

IMM 기법을 이용한 기압고도계 오차 식별 필터

황익호, 나원상

국방과학연구소 제3체계개발본부 1부 3팀

Interacting Multiple Model Baro-Error Identification Filter

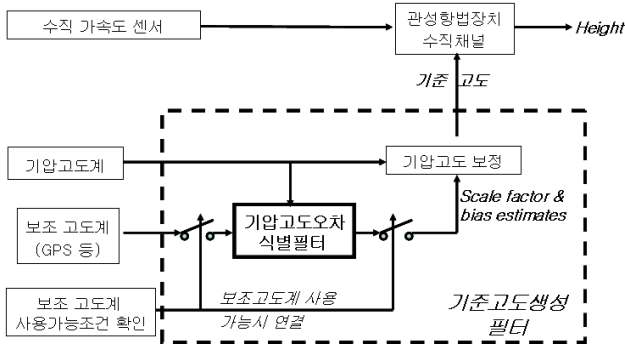
Ick-Ho Whang, Won-Sang Ra

Agency for Defense Development, 3-1-3(Guidance and Control Technology) Team

Abstract - Barometers can provide height information steady but its accuracy becomes poor as the air data varies due to the vehicles's moving or time's elapsing. In order to keep the accuracy in spite of the air data changes, we propose a filter for the identification of baro-errors. The baro-errors mainly consist of bias and scale factor errors which gradually varies as the air data varies. With GPS height measurements, the scale factor and bias estimator is designed by applying the interacting multiple model (IMM) filtering technique to the baro-error random walk model. The resultant estimates are used to compensate current baro-measurement to supply accurate measurements steadily.

1. 서 론

저고도에서 임무를 수행하는 무인비행체의 유도조종을 위해서는 정확한 고도 지속적인 고도정보를 공급하는 것이 매우 중요하다. 이러한 목적을 위하여 수직가속도와 기압고도정보를 complementary 필터 구조로 결합한 보조 관성항법 시스템이 일반적으로 이용되어 왔다. 그러나 기압고도계는 비행중 측정된 대기의 정압을 표준대기모델에서의 고도와 압력과의 관계에 대입하여 비행고도를 추정하므로, 고도계를 초기화한 대기자료와 현재 비행중인 대기의 특성이 상이할 경우에는 상당한 오차를 유발한다. 특히 비행체가 원거리를 이동한다거나, 대기의 특성이 매우 상이한 구간으로 이동한 경우에는 큰 기압고도오차를 피할 수 없다. 이를 해결하기 위하여 GPS, 전파고도계 등의 보조 고도계를 이용하여 보조 관성항법 시스템을 구성하기도 하지만, 비행체의 자세, Jamming, 주변 지형지물의 방해 등의 원인이 있는 경우에는 이러한 보조 고도센서를 이용하지 못하는 구간이 발생할 수 있다. 이러한 문제점을 극복하고 지속적이고 정확한 고도정보를 획득하기 위하여 그림 1과 같이 기준고도 생성필터를 구성하여 고도추정시스템을 운용할 수 있다.



<그림 1> 기준고도생성필터를 이용한 고도 측정 시스템

기준고도생성필터는 기압고도계와 보조고도계의 정보를 적절히 조합하여 관성항법장치 수직채널에 인가할 기준고도를 제공하는 필터로서, 정확한 기준고도를 비행체의 환경 또는 자세 조건에 관계없이 지속적으로 제공할 수 있도록 설계되어야 한다. 본 연구에서는 보조고도계 측정치를 이용하여 현재 대기상태에 대한 기압고도계의 환산계수오차(scale factor error) 및 편향오차(bias error)를 추정하고 이를 보상하는 방식을 고려하였다. 이와 같이 구성하면, 보조고도계 정보가 인가되는 구간에서는 기압고도계의 환산계수오차와 편향오차를 추정하여 보상하고, 보조고도계 정보가 없는 구간에서는 가장 최근에 추정된 기압고도계 환산계수오차와 편향오차를 이용하여 기압고도계를 보상할 수 있으므로, 간헐적으로 발생하는 보조고도계의 이용불가영역에서도 양호한 성능으로 보정

된 기준고도를 지속적으로 제공할 수 있다.

