

항체의 비행거리 정보를 이용한 운항 중 정렬 기법 연구

A Study on In-Flight Alignment Using the Flight Distance of Vehicle

유해성*
Yu Haesung

ABSTRACT

This paper presents the new in-flight alignment method using the flight distance of vehicle in order to improve the performance of the heading error estimation. In the proposed method, the Kalman filter having the difference between GPS and SDINS position as measurements is used for levelling of SDINS and heading error is estimated utilizing the flight distance information. It is shown in the simulation results that the in-flight method proposed in this paper has the high accuracy in heading error estimation and the heading error can be very quickly estimated at the high speed vehicle, compared with the existing method using the Kalman filter.

주요기술용어(주제어) : In-flight Alignment(운항중 정렬), Heading Error(방위각 오차), SDINS(스트랩 다운 관성항법 장치)

1. 서론

관성센서인 가속도계 및 자이로에서 측정된 가속도 및 각속도로 구성된 관성항법장치는 항법 방정식을 적분하여 항법을 수행한다. 관성항법장치가 항법을 수행하기 위해서는 초기 위치정보 및 초기 자세 정보가 필요하며 이러한 정보는 외부에서 관성항법장치에 직접 입력하거나 관성항법장치 내부정보 혹은 외부정보를 이용하여 자체적으로 계산할 수도 있다.

초기 자세 정보 즉, 기준좌표계에 대한 관성항법장치의 초기 자세를 알아내는 것을 정렬(alignment)이라 하며 관성항법장치의 운용조건에 따라 크게 두 중

류의 정렬방법이 있다. 첫째는 외부정보를 이용하지 않고 정지상태에서 관성센서 정보를 이용하여 정렬을 수행하는 자가 정렬(self alignment) 방법이며, 두 번째는 관성항법장치가 장착된 항체가 운동하는 상태에서 외부 정보를 이용하여 정렬을 수행하는 운항중 정렬 방법(in-flight alignment)이 있다.

자가 정렬은 정지 상태에서 관성센서인 가속도계와 자이로가, 정렬을 원하는 기준 좌표계에서 일정 값의 중력 가속도와 지구 회전 각속도가 측정된다는 원리를 이용하여 관성항법장치를 원하는 기준좌표계에 정렬한다. 이 때 수평축 자세의 정렬은 가속도계 정보를 이용하여 비교적 빠른 시간내에 수행 가능하나 수직축 자세의 경우에는 수평축 자세정보를 이용하여 정렬을 수행하여야 하기 때문에 수 분이상의 시간이 소요된다. 이에 반하여 운항 중 정렬은 항체가 운동 중에 수행하는 정렬로서 외부에서 관성항법장치에 제

† 2005년 8월 9일 접수~2005년 9월 9일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : haesong7@hanmail.net

공된 항법정보를 이용하여 관성항법장치를 정렬한다. 운항중 정렬은 기준 항법 정보를 제공하는 외부 장치의 성능 혹은 항체의 운항 궤적 등 여러 가지 조건에 따라 정렬 성능, 정렬에 소요되는 시간 등이 결정되기 때문에 정렬 알고리즘 설계에 많은 시간이 소요된다. 특히 운항중 정렬에서 주로 정렬 자세를 추정하기 위해 사용되는 칼만필터는 가관측성이 보장되지 않는 경우 관성항법장치의 자세 추정에 어려움이 있기 때문에 정렬에 많은 시간이 소요된다. 이를 해결하기 위한 방안으로 칼만필터의 정렬 자세 상태변수의 가관측성을 높일 수 있는 항체의 궤적이 제안되었으며 현재로는 S자형 궤적이 가장 우수한 것으로 알려져 있다^[1,2]. 이외에도 주요하게 고려해야할 사항으로는 운항중 정렬 알고리즘 설계 시 칼만필터의 측정치로 가속도 혹은 각속도를 사용하는 경우 기준 정보를 제공하는 항법장치의 장착위치와 정렬을 원하는 관성항법장치 사이에 존재하는 항체의 휨(flexure) 현상과 같은 모델링 오차 등에 의해서 정렬성능이 많은 영향을 받기 때문에 정렬 알고리즘 설계 시 이에 대한 세심한 분석이 필요하다^[3].

