

자세결정 GPS 수신기를 이용한 SDINS 초기정렬 알고리즘

김영선, 오상헌, 황동환

충남대학교 전자공학과, **충남대학교 정보통신공학부

Initial Alignment Algorithm for the SDINS Using an Attitude Determination GPS

Young Sun Kim, Sang Hun Oh, Dong-Hwan Hwang

Dept. of Electronics Engineering, Chungnam National University

**Division of Electrical and Computer Engineering, Chungnam National University

Abstract- 본 논문에서는 자세결정 GPS 수신기에서 출력되는 자세정보와 영속도 정보를 이용하여 SDINS의 새로운 초기정렬 알고리즘을 제안하였다. GPS 수신기의 자세정보와 영속도 정보를 이용하기 위해 새롭게 측정모델을 도출하였으며 가관측성을 조사하여 피치각이 90도가 아닌 경우에 시스템이 완전가관측함을 보였다. Monte-Carlo 시뮬레이션을 통하여 SDINS 오차가 빠르게 영으로 수렴함을 보였다.

1. 서 론

정상상태에서 SDINS(Strapdown Inertial Navigation System)의 자기정렬(Self Alignment)과정은 완전가관측하지 않기 때문에 만족할 만한 성능을 기대할 수 없음이 알려져 있다[1][2][3]. 따라서, 시스템의 가관측성 향상을 위하여 많은 연구가 이루어지고 있는데, 동체의 자세변화, 센서의 위치변화, S-곡선 주행 등을 통하여 가관측성을 향상시키는 방법 등이 제안되었다[1][4][9][10].

최근에 소개되고 있는 자세결정 GPS 수신기(Attitude Determination GPS Receiver)는 다중안테나로부터 측정된 이중차분 반송파 위상을 이용하여 3차원의 자세정보를 제공한다[5][6]. 또한 몇 개의 연구결과에서 GPS의 이중차분 반송파 위상을 SDINS 초기정렬에 이용할 수 있음을 알 수 있다[7][8].

본 논문에서는 자세결정 GPS 수신기에서 출력되는 자세정보와 영속도 정보를 이용하여 SDINS의 새로운 초기정렬 알고리즘을 제안하고자 한다. 제안한 알고리즘은 크게 SDINS 계산부분과 칼만필터 부분으로 구성된다. SDINS 계산부분에서는 관성센서로부터 출력되는 속도중분값과 각중분값을 사용하여 동체의 속도와 자세를 계산한다. 칼만필터 부분에서는 SDINS 오차를 추정하여 보상할 수 있도록 한다. 이를 위해 GPS 자세정보와 영속도 정보를 칼만필터의 측정값으로 사용할 수 있도록 새롭게 측정모델을 도출하였다.

가관측성을 조사하여 피치각이 90도가 아닌 경우에 시스템이 완전가관측함을 보였으며 Monte-Carlo 시뮬레이션을 통하여 SDINS의 오차가 빠르게 영으로 수렴함을 보였다.

2. 초기정렬 과정

2.1 구성도

그림1은 제안한 초기정렬 알고리즘의 구성도이며, 크게 SDINS 계산부분과 칼만필터 부분으로 나눌 수 있다. SDINS 계산부분은 관성센서로부터 출력되는 속도중분값과 각중분값을 사용하여 동체의 속도와 자세를 계산한다. 칼만필터는 SDINS의 속도오차, 자세오차, 센서오차를 상태변수로 하며, 칼만필터에서 추정된 상태변수는 SDINS 계산부분으로 피드백되어 오차를 보상한다. 칼만필터의 측정값으로써 자세결정 GPS의 자세정보와 영속도 정보를 사용한다.

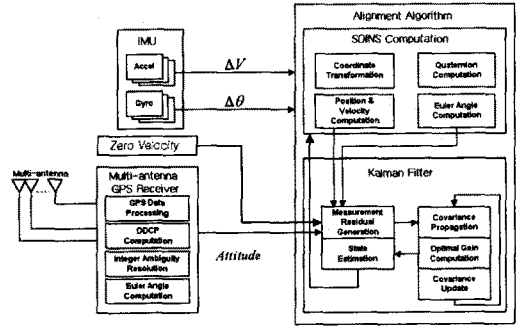


그림 1 구성도

2.2 SDINS 자세·속도 계산

자세계산은 수치적으로 안정하고 계산량에서 유리한 쿼터니언 방법을 사용한다. 쿼터니언에 대한 미분방정식은 식(1)과 같다.

$$\dot{Q}_n^b = \frac{1}{2} [\omega_{nb}^b] Q_n^b \tag{1}$$

여기서, Q_n^b 은 동체좌표계로부터 항법좌표계에 대한 쿼터니언, ω_{nb}^b 는 항법좌표계에서 동체좌표계의 각속도를 동체좌표계에서 표시한 값이다.

