확보됨으로 추정이 이루어지고 있음을 알 수 있다.



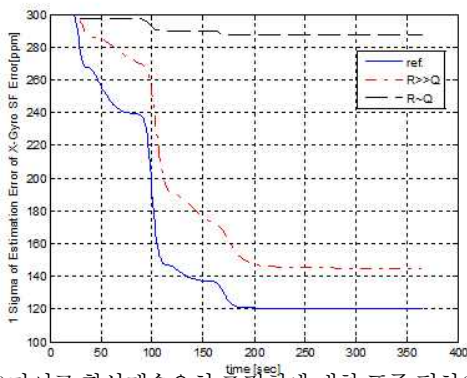
(a) 속도 오차 추정치에 대한 표준 편차(1σ)



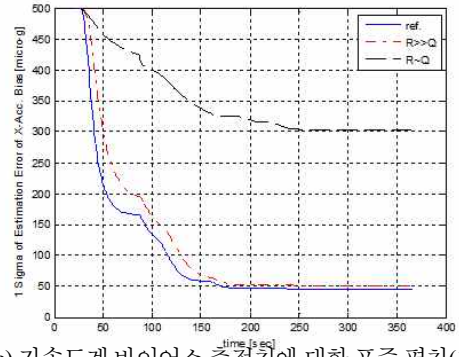
(b) 자세 오차 추정치에 대한 표준 편차(1σ)



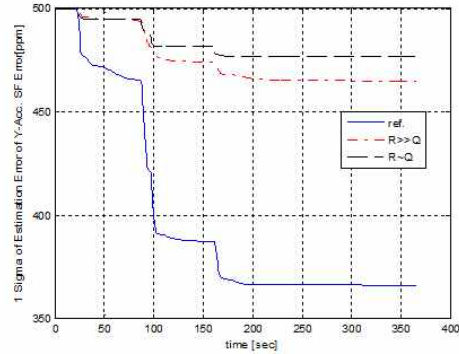
(c) 자이로 바이어스 추정치에 대한 표준 편차(1σ)



(d) 자이로 환산계수오차 추정치에 대한 표준 편차(1σ)



(e) 가속도계 바이어스 추정치에 대한 표준 편차(1σ)



(f) 가속도계 환산계수오차 추정치에 대한 표준 편차(1σ)

그림 3. 칼만필터의 Q와 R의 튜닝에 따른 시뮬레이션 결과
Fig. 3. Simulation results for Q and R of Kalman filter.

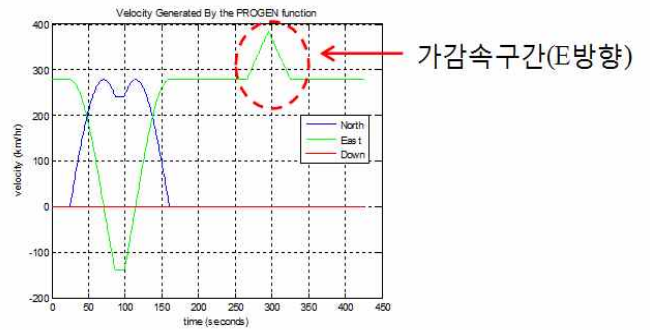


그림 4. 항체의속도
Fig. 4. Vehicle speed.

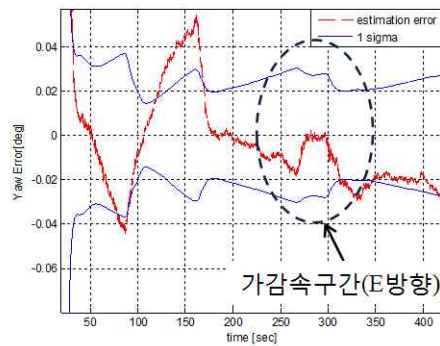


그림 5. 방위각 자세오차 시뮬레이션 결과
Fig. 5. Simulation results of yaw error.