본 연구에서는 운항 중 정렬시 칼만 필터의 가관측성을 높여주기 위해서 수행하는 항체의 운동과 관계없이 항체의 이동거리 정보만을 이용한 수직축 운항중 정렬 기법에 대한 연구결과를 제시한다. 본 연구에서 제시한 운항중 정렬 기법은 기존에 칼만 필터를 이용하여 수행되는 정렬기법을 이용하여 수평축 정렬을 수행하고 수직축 정렬의 경우 칼만필터의 추정치를 이용하여 추가적인 간단한 계산만으로 수직축 자세의 정렬이 가능하다. 이 기법은 수직축 자세에 대한 칼만필터의 가관측성이 보장되지 않는 항체의 궤적에서도 수직축 자세의 추정이 가능하며 구현도 매우 용이한 장점이 있다. 본 논문의 구성은 2장에서 본 논문에서 제시된 알고리즘에 대해서 기술하며 3장에서는 제시된 알고리즘의 성능을 평가한 시뮬레이션 결과를 제시하고 4장에서 본 논문의 결론을 맺는다.

2. 운항 중 정렬 알고리즘 설계

본 논문에서는 운항중 정렬을 위한 보조 항법장치

로 GPS를 이용한다. 운항중 정렬에 사용되는 항법정보는 GPS에서 제공되는 위치정보이며 GPS 이외에 고도측 안정화를 위해서 고도계가 또한 사용된다고 가정하였다. GPS는 널리 알려진 바와 같이 세계 어디서나 운용 시간에 관계없이 항상 일정한 정확도의 항법정보를 제공하기 때문에 관성항법장치의 비관성보조센서로 널리 사용된다. 그러나 위치 정보의 경우 항상 일정한 정확도는 유지되나 위치정보의 잡음정도가 수 미터에서 수십 미터까지 비교적 크기 때문에 위치정보만을 이용하여 관성항법장치의 오차를 칼만필터를 이용하여 추정하는 경우 위치오차 이외의 추정치는 추정성능이 비교적 좋지 않다.

관성항법장치의 수직축 자세 즉 진북 방향과 관성항법장치의 장착축과의 각은 항법 좌표계에서 관성항법장치에서 측정되는 수평축 속도를 이용하여 식 (1)과 같이 유도된다.

$$\tan(\bar{H}) = \frac{\bar{V}_E}{\bar{V}_N} \tag{1}$$

식 (1)에서 \bar{H} , \bar{V}_E , \bar{V}_N 는 오차가 포함된 방위각, E축 속도, N축 속도를 의미한다. 식 (1)에서 관성항법장치에서 측정되는 속도성분을 섭동기법에 의해 정리하면 다음과 같다.

$$\frac{\bar{H}}{\bar{V}_E} = \frac{H + \delta H}{V_E + \delta V_E} \tag{2}$$

$$\frac{\bar{V}_N}{\bar{V}_N} = \frac{V_N + \delta V_N}{V_N + \delta V_N}$$

식 (2)에서 δH , δV_E , δV_N 은 각 변수의 오차를 나타내며 H , V_E , V_N 은 각 변수의 참 값을 나타낸다. 식 (2)의 관계식을 식 (1)에 대입하여 정리하면 식 (3)과 같다.

$$\tan(H + \delta H) = \frac{\tan H + \tan \delta H}{1 - \tan H \tan \delta H} = \frac{V_E + \delta V_E}{V_N + \delta V_N} \tag{3}$$

식 (3)을 방위각 오차에 대하여 정리하면 식 (4)와 같다.

$$\tan \delta H = \frac{V_N \delta V_E - V_E \delta V_N}{V_N^2 + V_E^2 + V_N \delta V_N + V_E \delta V_E} \tag{4}$$

식 (4)에 식 (2)를 대입하여 오차가 포함된 항으로 식을 정리하면 식 (5)와 같다.