기존의 연구결과[1,4]에 의하면 기압고도계의 오차는 주로 환산계수오차와 편향오차로 구성되었음이 보고되었으며, 특히 환산계수오차는 기압고도계의 온도 초기 설정치와 현재 비행중인 대기와의 온도차에 의하여 발생하며, 편향오차는 기압의 초기 설정치와 현재기압의 차이로 인하여 발생함이 알려져 있다. 대기의 온도와 압력분포는 시간이나 공간의 변동에 따라 연속적으로 변화하는 자연현상이므로, random walk 모델을 이용하여 기압고도계의 오차모델을 선정할 수 있다[4].

한편, 기압고도와 보조고도계의 추정치의 차이는 주로 '기압고도계 편향오차'와 '실제고도×기압고도계 환산계수오차'의 합이 주된 성분이 될 것이다. 그러나 실제고도를 알 수 없으므로 이 실제고도 대신에 보조고도계 추정치를 대입하여 환산계수오차 및 편향오차의 추정치로 사용하면 이 추정치는 통계적 불확실성이 포함된 선형추정식이 되고, 따라서 기존의 칼만필터를 그대로 적용할 수 없다. 따라서 본 연구에서는 이 문제를 다중가설검증필터의 관점에서 이해하고 상호간섭다중모델(IMM) 필터를 이용하여 기압고도계 오차식별필터를 설계하였다. 또한, 비행중에 온도도 측정 가능하므로 이를 환산계수오차로 환산하여 추정치로 고려하였다. 이와 같이 설계된 필터는 시뮬레이션을 통하여 그 성능을 검토하였다.

2. 기압고도계 오차식별필터 설계

2.1 기압고도계 오차모델

일반적으로 기압고도계의 고도 환산은 표준적인 대기 방정식의 해로부터 얻어진 다음과 같은 기압과 고도의 관계식을 이용하여 수행된다 [2].

$$H_p = H_0 + \frac{T_0}{\Gamma} \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{-\frac{\Gamma}{g}} - 1 \right] \quad (1)$$

여기서, H_p 는 현재 비행중인 고도(기압고도), Γ 는 기온감율, R 은 기체상수, g 는 중력상수, H_0 , T_0 , P_0 는 기압고도계를 초기화한 지점에서의 고도, 온도, 압력이다. Γ , R , g 를 표준대기 및 표준지구모델의 값으로 적용한다고 가정하면, 기압고도계는 H_0 , T_0 , P_0 의 세 가지 값을 적절히 지정함으로써 초기화된다. 이 값들은 비행체를 처음 발사하는 지점에서의 값을 추정하여 설정할 수 있다. 이렇게 초기화된 기압고도계를 장착한 비행체가 비행을 시작하여 시간과 공간의 경과가 진행되면 현재 비행하는 대기의 고도 H_0 에서의 온도와 압력은 초기에 설정된 값과 차이를 가질 것이다. 이 값을 각각 $H_0 + \Delta T$, $P_0 + \Delta P$ 라 하고, 이 경우에 기압고도계가 측정하는 고도를 $H_p + \Delta H$ 라 하자. 이제 식(1)을 $T_0 + \Delta T$, $P_0 + \Delta P$ 를 이용하여 섭동(perturbation)시키고 1차 항까지만을 고려하면 다음과 같은 기압고도계 오차 관계식을 얻을 수 있다.

$$\Delta H \approx a(H_p - H_0) + b \quad (2)$$

여기서 기압고도계 오차 ΔH 의 주 성분인 편향오차 b 와 환산계수오차 a 는 다음과 같다.