V. 결 론

본 논문에서는 전달정렬 기법 중 확장형 칼만필터를 이용하는 속도정합에 대하여 공정잡음과 측정잡음의 공분산값들의 크기 튜닝에 따른 칼만필터의 추정 성능을 분석하였는데 측정 잡음의 공분산 값이 공정 잡음의 공분산 값보다 매우 큰 경우 보다는 두 공분산 행렬의 크기 차이가 크지 않은 경우에 필터의 수렴 속도가 매우 느려지고 수렴 오차 또한 커지는 것을 알 수 있었다. 다음으로 방위각 자세 오차를 추정하기 위한 항체의 운항 조건을 분석하였는데 항체가 순항을 하는 경우에는 방위각 자세 오차를 추정하지 못하며 북측 혹은 동측 가속도가 있어야만 추정이 됨을 알 수 있었다.

감사의 글

본 연구는 2014년도 (주)한화탈레스의 지원에 의하여 이루어진 연구로서, 관계부처에 감사드립니다.

참고 문헌

- [1] H. Bertler, "Test facilities and procedures for strapdown system," in *Symposium on Gyroscope Technology*, Bochum; Germany, 1978.
- [2] H. Hou, Modeling inertial sensors errors using Allan variance, Thesis for degree of master of science, University of Calgary, Calgary; Canada, 2004.
- [3] N. El-Sheimy, H. Hou, and X. Niu, "Analysis and modeling of inertial sensors using Allan variance," *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, Vol. 57, No. 1, pp. 140-149, Jan. 2008.
- [4] B. M., Akesson, J. B. Jorgensen, and N. K. Poulsen, and S.B. Jorgensen, "A tool for Kalman filter tuning," in *17th European Symposium on Computer Aided Process Engineering*, Bucharest; Romania, Vol. 24, pp. 859-86, 2007.
- [5] S. Chattaraj, A. Mukherjee, and S.K. Chaudhuri, "Transfer alignment problem : algorithms and design issues," *Gyroscopy and Navigation*, Vol.4, No.3, pp. 130-146, 2013.
- [6] D. Goshen-Meskin and I. Y. Bar-Itzhack, "Unified approach to inertial navigation systems error modeling," *Journal of Guidance and Control*, Vol. 15, No. 3, May-June 1980.



양 철 관 (Cheol-Kwan Yang)

1996년 중앙대 제어계측공학과 (공학사)
1998년 중앙대 전자전기공학부 (공학석사)
2003년 중앙대학교 제어계측공학과 (공학박사)
2013년 3월 ~ 현재 : (주)엘이디세이버 차장, 중앙대학교 전자전기공학부 겸임교수
※ 관심분야 : 관성항법시스템, 위성항법시스템, 추정 이론, 제어 이론



박 기 영 (Ki-Young Park)

1998년 경북대 전자공학과 (공학사)
1998년 1월 ~ 현재 : 한화탈레스 ISR-PGM 연구소 전자광학체계그룹 수석연구원
※ 관심분야 : 관성항법시스템, 궤적 추정 추적



김 형 민 (Hyung-Min Kim)

1997년 전북대 컴퓨터공학 (공학사)
2010년 한양대 제어계측 (공학석사)
1997년 1월 ~ 현재 : 한화탈레스 ISR-PGM 연구소 전자광학체계그룹 수석연구원/그룹장
※ 관심분야 : 관성항법시스템, 제어 이론



심 덕 선 (Duk-Sun Shim)

1984년 서울대 제어계측공학과 (공학사)
1986년 서울대 제어계측공학과 (공학석사)
1993년 미시간대(앤아버) 항공우주공학과 (공학박사)
1994년 1월 ~ 1995년1월: 미시간대(앤아버) 전기및컴퓨터공학과 (포스트닥)
1995년 3월 ~ 현재 : 중앙대학교 전자전기공학부 교수
※ 관심분야 : 제어, 위성항법시스템, 관성항법시스템, 필터링, 고장검출