# 칼만필터를 이용한 Baro-Inertial 고도루프의 설계 및 성능분석

*김현석[1], 이윤선[2], 제창해[3]

[1]국방과학연구소 (Tel: 042-821-2043 E-mail: hyskim77@add.re.kr )
[2]국방과학연구소 (Tel: 042-821-4460 E-mail: yslee@add.re.kr)
[3]국방과학연구소 (Tel: 042-821-4460 E-mail: chje@add.re.kr)

Abstract: 관성항법장치는 관성항법장치를 구성하는 관성센서인 가속도계 및 자이로의 오차요소에 의해 수평축 항법오차는 슐러주기를 가지고 서서히 증가하는 반면에 수직축 오차는 기하급수적으로 증가하는 특성을 가지고 있다. 그러므로 관성항법장치를 장시간 운용하는 경우에는 비관성 보조센서를 이용하여 관성항법장치의 수직축 항법오차에 대한 보정을 반드시 수행하여야 한다. 관성항법장치의 수직축 항법오차를 보정하기 위한 비관성 보조센서의 일종인 기압고도계는 계측된 대기압과 모델링 된 대기압을 비교하여 항체의 고도를 측정하는 방법을 이용하기 때문에 항체의 자세변화 등에 매우 민감하고 대기압 측정오차에 의해 매우 큰 진폭의 잡음 및 바이어스가 존재한다. 본 논문에서는 시뮬레이션 및 시험을 통하여 기압 고도계의 잡음 및 바이어스 오차 성분에 의한 baro-inertial 고도루프의 성능분석 결과를 제시하고 기압고도계 잡음에 둔감한 INS/기압고도계 칼만필터의 설계 결과를 제시한다.

Keywords: 기압고도계 보정 고도루프, 관성항법 시스템, 칼만필터.

## 1. 서 론

관성항법시스템(Inertial Navigation System-INS)은 자이로와 가속도계로 구성된 관성센서의 측정치를 이용하여 외부의 도움 없이 항체의 자세, 속도, 위치를 계산하는 시스템이다. INS의 자세, 속도, 위치 등의 항법 정보는 INS에 사용된 항법 알고리즘의 구성과 항법컴퓨터의 성능에 의하여 계산주기가 결정되나 일반적으로 100Hz 이상의 빠른 속도로 출력된다. 또한, INS 항법정보의 고주파수 잡음(Noise)은 항법컴퓨터에서 수행되는 가속도계나 자이로 측정치의 적분 연산 구조에 의한 저역특과 특성으로 인하여 감쇄가 되나, 저주파수 잡음인 센서 바이어스 등으로 인해 항법오차가 증폭되는 특성이 있다. 이러한 특성에 의하여 INS의 수평축 출력은 슐러주기를 가지고 증가하며, 수직축은 그림 1에서처럼 시간이 지날수록 오차가 급격하게 증가하게 되어 INS의 성능도 급격하게 낮아지게 된다[1]. 그러므로 관성항법 장치를 장시간 운용하는 경우에는 비관성 보조센서를 이용하여 INS의 수직축 항법오차에 대한 보정을 반드시 수행하여야 한다.