$$a = \frac{\Delta T}{T}, \quad b = \frac{RT_0}{g} \left(\frac{\Delta P}{P_0} \right) \quad (3)$$

식(3)에서 볼 수 있듯이 환산계수오차는 온도변화량 ΔT 에 의존하는 것을 알 수 있으며, 편향오차는 주로 압력변화량 ΔP 에 의하여 결정된다. 따라, 비행 중에 온도를 측정할 수 있다면 이를 이용하여 해당 ΔT 를 환산하고 식(3)의 결과를 적용하여 환산계수오차 추정치를 만들 수 있다. 또한 대기의 온도와 압력의 분포는 시간과 공간의 변화에 따라 서서히 변화하므로 다음과 같이 random walk을 이용한 모델을 설정할 수 있다.

$$a_{k+1} = a_k + w_k^a \quad (4)$$

$$b_{k+1} = b_k + w_k^b \quad (5)$$

여기서 a_k 와 b_k 는 각각 시간 k 에서의 환산계수오차와 편향오차의 크기이며, u_k^a 와 w_k^b 는 영평균 백색잡음으로서 그 공분산 Q_k^a 와 Q_k^b 는 다음과 같이 이동거리 Δx_k 및 경과시간 Δt_k 의 함수로 모델링한다[4].

$$Q_k^a = Q_k^a \Delta x_k + Q_k^a \Delta t_k \quad (6)$$

$$Q_k^b = Q_k^b \Delta x_k + Q_k^b \Delta t_k \quad (7)$$

2.2 기압고도계 오차 식별 필터

전술하였듯이 기압고도계오차는 편향오차와 환산계수오차로 나타낼 수 있으므로 시간 및 공간이동에 따라 변화하는 이들 두 가지 오차를 효과적으로 추정해내는 필터 알고리즘이 요구된다. 그림 1에서 설명하였듯이 이 두 가지 요소는 보조고도계 측정치를 이용하여 추정하게 된다. 시간 k 에서 인가된 기압고도계 측정치를 h_k^{Baro} 라 하면 다음과 같은 선형 측정방정식을 얻을 수 있다.

$$h_k^{Baro} = (1+a_k)h_k + b_k + v_k^{Baro} \quad (8)$$

여기서 v_k^{Baro} 는 영평균 백색 정규 잡음으로서 그 공분산은 R_k^{Baro} 이다. 그러나 실제 고도 h_k 를 알 수 없으므로 실제로 식(8)을 측정방정식으로 직접 이용할 수는 없다. 따라서 보조고도계 측정치 h_k^{aux} 가 식(9)와 같이 선형측정방정식으로 측정된다고 가정하고, 식(10)을 편향오차와 환산계수오차를 위한 측정방정식으로 설정한다.

$$h_k^{aux} = h_k + a_k^{aux} \quad (9)$$

$$z_k = h_k^{Baro} - h_k^{aux} = a_k h_k^{aux} + b_k + v_k \quad (10)$$

여기서 v_k^{aux} 는 영평균 백색 정규 잡음으로서 그 공분산은 R_k^{aux} 이며, v_k 는 $v_k = v_k^{Baro} - (a_k + 1)v_k^{aux}$ 이므로 영평균 백색 정규 잡음이고 그 공분산은 $R_k^{Baro} + (1+a_k)^2 R_k^{ref}$ 이다. 한편, 2.1절에서 언급하였듯이 비행중 측정된 온도정보는 환산계수오차 측정치로 환산할 수 있으므로 다음과 같이 환산계수 측정치 λ_k 가 이용 가능하다고 설정한다.

$$\lambda_k = a_k + v_k^\lambda \quad (11)$$

여기서 v_k^λ 는 영평균 백색 정규 잡음이며, 그 공분산은 R_k^λ 이다.