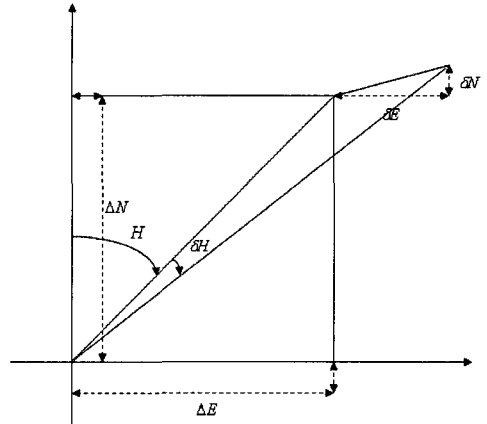
$$\tan\delta H = \frac{\overline{V_N}\delta V_E - \overline{V_E}\delta V_N}{V_N^2 + V_E^2 - \overline{V_N}\delta V_N - \overline{V_E}\delta V_E} \quad (5)$$

식 (5)에서 방위각 오차를 계산하기 위해 사용되는 속도 및 속도오차를 GPS에서 출력되는 항법정보를 이용하여 계산할 경우 GPS 항법정보의 특성상 위치 오차는 항상 일정 범위내에 존재하지만 순간적으로 측정되는 속도의 경우에는 여러 요인에 의해 크게 변하기 때문에 식 (5)를 이용하여 방위각 오차를 계산하여 사용하기에는 부적절하다. 이러한 경우에 이동거리를 이용하여 방위각 오차를 보상하는 방법을 사용한다. 이 방법은 항법 오차를 유발시키는 주요 오차가 방위각 오차라 가정하여 이동거리와 이동거리 오차를 이용하여 방위각 오차를 계산하는 방법이다. 이를 그림으로 나타내면 그림 1과 같다.

그림 1에서 ΔE 는 e축 방향의 이동거리, ΔN 는 n축 방향의 이동거리, δE 는 e축 방향의 이동거리 오차, δN 는 n축 방향의 이동거리 오차이다. 그림 1에서 이동거리는 속도를 적분하여 계산하거나 항법장치의 초기정렬 위치정보와 항체의 실시간 위치 정보를 이용하여 계산하며 이동거리 오차는 기준 항법장치에서 측정된 위치와 관성항법장치에서 계산된 위치를 이용하여 계산된다. 그림 1에서 방위각이 영인 경우의 방위각 오차는 $\tan\delta H = \frac{\delta E}{\Delta N}$ 와 같이 계산된다. 그러나 방위각이 H 인 경우에 대한 방위각 오차를 계산하기 위해서는 방위각이 영인 경우의 이동거리 및 이동거리 오차에 대한 좌표변환을 식 (6), (7)과 같이 수행하여 이동거리 및 이동거리오차를 새로이 계산하여 방위각 오차를 계산하여야 한다. 식 (6), (7)을 이용하여 방위각 오차를 계산하면 식 (8)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta E \\ \Delta N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos H & -\sin H \\ \sin H & \cos H \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta E \\ \Delta N \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \delta E \\ \delta N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos H & -\sin H \\ \sin H & \cos H \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta E \\ \delta N \end{bmatrix} \quad (7)$$



[그림 1] 방위각 계산

$$\begin{aligned} \tan\delta H &= \frac{\delta E}{\Delta N} = \frac{\delta E \cos H - \delta N \sin H}{\Delta E \sin H + \Delta N \cos H} \\ &= \frac{\Delta N \delta E - \Delta E \delta N}{\Delta N^2 + \Delta E^2} \end{aligned} \quad (8)$$

식 (8)의 정확도를 개략적으로 계산하면 다음과 같다. 정북 방향으로 비행하는 비행체를 가정하여 비행체가 약 8~10km 비행시 1~2m의 오차를 갖는 위치 정보가 사용가능한 경우에는 0.4~0.9arcmin의 정확도로 방위각 오차의 계산이 가능하다.