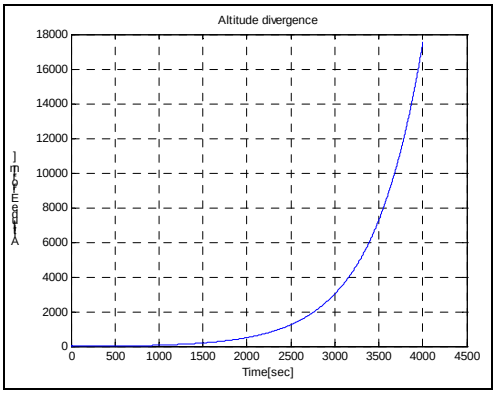


그림 1. 관성항법시스템 고도오차
Fig 1. INS altitude divergence

전통적으로 관성항법시스템의 수직채널은 발산하는 고도를 안정화 시키기 위해서 기압고도계를 사용한 되먹임 구조를 가지는 기압-관성항법 결합 보정 필터를 채택하여 왔다. 기압고도계는 반응시간이 느리고 그 측정값에 임펄스 잡음이 많아 측정값이 안정적이지 않다. 하지만, 그 측정값이 비교적 정확하고 오차가 시간에 따라 누적되지 않는 장점이 있다. 반면에 관성센서는 고도의 변화에는 민감하지만 오차가 누적되어 결국에는 발산한다는 단점이 있다. 이러한 두 센서의 서로 대조되는 특성을 적절히 조화시켜 각각의 장점만을 모아 더 정확한 고도를 얻고자 하는 것이 기압고도계-관성항법 결합 시스템의 목적이다. 기존의 기압-관성항법 결합 시스템은 INS의 수직 방향(고도) 채널이 중력 모델의 오차로 인해 발산하는 것을 방지하기 위해, 기압고도계 측정값과의 오차를 되먹임 하는 2차나 3차의 되먹임 구조로 되어 있다. 즉, 관성항법시스템과 기압고도계의 고도 오차를 되먹임 하여 전체 수직 방향 시스템의 감쇠비를 향상시켜 안정성을 높이는 것이다. 기압-관성항법 결합 시스템의 되먹임 구조에서 이득 값은 상수이거나 시간에 따라 변하는 값을 가지며, 초기에는 2차 시스템 구조가 개발되었으나, 실제 항공기에는 대부분 성능이 더 나은 3차 시스템의 형태가 구현되어 있는 것으로 알려져 있다. 하지만 되먹임 구조의 보정루프는 제한된 되먹임 이득을 가지기 때문에 항체의 빠른 기동을 정확히 추정하지 못하는 경우가 발생할 수 있으며, 80년대 이후로 Global Positioning System(GPS)가 이용 가능하게 되면서 부터, 고도보정을 위해서 GPS의 활용도가 증가하고 있으며, 이로 인해 GPS와 기압고도 정보를 함께 사용할 수 있는 칼만필터(Kalman Filter: KF)가 수직 채널 안정화 모델로서 부각되기 시작했다.

본 논문에서는 GPS/INS/기압고도계 결합 칼만필터 방식으로 가기 위한 전 단계로서 INS/기압고도계 결합 칼만필터를 제안하고 성능을 평가하기 위하여 수행된 실험 및 분석 결과를 소개한다. 2장에서는 일반적으로 많이 사용되는 3차 기압-관성항법 되먹임 구조를 살펴보고, 되먹임 구조를 가지는 보정루프의 성능과 문제점을 보인다. 3장에서는 기압고도를 측정치로 하고, 기압고도 오차에서 바이어스 오차, 시간지연 오차, 척도오차를 상태변수로 가지는 INS/기압고도계 결합 칼만필터를 설계한다. 4장에서는 시뮬레이션과 실측데이터를 이용한

수직 채널 보정 결과를 제시하여, 일반적인 3차 되먹임 구조의 기압-관성항법 보정루프와 새로 제안한 칼만필터를 이용한 보정결과를 비교한다. 마지막으로 5장에서는 본 논문의 연구 결과를 요약하고 앞으로 더 연구가 필요한 내용을 제시한다.

## 2. 기압-관성항법 결합 되먹임 루프

기압고도계는 반응시간은 느리지만 그 측정값은 비교적 정확하고 오차가 누적되지 않아서 안정적이다. 반면에 관성센서는 고도의 변화에는 민감하지만 오차가 누적되어 결국에는 발산한다는 단점이 있다. 이러한 두 센서의 서로 대조되는 특성을 적절히 조화시켜 각각의 장점만을 모아 더 정확한 고도를 얻고자 하는 것이 기압-관성항법 결합 시스템의 목적이다.

### *2.1 2차 되먹임 구조*

일반적인 2차 되먹임 구조는 그림 2에서 알 수 있는 것처럼 수직방향 가속도 값으로 얻은 관성항법 고도와 기압고도계를 이용한 기압고도를 계산한 다음, 이 두 고도의 오차를 각각 가속도와 속도 성분에 되먹임 하는 방식으로 구성되어 있다[2]. 일반적으로 기압-관성항법 결합 시스템은 2차나 3차의 되먹임 구조를 주로 사용하는데, 2차 되먹임 구조는 3차 되먹임 구조에 비해 계산이 간단하다는 장점이 있으나 가속도계의 바이어스 오차가 그대로 속도의 바이어스 오차에 반영되는 단점이 있다.