식 (10)과 (11)은 기압고도계 오차식별을 위한 측정치로 이용될 수 있다. 그러나 여기서 유의할 점은 식(10)의 측정행렬에 해당하는 h_k^{aux} 는 확률변수이므로 측정행렬에 불확실성이 포함되지 않는 칼만필터 등의 일반적인 추정기법을 적용하기에는 어려움이 있다는 것이다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 환산계수오차를 양자화(quantization)하고 가설로 만들으로써 이를 필터링할 수 있는 기법을 유도한다. 이제 환산계수 오차 a_k 가 매시간 $A = \{a^{(i)}, i=1, \dots, m\}$ 중의 한 가지 값을 가진다고 가정하면, 가능한 환산계수오차의 모든 변화는 $\eta^k = \{a_1, a_2, \dots, a_k; a_j \in A\}$ 로 표현되는 가설로서 표현할 수 있으며, 따라서 이 경우의 필터링 문제는 이러한 가설의 신뢰도를 검증하는 가설검증문제로 귀결된다[1,3]. 시간 k 에서의 가설은 이전시간까지의 가설 η^{k-1} 에 현재시간에서 변화가 가능한 가설 η_k 를 추가함으로써 순환적(recursive)으로 작성되며, 이 경우 η_k 는 집합 A 의 원소중 하나가 된다.

이렇게 구성된 가설은 Bayesian rule을 적용하여 구해지는 다음 식에 의하여 그 신뢰확률이 결정된다.

$$\alpha_{k|k}^{\eta^{(i)}} = \Pr\{\eta^{k-1}, a_k = a^{(i)} | Z^k\} \quad (12)$$

$$= \frac{1}{c} Pr\{z_k | a_k = a^{(i)}, \lambda_k, Z^{k-1}\} Pr\{\lambda_k | a_k = a^{(i)}, Z^{k-1}\} \\ \times Pr\{a_k = a^{(i)} | a_{k-1} = a^{(j)}, Z^{k-1}\} \alpha_{k-1|k-1}^{\eta^{(j)}}$$

여기서 $Z^k = \{z_1, \lambda_1, \dots, z_k, \lambda_k\}$ 이고, $\alpha_{k|k}^{\eta^{(i)}}$ 는 가설 η^k 의 확률이며, 식(12)는 η^k 가 $a_k = a^{(i)}$ 의 가설을 포함하는 경우에 대한 결과이다. 식(12)에서 첫 번째 항은 표 1에 예시한 $a_k = a^{(i)}$ 인 조건에서의 칼만필터로부터 얻어지며, 두 번째와 세 번째 항도 식(11)과 식(4)로부터 다음 식과 같이 유도된다.

$$Pr\{z_k | a_k = a^{(i)}, \lambda_k, Z^{k-1}\} = \mathfrak{N}(r_k^{(i)}; S_k^{(i)}) \quad (13)$$

$$Pr\{\lambda_k | a_k = a^{(i)}, Z^{k-1}\} = \mathfrak{N}(\lambda_k - a^{(i)}; R_k^\lambda) \quad (14)$$

$$Pr\{a_k = a^{(i)} | a_{k-1} = a^{(j)}, Z^{k-1}\} = \mathfrak{N}(a^{(i)} - a^{(j)}; Q_{k-1}^a) \quad (15)$$

여기서 $\mathfrak{N}(x; P)$ 은 정규분포 확률밀도함수를 나타낸다. 이상과 같이 유도된 필터는 가능한 모든 가설을 고려하여 계산하면 최적이나, 시간경과에 따라 가설의 수가 지수적으로 증가하게 되므로 이를 상하간섭다중모 델기법 등의 준최적 기법을 이용하여 구현가능하도록 수정하여야 한다.

3. 시뮬레이션 및 결론

본 장에서는 시뮬레이션을 통하여 2장에서 제시한 필터의 성능을 검토하였다. 시뮬레이션 조건은 참고문헌 [4]와 같으며 환산계수오차 측정치의 공분산 R_k^λ 는 0.01^2 으로 하였다. 그림 2는 시뮬레이션시 나타난

오차들의 분포(평균과 $1-\sigma$ 영역)를 도시한 것으로서 제안된 필터를 이용하여 양호한 성능으로 기압고도계 오차를 추정할 것을 알 수 있다.

