

論文

GPS/INS/기압고도계를 결합한 고도 결정 시스템 개발

김성필*, 유창선**, Oleg S. Salychev***, 김응태*

Development of Altitude Determination System by Using GPS/INS/Baroaltimeter

Seongpil Kim*, Chang-sun Yoo**, Oleg S. Salychev*** and Eung Tai Kim*

ABSTRACT

This paper introduces an altitude determination algorithm using GPS/INS/Baroaltimeter and evaluates the algorithm by real field tests. The test results show that the proposed method can determine the altitude of an aircraft continuously and sensitively. Therefore, it is appropriate to be used as an altimeter for a flight control system, especially for the automatic take-off and landing. In addition, it is shown that the second and the third baro-inertial vertical channel damping methods are essentially complementary filters while the proposed scheme improves these complementary filters.

초 록

본 논문에서는 GPS/INS/기압고도계를 결합한 고도 항법 알고리즘과 이를 구현한 실험 결과를 소개한다. 실험 결과의 분석을 통해 제안된 알고리즘이 무인항공기 비행제어 시스템에 적합한, 연속적이며 고도 변화에 민감한 고도 정보를 제공할 수 있음을 확인한다. 그리고 기존의 INS/기압고도계를 결합한 고도 항법 시스템의 경우 2차, 3차 구조 모두 본질적으로 상보 필터(complementary filter)의 형태를 가지기 때문에 기압고도계의 오차를 보상할 수 없는데, 제안된 알고리즘은 이러한 단점을 개선하는 구조로 구성되어 있음을 보인다.

Key Words : Altitude determination(고도 결정), Baro-Inertial damping, GPS(위성측위시스템), INS(관성항법시스템), Baroaltimeter(기압고도계), Vertical channel damping, Complementary filter(상보 필터)

1. 서 론

무인항공기의 자동 이착륙은 항공기의 임무 범위를 넓히고 그 활용도를 높이는 데 있어 매우 중요한 요소이다. 이러한 자동 이착륙을 실현하기 위해서는 무엇보다도 현재의 고도를 정밀하게

측정하는 것이 선행되어야 할 것이다. 더구나 무인항공기는 그 임무 특성상 계기 착륙 시스템(ILS)이 갖춰지지 않은 장소에서 이착륙을 해야 할 경우가 많기 때문에 지상의 지원시설 도움 없이 현재의 고도를 정밀하게 측정할 수 있는 시스템을 자체적으로 갖추는 것이 중요하다.

일반 항공기에서 고도는 기압고도계와 관성항법시스템(INS)을 이용하여 측정하는 것이 보통이다. 기압-관성항법 결합 시스템은 관성항법시스템의 수직 방향(고도) 채널이 중력 모델의 오차로 인해 발산하는 것을 방지하기 위해, 기압고도계 측정값과의 오차를 되먹임 하는 폐회로 구조

† 2004년 6월 2일 접수 ~ 2005년 5월 11일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 제어전자그룹
연락처, E-mail : spkim@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

** 정희원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

*** Bauman Moscow State Technical University

로 되어 있다. 즉 관성항법시스템과 기압고도계의 고도 오차를 되먹임 하여 전체 수직 방향 시스템의 감쇠비를 향상시켜 안정성을 높이는 것이다. 이러한 기압-관성항법 결합 시스템은 초기에는 2차 시스템 구조가 개발되었으나, 실제 항공기에는 대부분 성능이 더 나은 3차 시스템의 형태가 구현되어 있는 것으로 알려져 있다[1, 2].

한편, GPS로 대표되는 위성항법기술이 급속히 발전함에 따라 이를 이용해 위치와 속도뿐만 아니라 고도 정보까지 획득하려는 연구가 진행되고 있다. 그러나 GPS로부터 얻어지는 고도 정보는 수평방향의 위치정보에 비해 위성의 배열 특성이 나쁘기 때문에 그 정밀도가 상대적으로 떨어지는 것으로 알려져 있다. 따라서 GPS의 고도 정보를 단독으로 이용하는 것보다는 기존의 관성항법시스템과 기압고도계를 함께 결합한, 센서 결합(sensor fusion) 기술을 개발하는 것이 바람직하다. 참고문헌 [3]에서는 GPS와 기압고도계를 결합한 고도 항법 알고리즘을 소개하였다. 그러나 자동 이착륙을 구현하기 위해서는 높은 정밀도와 함께 고도의 변화에 대한 높은 민감도가 요구되는데, GPS와 기압고도계는 그 반응성이 관성항법시스템에 비해 상대적으로 느리기 때문에 자동 이착륙을 위한 유도제어 시스템에 적용하기에는 어려움이 예상된다. 한편 GPS를 이용해 INS 수직 채널의 불안정을 보정하는 연구도 수행된 바 있다[4].