그림 2. 2차 기압-관성항법 되먹임 구조
Fig 2. 2nd order Baro-inertial feedback loop

### *2.2 3차 되먹임 구조*

2.1절에서 언급한 2차 구조의 성능을 개선하기 위해 3차 되먹임 구조가 개발되었으며, 3차 되먹임 구조는 그림 3과 같다. 두 센서의 측정값이 최종 고도값에 어떻게 반영되는지는 되먹임 이득에 의해서 결정된다. 그림에서 보듯이 관성센서와 기압 고도계 고도의 오차를 적분하여 되먹임하는 과정이 추가된 형태가 3차 되먹임 구조이며, 3번째 적분기는 가속도계의 바이어스 오차를 보상하는 역할을 하게 된다.

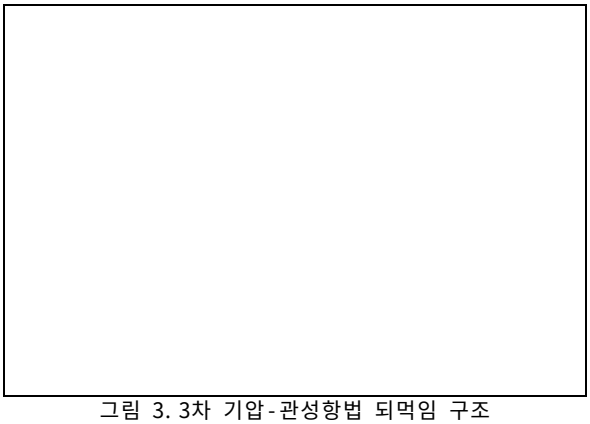

그림 3. 3차 기압-관성항법 되먹임 구조
Fig 3. 3rd order Baro-inertial feedback loop

이러한 되먹임 구조의 수직채널 보정루프는 응답 속도가 느리기 때문에 수직방향의 고기동 시에는 동적 기동환경을 충족할 수 없기 때문에 오차가 커질 수 있다.

## 3. INS/기압고도계 결합 칼만필터

기압고도계는 대기상태, 고도, 온도, 습도 등에 따라서 변화가 크기 때문에 오차를 가지게 되며, 일반적으로 다루고 있는 기압고도계 오차 요소는 기압고도계 척도계수 오차($dSF$)와 바이어스 오차($\delta h_b$)가 있다[3]. 그러나, 기압고도계와 INS사이의 시간지연을 무시할 수 없기 때문에 시간지연 오차($Td$)를 고려하여 칼만필터를 설계한다.

### *3.1 기압고도계 오차 모델 및 오차량 추정*

실제 기압고도($H_B$)에 포함된 각각의 오차모델의 상수량을 DGPS 데이터를 이용해 추정할 수 있다. DGPS 고도($H_G$)를 참값이라 가정하면 기압고도는 아래 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$H_B(t) = (1+dSF)\cdot H_G(t-Td) + B + w \tag{1}$$

이때, $H_G(t-Td)$를 Talyor 급수를 이용해서 1차로 근사화 시키면, 식 (1)은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} H_B(t) &= (1+dSF)\cdot H_G(t-Td) + B + w \\ &= (1+dSF)\cdot (H_G(t) - V_G(t)\cdot Td) + B + w \\ &\cong H_G(t) + H_G(t)\cdot dSF - V_G(t)\cdot Td + B + w \end{aligned} \tag{2}$$

식 (2)로부터 기압고도 오차는 다음 식으로 표현된다.

$$\begin{aligned} dH(t) &= H_B(t) - H_G(t) \\ &= H_G(t)\cdot dSF - V_G(t)\cdot Td + B + w \end{aligned} \tag{3}$$

따라서, 기압고도 오차요소는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} dSF \\ Td \\ B \end{bmatrix} &= pinv([M_G])\cdot[dH] \\ &= \left[[M_G]^T[M_G]\right]^{-1}\cdot[M_G]^T\cdot[dH] \end{aligned} \tag{4}$$

여기서, $pinv([M_G])$=pseudo inverse of matrix[$M_G$],

$$[M_G] = \begin{bmatrix} H_G(1) & -V_G(1) & 1 \\ H_G(2) & -V_G(2) & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ H_G(N) & -V_G(N) & 1 \end{bmatrix},$$

$$[dH] = \begin{bmatrix} H(1) - H_G(1) \\ H(2) - H_G(2) \\ \vdots \\ H(N) - H_G(N) \end{bmatrix}$$

오차량 추정을 위해서 7차에 걸쳐 기압고도와 DGPS 데이타를 획득하였으며, 그 결과를 표1에 제시하였다.