식 (5), (8)의 유도과정에서 나타난 속도 및 거리오차는 방위각 오차에 의해서 순수하게 벗어나는 속도 및 거리오차로 관성항법장치 고유의 운동방정식에서 발생하는 오차가 속도 및 거리오차에 포함되지는 안된다. 관성항법장치의 오차는 일반적으로 알려진 바와 같이 수평축의 경우 슬러 주기를 가지고 서서히 증가하는 모양을 가진다. 이러한 오차 전파 특성은 관성항법장치의 고유 특성으로 순수하게 방위각 오차에 의해서 유발되는 항파는 구분되는 오차 특성이다. 이러한 특성을 수식으로 유도하면 다음과 같다. 먼저 관성항법장치의 속도 및 자세 오차 방정식을 유도하면 식 (9), (10)과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\delta v}^n &= f^n \times \epsilon + C_b^n \delta f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n \\ &\quad - (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times v^n - \delta g^n \end{aligned} \quad (9)$$

$$\dot{\epsilon} = -\omega_{in}^n \times \epsilon - \delta\omega_{in}^n + C_b^n \delta w_{ib}^b \quad (10)$$

식 (9)에서 δv^n 는 항법 좌표계에서의 속도 오차, f^n 는 동체 좌표계에서 측정된 선형 가속도 f^b 를 항법 좌표계로 변환한 가속도, ϵ 는 계산 좌표계와 항법 좌표계 사이의 미소 비틀림 각으로 정의된 자세 오차, C_b^n 는 동체 좌표계에서 항법 좌표계로의 좌표변환 행렬, δf^b 는 측정 가속도계 오차, ω_{ie}^n 는 항법 좌표계에서 표현된 지구 고정 좌표계의 관성 좌표계에 대한 각속도, ω_{en}^n 는 항법 좌표계에서 표현된 항법 좌표계의 관성 좌표계에 대한 각속도, δg^n 는 항법 좌표계에서의 중력 오차를 나타내며, 식 (10)에서 ω_{in}^n 는 항법 좌표계에서 표현된 관성 좌표계에 대한 항법 좌표계의 각속도, $\delta \omega_{ib}^b$ 는 자이로 측정 오차를 나타낸다.

식 (9), (10)에서 δf^b , $\delta \omega_{ib}^b$ 에 바이어스와 척도계수 오차가 존재한다고 가정하여 이를 수식으로 나타내면 식 (11)과 같다.

$$\begin{aligned} \delta f^b &= B^a + S^a \times f^b \\ \delta \omega_{ib}^b &= B^g + S^g \times \omega_{ib}^b \end{aligned} \tag{11}$$

식 (11)에서 B^a , B^g 는 각각 가속도계와 자이로 바이어스, S^a , S^g 는 각각 가속도계와 자이로 스케일 factor 오차를 나타낸다.

식 (9), (10)의 속도 및 자세 오차 방정식에서 항법 초기에 관성항법장치의 오차 전파 특성에 크게 영향을 미치지 않는 중력 및 코리올리스 오차항을 제거하고 수직 방향의 가속도 입력이 중력가속도에 비하여 매우 작다고 가정하여 관성항법장치의 오차 방정식을 간략화하여 유도하면 식 (12), (13)과 같다^[4].

$$\delta \dot{V}_E = -g \epsilon_N + \delta f_E \tag{12}$$

$$\delta \dot{V}_N = g \epsilon_E + \delta f_N$$

$$\begin{aligned} \dot{\epsilon}_E &= -\frac{\delta V_E}{R} + \delta \omega_E \\ \dot{\epsilon}_N &= \frac{\delta V_N}{R} + \delta \omega_N \end{aligned} \tag{13}$$