쿼터니언과 방향코사인행렬, 오일러각은 상호 변환이 가능하며, 동체의 자세는 오일러각의 형태로 얻을 수 있다.

속도에 관한 미분방정식은 식(2)와 같다.

$$\dot{V}^n = f^n - 2\omega_{ie}^n \times V^n + g^n \tag{2}$$

여기서, V^n, f^n, g^n 은 각각 항법좌표계에서 표현된 속도벡터, Specific force 벡터, 중력벡터이며, ω_{ie}^n 은 항법좌표계에서 표현된 지구 자전각속도 벡터를 나타낸다.

2.3 칼만필터

GPS의 자세정보와 영속도 정보를 측정값으로 하여 SDINS의 오차모델을 추정하여 보상할 수 있도록 한다.

2.3.1 SDINS 오차모델

SDINS 오차모델로써 PSI 각 오차모델을 사용한다. 식(3)은 속도 및 자세오차 방정식이다.

$$\begin{aligned} \delta \bar{V}^n &= -2[\omega_{ie}^n \times] \delta V + [f^n \times] \psi + C_b^n \nabla^b \\ \psi &= -[\omega_{in}^n \times] \psi - C_b^n \varepsilon^b \end{aligned} \quad (3)$$

여기서, $\delta V, \psi$ 는 각각 속도오차 벡터, 자세오차 벡터를 나타내며, ω_{in}^n 은 항법좌표계에서 표시한 Spatial rate 벡터, C_b^n 은 동체좌표계에서 항법좌표계로 변환하는 좌표변환행렬을 의미하며 ∇^b, ε^b 는 각각 가속도계오차 및 자이로오차를 나타낸다.

가속도계오차와 자이로오차는 식(4)와 같이 랜덤 상수로 가정할 수 있다.

$$\begin{aligned} \nabla^b &= 0 \\ \varepsilon^b &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

속도오차, 자세오차, 센서오차를 상태공간에서 다음과 같이 정의한다.

$$\dot{x} = Fx + w, \quad w \sim (0, Q) \quad (5)$$

상태변수는 각축에 대한 속도오차, 자세오차, 센서오차로 한다.

$$x = [\delta V_N, \delta V_E, \delta V_D, \psi_N, \psi_E, \psi_D, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$$

여기서, 아래첨자 N, E, D 는 항법좌표계의 각 요소, x, y, z 는 동체좌표계의 각 요소를 의미한다.

(3)식과 (4)식으로부터 얻은 시스템행렬은 다음과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_x & 0 & 0 & g & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ -2\Omega_x & 0 & 2\Omega_x & 0 & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -2\Omega_x & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_x & 0 & 0 & 0 & 0 & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} \\ 0 & 0 & 0 & -\Omega_x & 0 & \Omega_x & 0 & 0 & 0 & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\Omega_x & 0 & 0 & 0 & 0 & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

여기서, Ω, g 는 각각 지구자전 각속도 벡터와 중력 벡터를 나타낸다.

2.2.2 측정모델

GPS의 자세정보와 영속도 정보를 칼만필터의 측정값으로 사용한다.

GPS와 INS의 자세출력값은 오일러각의 형태로 주어지는 반면 식(3)의 SDINS 자세오차 방정식은 회전벡터 오차로 표현된다. 따라서 오일러각 오차를 회전벡터 오차로 표현해야 한다.

계산한 오일러각 자세변수는 식(6)과 같이 참값과 오일러각 오차의 대수합으로 표현된다.

$$\begin{aligned} \bar{\phi} &= \phi + \delta\phi \\ \bar{\theta} &= \theta + \delta\theta \\ \bar{\psi} &= \psi + \delta\psi \end{aligned} \quad (6)$$

여기서, ϕ, θ, ψ 는 각각 롤, 피치, 방위각을 나타내며 $\delta\phi, \delta\theta, \delta\psi$ 는 각각의 오차를 나타낸다. 자세오차가 충분히 작다면 계산한 좌표변환 행렬은 식(7)과 같이 참좌표변환 행렬과 오일러각과 오일러각 오차를 요소로 갖는