표 1. 7차례 시험 데이터에 대한 각각의 오차 값
Table 1. Error value for the test data

| | 척도계수 오차(%) | 시간 지연 오차(sec) | 바이어스 오차(ft) |
|---|---|---|---|
| 시험1 | -1.2676 | 0.0803 | -10.81 |
| 시험2 | -1.6575 | 0.0286 | -18.80 |
| 시험3 | -0.3539 | -0.0079 | -13.23 |
| 시험4 | -0.6471 | -0.0196 | -11.99 |
| 시험5 | -2.5172 | 0.0009 | -25.63 |
| 시험6 | -1.0882 | 0.0091 | -24.99 |
| 시험7 | -2.3189 | -0.0348 | -27.98 |

### *3.2 칼만필터 오차모델*

본 논문에서는 7개의 오차요소를 가지는 수직채널 오차 모델을 사용하여 칼만필터를 설계한다. INS와 관련된 상태변수는 고도오차($\delta h_i$), 수직속도 오차($\delta v_z$), Z축 가속도계 바이어스 오차($B_z^a$), Z축 가속도계 척도계수 오차($K_s^a$)를 가진다. 기압고도와 관련된 상태 변수는 기압고도계 척도계수 오차(*dSF*), 시간지연 오차(*Td*), 기압고도계 바이어스 오차항($\delta h_b$)을 상태변수로 가지며 칼만필터 상태 방정식은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}\delta\dot{h}_i &= \delta v_z \\ \delta\dot{v}_z &= \left(-\rho_E^2 - \rho_N^2 + \frac{2g}{R_0 + h_i}\right)\delta h_i \\ &\quad + C_{b_{(3,3)}}^n B_z^a + C_{b_{(3,3)}}^n F_z K_z^a + w\end{aligned} \tag{5}$$

여기서, $\rho_E$, $\rho_N$은 transport rate 이고, $g$는 중력, $R_0$는 지구반경, $C_b^n$은 방향 코사인 행렬, $F_z$는 Z축 가속도이다.

칼만필터의 측정 방정식은 식 (6)과 같다.

$$\begin{aligned}z_k &= Hx_k + v_k \\ H &= \begin{bmatrix}1 & 0 & 0 & 0 & -h_i & v_z & -1\end{bmatrix} \\ x_k &= \begin{bmatrix}\delta h_i & \delta v_z & B_z^a & K_z^a & dSF & Td & \delta h_b\end{bmatrix}^T\end{aligned} \tag{6}$$

## 4. 시뮬레이션 및 시험결과

이 절에서는 앞에서 소개한 2가지 방식의 수직채널 보정 기법에 대해서 시뮬레이션 및 실험결과를 통해 그 성능을 검증한다.

### *4.1 시뮬레이션 결과*

시뮬레이션 궤적을 생성하기 위해서 DGPS 데이터와 3.1에서 구한 기압고도계 오차량을 이용하여 3가지 기압고도계 오차 요소가 결합된 고도 데이터를 생성하였고, 관성항법 데이터는 실제 측정한 데이터를 사용하였다. DGPS 데이터는 2Hz 주기로 획득하였으며, 기압고도 데이터는 40Hz 주기로 측정하는 것으로 가정하여 내삽법을 이용하여 DGPS 데이터를 확장하였다. 각각의 결과 데이터를 DGPS를 기준궤적으로 해서 수행한 결과를 각각의 성능 비교를 위해 일부 구간을 확대하여 나타낸 것이 그림 3이고, 오차를 구한 결과는 그림 4에 나타내었다. 3차 되먹임 루프의 오차는 RMS 값으로 11.3m 이고, 칼만 필터 오차는 RMS 값으로 5.7m이다. 시뮬레이션 결과 칼만 필터에 비해서 3차 되먹임 루프의 고도 오차가 편차가 크게 나타남을 알 수 있고, 이것은 2절에서도 언급하였듯이 되먹임 루프의 동적 특성이 나쁘기 때문에 항체의 기동특성을 충족할 수 없기 때문에 생긴 결과이다. 시뮬레이션 결과 칼만필터 오차가 3차 되먹임 루프에 비해서 오차가 절반 정도로 우수한 성능을 보이지만, 실제 기압고도 데이터는 시뮬레이션에 포함되지 않은 다른 오차요소를 가지고 있으며, 특히 기압고도계의 임펄스 잡음은 실제로 수직채널 보정 루프의 성능 저하를 유발 할 수 있다.