식 (12), (13)는 식 (11)의 관성센서 오차 성분은 해석의 간략화를 위하여 좌표변환행렬이 상수이고 항

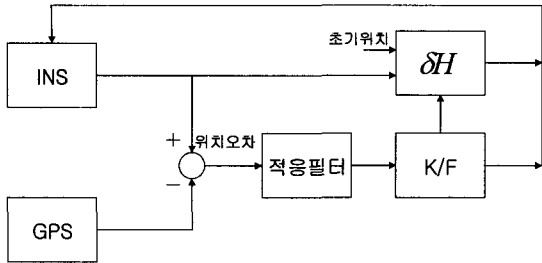
법좌표계에서의 오차 성분이 랜덤상수의 특성을 가지는 것으로 가정하여 표현한 식이다. 식 (12), (13) 수식을 라플라스 변환을 이용하여 속도오차를 계산하면 식 (14)과 같다.

$$\begin{aligned} \delta V_E &= -\epsilon_N(0)R\omega \sin\omega t + \delta V_E(0)\cos\omega t \\ &\quad - \delta \omega_N R(1 - \cos\omega t) + \delta f_E \frac{\sin\omega t}{\omega} \end{aligned} \tag{14}$$

$$\begin{aligned} \delta V_N &= \epsilon_E(0)R\omega \sin\omega t + \delta V_N(0)\cos\omega t \\ &\quad + \delta \omega_E R(1 - \cos\omega t) + \delta f_N \frac{\sin\omega t}{\omega} \end{aligned}$$

식 (14)에서 ω 는 약 84분의 슬러주기이며 이는 지구반경과 중력가속도에 의해 $\sqrt{\frac{g}{R}}$ 와 같이 계산된다. 식 (14)에서 나타난 바와 같이 관성센서의 바이어스 오차 성분 및 초기 항법오차에 의해 유발되는 관성항법장치의 속도오차는 관성항법장치에 가해지는 가속운동에 관계없이 슬러 주기를 가지고 서서히 증가하며 이를 적분한 값인 위치 오차 또한 슬러 주기를 가지고 증가하는 것으로 나타났다. 그러므로 식 (5), (8)를 이용하여 방위각 오차를 계산하기 위해서는 식 (14)의 슬러 주기를 가지는 항법 오차성분을 보상한 값으로 방위각 오차를 계산하여야 한다. 그러나 식 (14)을 계산하기 위해서는 관성센서의 오차성분을 추정하여 사용하여야 한다. 본 논문에서는 이러한 오차성분을 칼만필터의 상태변수로 선정하여 보상하는 방법을 사용한다. 식 (8)을 이용하여 관성항법장치의 운항 중 정렬 알고리즘의 블록 선도를 그리면 그림 2와 같다. 그림 2에서 운항 중 정렬에 사용되는 칼만필터는 위치(2), 속도(2), 자세(2), 가속도계 바이어스 오차(2), 자이로 바이어스 오차(2) 등을 포함하여 10차로 선정하였다. 칼만필터의 설계에 대한 자세한 내용은 이에 관련된 많은 참고문헌이 있기 때문에 본 논문에서는 생략한다^[4-6].

그림 2에서 나타난바와 같이, 본 논문에서 제시한 운항 중 정렬 알고리즘에 대해 기술하면 다음과 같다. 순간적으로 수에서 수십 미터의 위치 오차를 갖는 GPS의 위치 정보를 스무싱(smoothing)하는 적응 필터를 통과한 위치오차 측정치를 이용하여 칼만필터에서 추정된 수평측 자세 및 관성센서의 바이어스 오



[그림 2] 운항 중 정렬 블록선도

차 성분을 관성항법장치에 실시간 보상하여 슬러 오차 성분을 제거하면 관성항법장치는 순수하게 방위각 오차에 의해서만 유발되는 오차성분만이 남는다. 식 (8)을 이용하여 방위각 오차를 계산하기 위해 사용되는 이동거리는 실시간으로 계산되며 이동거리 오차는 칼만필터에 의해서 추정되어 방위각 오차가 계산된다. 기존의 칼만필터를 이용한 운항중 정렬 방법의 경우 연속적으로 방위각의 추정 및 보상이 이루어지나 본 논문에서 제시한 방법은 항체의 이동거리에 대비하여 충분한 정확도의 이동거리 오차가 추정가능할 때 한번의 계산을 통하여 방위각 오차가 보상된다. 이러한 방법을 통하여 기존의 운항중 정렬방법에서 방위각 오차의 추정을 위한 가관측성 확보 문제에 관계없이 방위각 오차의 추정이 가능한 장점이 있으며, 항체의 속도가 빠르고 충분한 이동거리 오차를 확보할 수 있는 경우에는 방위각 오차의 계산이 빠른 시간내에 이루어 질 수 있는 장점이 있다.