[참고 문헌]

- [1] 황익호, 김승환, “모델전이 기법을 이용한 기압고도계의 오차추정”, 대한 전기학회 논문지, 3호, 제 46권, 1997. 3.
- [2] Siouris, G.M., *Aerospace Avionics Systems*, Academic Press, 1993.
- [3] Blackman, S.S., *Multiple Target Tracking with Radar Applications*, Artech House, 1986
- [4] 황익호, 나원상, “Zero-Scan-Back 기준고도생성필터”, 정보 및 제어 심포지움, 대한전자공학회 & 대한전기학회, 2007. 4.

<표 1> $\{a_{k+1} = a^{(i)}\}$ 조건하에서의 칼만필터

System Propagation:

$$P_{k+1|k} = P_{k|k} + Q_k^b$$

$$\hat{b}_{k+1|k} = \hat{b}_{k|k}$$

Measurement Update:

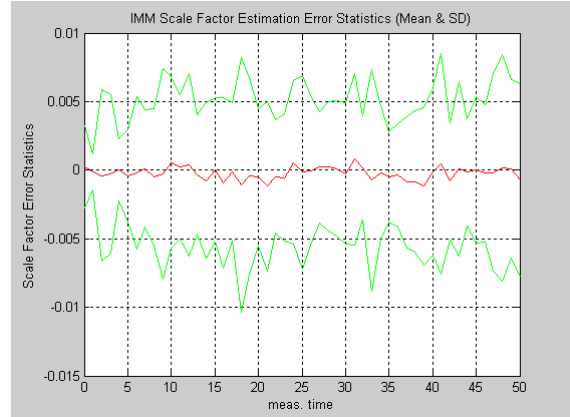
$$P_{k+1|k+1}^{(i)} = (1 - K_{k+1}^{(i)}) P_{k+1|k}$$

$$\hat{b}_{k+1|k+1}^{(i)} = \hat{b}_{k+1|k}^{(i)} + K_{k+1}^{(i)} r_{k+1}^{(i)}$$

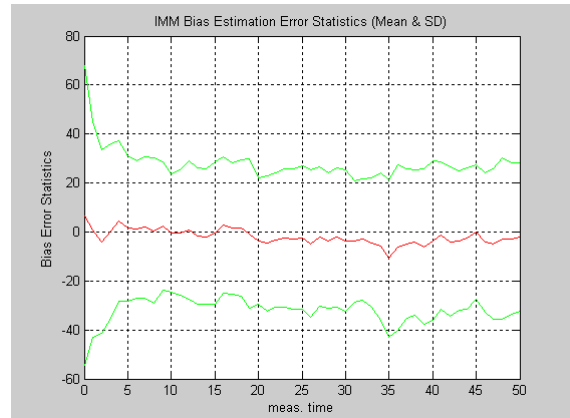
여기서 $K_{k+1}^{(i)} = P_{k+1|k} [S_{k+1}^{(i)}]^{-1}$, $S_{k+1}^{(i)} = P_{k+1|k} + R_k^{(i)}$,

$$R_k^{(i)} = R_k^{Baro} + (1+a^{(i)})^2 R_k^{aux}, r_{k+1}^{(i)} = z_{k+1}^{(i)} - \hat{b}_{k+1|k}^{(i)},$$

$$z_{k+1}^{(i)} = h_{k+1}^{Baro} - (1+a^{(i)})h_{k+1}^{aux}$$



(a) 환산계수 추정오차의 평균(적색)과 $1-\sigma$ 영역(녹색)



(b) 편향오차 추정오차의 평균(적색)과 $1-\sigma$ 영역(녹색)

<그림 2> 오차 추정치의 통계치