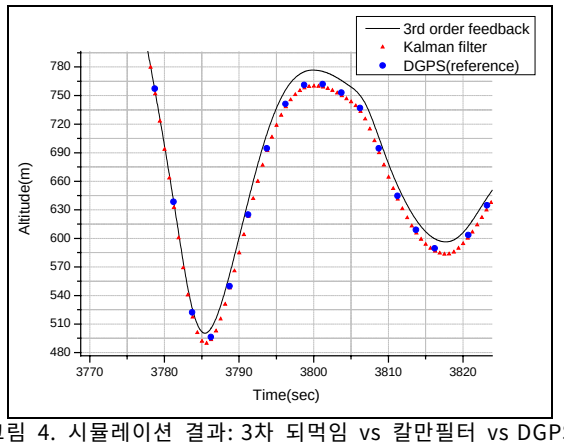

그림 4. 시뮬레이션 결과: 3차 되먹임 vs 칼만필터 vs DGPS
Fig 4. Simulation result: 3rd order feedback vs KF vs DGPS

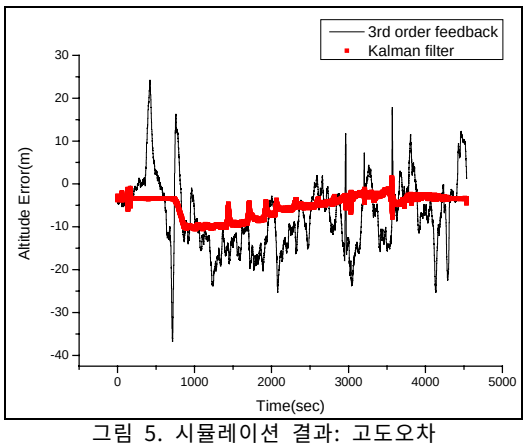

그림 5. 시뮬레이션 결과: 고도오차
Fig 5. Simulation result: Altitude Error

### *4.2 시험결과*

실제 환경에서의 3차 기압-관성항법 되먹임 루프의 성능과 칼만필터를 이용한 기압고도 보정필터의 성능을 알아보기

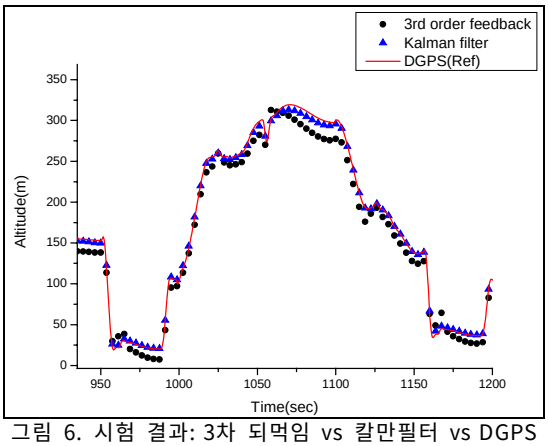

그림 6. 시험 결과: 3차 되먹임 vs 칼만필터 vs DGPS
Fig 6. Test result: 3rd order feedback vs KF vs DGPS

위해서 시험을 수행하였다. 기압고도계 출력은 40Hz로 저장하였고, DGPS 데이터는 2Hz로 간격으로 측정하였다. 3차 되먹임 루프와 칼만필터는 40Hz주기로 동작하도록 설계되었다. 기준 궤적을 생성하기 위해서 내삽법을 이용하여 DGPS 데이터를 40Hz 간격으로 확장하여 각각의 궤적을 비교한 결과를 그림 6에 나타내었다. 그림 6에서 알 수 있는 것은 전체적인 성능은 시뮬레이션과 결과 때와는 달리 2가지 방식이 유사한 성능을 보인다는 것이다. 이것은 시뮬레이션 궤적에서 고려하지 못한 각종 기압고도계 오차가 칼만필터 성능을 저하시킨 결과이다. 하지만, 시뮬레이션 결과와 마찬가지로 3차 되먹임 루프는 순간적인 고도변화를 제대로 추종하지 못하고 있다. 반면에 칼만필터는 DGPS 기준 궤적을 잘 추종하고 있다는 사실도 확인할 수 있다.