3. 시뮬레이션 결과

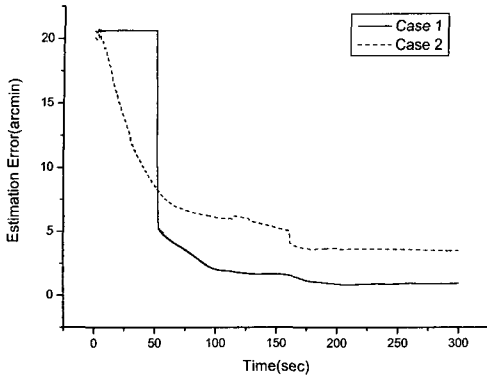
본 논문에서 제시한 운항중 정렬 알고리즘의 성능을 검증하기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에 사용된 관성항법장치의 규격은 1NM/Hr급 성능의 관성항법장치를 가정하였다. 시뮬레이션에 사용된 관성항법장치의 오차 규격은 표 1과 같다. 사용된 궤적은 초기에 수직 초간의 가속구간 후 약 마하 0.7의 속도로 남쪽 방향으로 운항하는 항체를 가정하여 시뮬레이션을 수행하였다. 본 논문에서 제시한 알고리즘의 성능을 비교하기 위하여 기존의 칼만필터를 이용한 운항중 정렬 알고리즘도 동일한 조건에서 시

[표 1] 관성항법장치 오차규격

센서 종류	오차 종류	오차 규격	단위
자이로	바이어스	0.01	deg/hr
	척도계수	100	ppm
	비정렬	5	arcsec
	랜덤워크	0.005	deg/sqrt(hr)
가속도계	바이어스	100	ug
	척도계수	100	ppm
	비정렬	5	arcsec

뮬레이션을 수행하였다. 본 논문에서 제시한 알고리즘의 경우 GPS 위치오차 규격(17m(1σ))을 고려하여 방위각 오차의 추정을 이동거리가 10km이상 되는 시점부터 수행하였다. 관성항법장치의 초기정렬 오차는 수평축의 경우 충분한 정렬이 이루어졌다고 가정하였기 때문에 가속도계 오차규격에 맞추어 정렬 오차가 유발되며 수직축의 경우에는 외부에서 방위각을 입력한다고 가정하여 초기에 20arcmin의 자세 오차가 존재한다고 가정하였다. 본 논문에서 제시한 알고리즘에 대한 방위각 오차 추정성능에 대한 시뮬레이션 결과를 그림으로 나타내면 그림 3과 같다. 그림 3에서 [경우 1]이 본 논문에서 제시한 방법이고 [경우 2]는 칼만 필터만을 이용한 기존 방법에 대한 방위각 오차에 대한 시뮬레이션 결과이다.

그림 3에서 나타난 바와 같이 본 논문에서 제시한 운항중 정렬 알고리즘의 성능이 기존 방법과 비교하여 방위각 오차의 추정성능이 우수한 것으로 나타났다. 본 논문에서 제시한 알고리즘은 목표 지점을 향하여 이동하는 항체의 직선 비행이나 곡선 비행시 이동거리가 10km 지점부터 방위각 오차의 추정을 시작하여 시작시점에서의 방위각 오차 추정성능이 GPS의 위치오차 성능(17m(1σ))에 의하여 약 5arcmin ($\frac{17}{10km}$ rad)의 방위각 추정오차가 발생하는 것으로 나타났으나 시간이 경과하여 이동거리가 증가함에 따라 방위각 오차의 추정성능이 향상되는 것으로 나타났다. 그러나 시간이 경과하여 이동거리가 증가하면 이론적으로는 방위각 오차가 영으로 근접하여야 할 것으로 사료되나 시간이 경과함에 따라 식 (14)의 슬러주기를 가지는 오차 성분 또한 증가하여 방위각 오