오차행렬의 대수합으로 표현할 수 있다.

$$\overline{C_b^n}(\bar{\phi}, \bar{\theta}, \bar{\psi}) = C_b^n + \Delta C[(\phi, \theta, \psi), (\delta\phi, \delta\theta, \delta\psi)] \quad (7)$$

마찬가지로 자세오차가 충분히 작다면 계산한 좌표변환 행렬을 식(8)과 같이 참좌표변환 행렬과 회전벡터 오차로 표현된 오차행렬로 표현할 수 있다.

$$\overline{C_b^n}(\bar{\phi}, \bar{\theta}, \bar{\psi}) = (I - \Psi)C_b^n \quad (8)$$

여기서 Ψ 는 회전벡터 오차의 왜대칭행렬이다. 식(7)과 식(8)로부터 오일러각 오차와 회전벡터 오차의 관계를 구할 수 있으며 식(9)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta\phi \\ \delta\theta \\ \delta\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos\phi/\cos\theta & -\sin\phi/\cos\theta & 0 \\ \sin\phi & -\cos\phi & 0 \\ -\tan\theta\cos\phi & -\tan\theta\sin\phi & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기서, ψ_N, ψ_E, ψ_D 는 회전벡터 오차의 각 요소들이다. 결국, 속도오차와 자세오차를 측정값으로 한 측정모델은 다음과 같다.

$$y = Hx + v, \quad v \sim (0, R) \quad (10)$$

여기서,

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\cos\phi/\cos\theta & -\sin\phi/\cos\theta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin\phi & -\cos\phi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\tan\theta\cos\phi & -\tan\theta\sin\phi & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

이다.

3. 가관측성 조사

제안한 시스템은 선형시불변이므로 식(11)의 가관측행렬의 Rank를 계산하여 쉽게 완전가관측한지 판단할 수 있다.

$$M = [H \quad HF \quad HF^2 \quad \dots \quad HF^{11}]^T \quad (11)$$

GPS의 측정값으로 자세정보와 영속도 정보를 함께 사용하고 피치각이 90도가 아닌 경우에 M 의 Rank는 12로써 시스템의 차수와 같다. 따라서 제시한 시스템은 완전가관측하다. 반면 자세정보나 영속도 정보 중 하나라도 사용되지 않는다면 Rank가 12 보다 작으므로 완전가관측하지 않는다.

위의 가관측성 조사는 제안한 알고리즘이 모든 상태변수를 추정할 수 있음을 보여준다.

4. 컴퓨터 시뮬레이션

알고리즘의 성능을 평가하기 위해서 100회의 Monte-Carlo 시뮬레이션을 수행하였다.

4.1 시뮬레이션 환경

관성센서로써 Honeywell사의 HG1700AE를 모델링하였으며 오차특성은 표1과 같다.

시뮬레이션을 위하여 그림2와 같이 안테나 배치를 갖는 3-안테나 GPS 수신기를 가정하였다. 기준안테나를 동체의 중심에 두고 부안테나를 각각 롤축과 피치축에 배치하였다. 기저전벡터의 길이는 각각 1m이다.

<표 1> HG1700의 오차특성

오차 구분	오차 크기(1σ)
자이로 랜덤바이어스	1 °/hr
자이로 백색잡음	80 μrad
자이로 랜덤워크	0.125 °/√h
가속도계 랜덤바이어스	1 mg
가속도계 백색잡음	0.008 ft/sec
가속도계 랜덤워크	0.065 ft/sec/√h

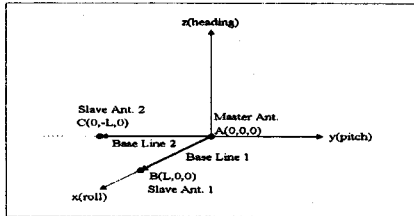


그림 2 GPS 안테나의 배치

시뮬레이션에서 사용한 GPS 오차 특성은 표2와 같다.