그림 7은 DGPS 궤적을 기준궤적으로 하여 되먹임 루프와 칼만필터 보정 결과의 오차 값을 도시한 결과이다. 전체적인 오차경향은 칼만필터와 3차 되먹임 필터가 유사한 경향을 보이며, 3차 되먹임 루프의 오차가 칼만필터에 비해 편차 값이 크다는 것을 확인할 수 있다. 이것은 3차 되먹임 루프가 고도변화에 대한 응답속도가 늦다는 것을 보여주는 결과이다.

전체 오차에 대한 RMS값을 구하면, 3차 되먹임 루프는 25.9m의 오차가 발생하였고 칼만필터는 19.0m의 오차가 발생하였다. 이상의 결과에서 기존의 3차 되먹임 루프에 비해 칼만필터를 이용한 기압-관성항법 보정필터가 우수한 성능을 보이면서 고기동 환경에 적합한 필터임을 확인할 수 있었다.

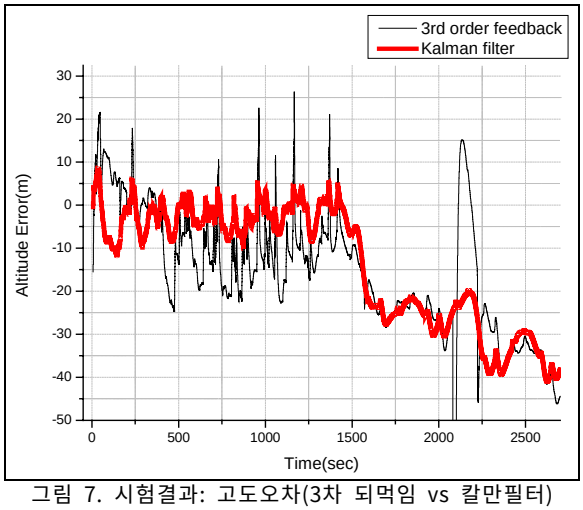


그림 7. 시험결과: 고도오차(3차 되먹임 vs 칼만필터)
Fig 7. Test result: Altitude error(feedback vs Kalman filter)

## 5. 결 론

본 논문에서는 기압-관성항법 고도를 보정하기 위해 새로운 형태의 칼만필터 모델을 제안하고, 이를 구현하여 시뮬레이션과 시험결과를 제시하였다. 칼만필터 오차모델을 설계하기 위해서 기압고도계 데이터를 이용하여 기압고도계의 척도계수 오차, 시간지연 오차, 바이어스 오차량을 정량적으로 추정하였으며, 이를 칼만필터 상태변수에 추가하여 7차의 칼만필터를 설계하였다. 새로운 형태의 칼만필터 성능을 검증하기 위해서 기존의 3차 되먹임 루프와의 성능을 시뮬레이션과 시험을 통해서 비교분석한 결과를 제시 하였다. 시험결과 칼만필터가 3차 되먹임 보정루프에 비해서 고도변화를 빠르게 추정할 뿐만 아니라, 보정 오차도 19.0m로 우수한 성능을 보임을 확인하였다.

그러나, 고 고도에서는 DGPS와 기압고도계 출력간에 바이어스 형태의 오차가 존재하며, 본 논문에서 제안한 고도보정 필터로는 오차를 보상할 수 없다. 이것은 기압고도 만을 측정치로 사용하기 때문에 발생한 현상으로 추정되며, 이를 보완하기 위해서 GPS와의 측정치를 융합하는 형태의 필터를 설계하는 것이 필요할 것으로 사료된다.

## 참고 문헌


1. George M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems: A Modern Synthesis*, Academic Press, 1993, pp. 223-226
2. 김성필, 유창선, Oleg S. Salychev, 김응태, “GPS/INS/기압고도계를 결합한 고도 결정 시스템 개발,” 한국항공우주학회지, Vo.35, No. 6, 2005, pp. 52-53.
3. Te-Chang Li, Roger D. Shaner, “Analysis of Pressure and Blanchard Altitude Errors Computed Using Atmospheric Data Obtained from an F-18 Aircraft Flight,” *Position Location and Navigation Symposium, IEEE*, 2002, pp.344-350.
4. J. Stanley Ausman, “A Kalman Filter Mechanization for the Baro-Inertial Vertical Channel,” *47th Annual Meeting Proceedings “Navigation and Exploration”*, 1991, pp. 153-159.