[그림 3] 방위각 오차에 대한 시뮬레이션 결과

차의 추정성능에 영향을 미치기 때문에 약 1arcmin 정도의 추정성능이 보장되는 것으로 나타났다. 이에 반하여 기존의 운항중 정렬 방법은 칼만필터의 추정성능이 초기 가속구간에서 추정되기 시작하여 일정한 값으로 수렴하는 것으로 나타났다. 칼만필터에 의해 추정되는 방위각 오차는 항체가 북쪽방향으로 비행하는 경우 e축 자이로 바이어스 성분에 의해 영향을 받는다. 그러므로 e축 자이로 바이어스가 칼만필터에 의해 추정되지 않는 경우에는 방위각 오차의 추정성능이 e축 자이로 바이어스에 의해 유발되는 초기 방위각 오차(3arcmin) 이하로는 추정되지 않는다. 이러한 이유로 인하여 기존의 운항중 정렬에서는 방위각 오차의 추정성능을 높이기 위한 다양한 비행궤적을 이용하기도 하였다. 본 논문에서 제시한 운항중 정렬 기법은 이러한 문제에 관계없이 이동거리에 대한 정확한 이동거리 오차가 확보되는 경우에는 그림 3의 시뮬레이션 결과 보다 빠른 시간내에 원하는 정밀도의 방위각 오차 추정이 가능할 것으로 사료된다.

4. 결론

본 논문에서는 관성항법장치의 운항중 정렬시 방위각 오차 추정 성능 개선을 위해 항체의 이동거리 정보를 이용하여 방위각 오차를 추정하는 새로운 알고리즘을 제시하고 이에 대한 성능을 검증하기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다.

본 논문에서 제시한 운항중 정렬기법은 기존 칼만

필터를 이용하여 수평축 운항중 정렬을 수행하고 방위각 오차는 칼만필터에서 추정된 이동거리와 이동거리 오차를 이용하여 방위각 오차를 추정하여 보상하는 방법이다. 이 방법은 항체의 속도가 빠르고 정확한 이동거리 오차가 유용할 경우에는 빠른 시간내에 방위각 오차의 추정이 가능하며 정확도 또한 매우 높다. 또한 기존 방법이 방위각 오차의 추정을 위해 칼만필터의 가관측성을 높이기 위한 다양한 비행 궤적을 필요로 하지만, 본 논문에서 제시한 방법은 칼만필터의 가관측성에 관계없이 방위각 오차의 추정이 가능하다는 것을 확인할 수 있었다.

본 논문에서 제시한 운항중 정렬 방법은 빠른 속도로 목표지점을 향하여 운항하는 유도무기 혹은 항공기 등의 방위각 오차 추정에 효과적으로 사용될 수 있을 것으로 사료되며 추후에 본 알고리즘에 대한 적용 가능성을 확인하기 위하여 항공기를 이용한 성능평가 시험을 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

- [1] Itzhack Y. Bar-Itzhack, "Minimal Order Time Sharing Filters for INS In-Flight Alignment", Journal of Guidance, 1982, Vol. 5, No. 4, pp. 396~402.
- [2] Itzhack Y. Bar-Itzhack, Porat, B. "Azimuth Observability Enhancement During Ins in-Flight Alignment", TAE-362;N80-32360. DEC, 1980.
- [3] M. B. Pszczel, D. Bucco, "Review of techniques for in-flight transfer alignment", Commonwealth of Australia, June 1992.
- [4] Oleg S. Salychev, "Inertial Systems in Navigation and Geophysics", Bauman MSTU Press, Moscow, 1998.
- [5] D. H. Titterton, J. L. Weston, "Strapdown inertial navigation technology", Peter Peregrinus Ltd.
- [6] G. M. Siouris, Aerospace Avionics Systems, A Modern Synthesis, Academic Press, 1993.