<표 2> GPS의 오차특성

오차 구분	오차 크기(1σ)
Pseudo Range	20m
Carrier Phase	3mm

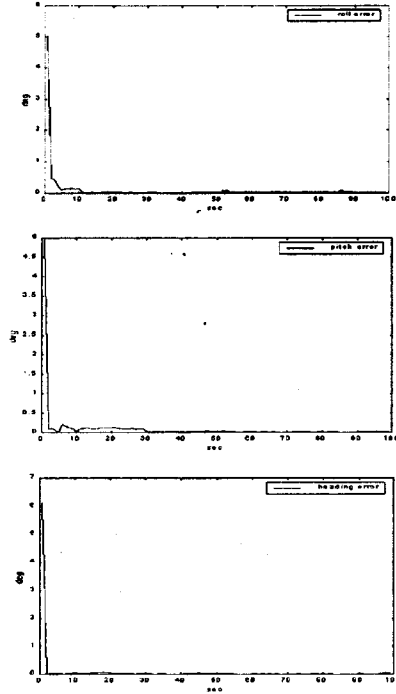


그림 3 롤각오차, 피치각오차, 방위각오차

[참 고 문 헌]

GPS에서 자세결정을 위해서는 반드시 미지정수를 결정해야하며, 결정기법으로 검색기법, 평균화 기법 등이 있다. 본 논문에서는 미지정수를 결정하기 위해 검색기법의 일종인 ARCE(Ambiguity Resolution with Constraint Equation) 방법을 채택하였다[6].

INS의 속도, 자세는 관성센서의 출력주파수에 따라 0.01초를 주기로 하여 계산하였고, 칼만필터의 주기는 1초로 하였다.

롤, 피치, 방위각을 각각 0도, 각각의 초기오차를 5도로 가정하였다.

4.2 시뮬레이션 결과

그림3은 100회의 Monte-Carlo 시뮬레이션 결과로써 롤 각 오차, 피치각 오차, 방위각 오차의 RMS(Root Mean Square)값을 나타내었다. 그림을 살펴보면 60초에서의 롤각 오차는 0.05도, 피치각 오차는 0.02도, 방위각 오차는 0.001도로써 자세오차가 영을 향하여 빠르게 수렴함을 알 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 자세결정 GPS 수신기에서 출력되는 자세정보와 영속도 정보를 이용하여 SDINS의 새로운 초기정렬 알고리즘을 제안하였다. GPS 자세정보와 영속도 정보를 측정값으로 한 12차의 칼만필터를 구성하여 SDINS 오차를 추정, 보정할 수 있도록 하였다. 가관측성을 조사하여 피치각이 90도가 아닌 경우에 시스템이 완전가관측함을 보였다. 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 SDINS 오차가 빠르게 영으로 수렴함을 보였다.

제안한 알고리즘을 실제 항법 시스템에 적용하는 실시간 실험과 GPS 수신기의 측정값인 반송파 위상을 직접 SDINS의 초기정렬에 이용하는 알고리즘에 관한 연구가 앞으로 계속 수행해야 할 과제들이다.

- [1] D.Goshen-Meskin, I.Y.Bar-Itzhack, "Observability Analysis of Piece-Wise Constant System-Part II", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol.28, NO.4, pp.1068-1075, 1992
- [2] Y.F.Jiang, Y.P.Lin, "Error Estimation Ground Alignment through Observability Analysis", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol.23, NO.1, pp.92-97, 1992
- [3] J.C.Fang, "A Fast Initial Alignment Method for SDINS on Stationary Base", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol.32, NO.4, pp.1501-1505, 1996
- [4] J.G.Lee, C.G.Park, H.W.Park, "Multiposition Alignment of SDINS" Error Estimation Ground Alignment through Observability Analysis", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol.29, NO.4, pp.1323-1328, 1993
- [5] G.Lu, "Development of a GPS Multi-antenna System for Attitude Determination", Ph.D.Thesis, The University of Calgary, pp.36-63, 1995
- [6] 박찬식, "GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세결정", 박사학위논문, 서울대학교, pp.100-138, 1997
- [7] P.K.Sinha, M.May, "INS Alignment Using GPS Phase III User Equipment Computed Correction", Proceedings of ION GPS90, pp.471-479, 1990
- [8] J.W.Kim, J.G.Lee, G.I.Jee, C.S.Park, "Stationary Alignment of SDINS Using GPS Carrier Phase Measurements", Proceedings of ION GPS97, pp.329-339, 1997
- [9] I.Y. Bar-Itzhack, B.Porat, "Azimuth Observability Enhancement during INS In-flight Alignment", Journal of Guidance and Control, Vol.3, pp.337-344, 1981
- [10] J.Baziw, C.T. Leondes, "In-flight Alignment and Calibration of Inertial Measurement Units-Part I:General formulation", IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, AES-8, pp.440-449, 1972