본 논문에서는 이러한 비행제어시스템의 요구 사항에 주목하여 자동 이착륙에 적합한 GPS와 관성항법시스템 그리고 기압고도계를 결합한 새로운 고도 항법 알고리즘을 제안하고, 성능을 평가하기 위하여 수행된 실험 및 분석 결과를 소개한다. 2장에서는 일반적으로 많이 사용되는 2차와 3차 기압-관성항법 결합 시스템을 살펴보고, 이들이 기압고도계의 고도와 관성센서의 수직 가속도를 입력으로 하는 상보(相補) 필터(complementary filter)와 등가 시스템을 보인다. 그리고 3장에서는 GPS/INS/기압고도계를 결합한 고도 항법 알고리즘을 소개하고 기존의 기압-관성 결합 시스템과의 차이점을 살펴본다. 4장에서는 실제 차량시험을 통하여 얻어진 자료를 토대로 3장에서 소개한 고도 결정 알고리즘을 수행한 결과를 보인다. 마지막으로 5장에서는 본 논문의 연구 결과를 요약하고 앞으로 더 연구가 필요한 내용을 제시한다.

II. INS/기압고도계 결합 고도 항법

관성항법센서가 측정한 수직방향의 가속도로

부터 고도를 계산하기 위해서는 중력 가속도를 보정한 다음 적분을 수행해야 한다. 그런데 중력 가속도를 보정할 때 사용되는 중력모델의 오차는 수직방향 항법시스템에 양(positive)의 되먹임 효과로 작용하며, 이에 따라 고도 오차는 차츰 증폭되어 결국 발산하게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 다른 종류의 고도 센서가 필요한데 기압고도계를 사용하는 것이 보통이다[5]. 기압고도계를 이용한 고도 오차 보정에는 보통 2차나 3차 구조가 이용되는데, 실제에서는 고도의 정확성과 측정 속도 등에서 뛰어난 3차 구조가 많이 사용된다[1].

2.1 2차 되먹임 구조

기압고도계는 반응시간은 느리지만 그 측정값은 비교적 정확하고 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 INS/기압고도계 결합 시스템의 목적이다.

일반적으로 2차 되먹임 구조는 그림 1과 같이 관성항법센서의 수직 방향 가속도 값(\ddot{h}_a)으로 얻은 고도와 기압고도계의 고도(h_b)를 계산한 다음, 이 두 고도의 오차를 각각 가속도와 속도 성분에 되먹임하는 방식으로 구성되어 있다. 두 센서의 측정값이 최종 고도값(h_c)에 어떻게 반영되는지는 되먹임 이득(C_1, C_2)에 의해서 결정되는데, 이 두 값의 물리적인 의미는 2차 되먹임 구조를 상보 필터(complementary filter)로 바꾸어 보면 명확해진다[6]. 그림 1로부터 h_c 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

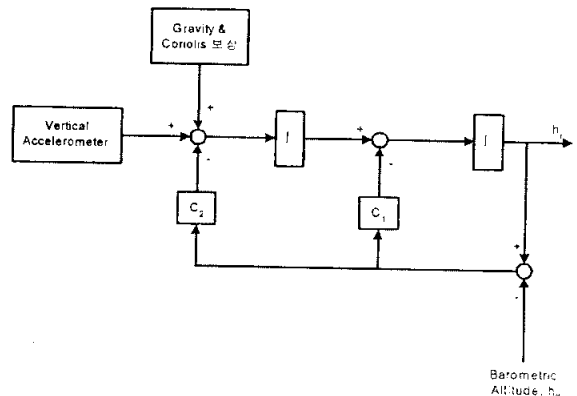


그림 1. Baro-inertial damping 2차 구조

$$\begin{aligned}
 h_e &= \frac{1}{s} \left[\frac{1}{s} \ddot{h}_a - C_2(h_e - h_B) - C_1(h_e - h_B) \right] \\
 &= \frac{1}{s^2} \ddot{h}_a - C_2(h_e - h_B) - \frac{1}{s} C_1(h_e - h_B) \quad (1) \\
 &= \frac{1}{s^2} \ddot{h}_a - \frac{C_1 s + C_2}{s^2} (h_e - h_B)
 \end{aligned}$$

식 (1)을 h_e 에 대해 정리하면 다음과 같이 표현 된다.

$$\begin{aligned}
 h_e &= \frac{s^2}{s^2 + C_1 s + C_2} \left(\frac{1}{s^2} \ddot{h}_a \right) \\
 &\quad + \frac{C_1 s + C_2}{s^2 + C_1 s + C_2} h_B \quad (2) \\
 &= [1 - G] \left(\frac{1}{s^2} \ddot{h}_a \right) + G h_B
 \end{aligned}$$

여기서, $G = \frac{C_1 s + C_2}{s^2 + C_1 s + C_2}$ 이다. 식 (2)로부터 2

차 되먹임 구조는 상보 필터의 형태를 가지고 있다는 것을 확인할 수 있다. 즉 가속계의 고도값은 고주파 영역에서, 기압고도계의 측정값은 저주파 영역에서 반영되는 구조로 구성되어 있음을 알 수 있다. 이러한 2차 되먹임 구조의 최적 되먹임 이득을 결정하는 방법에 대한 연구도 수행된 바 있다[7].

2.2 3차 되먹임 구조

2차 되먹임 구조는 3차 되먹임 구조에 비해 계산이 간단하다는 장점이 있으나 가속도계의 바이어스 오차가 그대로 속도의 바이어스 오차에 반영되는 단점이 있다. 이러한 2차 구조의 성능을 개선하기 위해 3차 되먹임 구조가 개발되었으며, 3차 되먹임 구조는 그림 2와 같다. 그림에서 보듯이 2차 구조와 달리 관성센서와 기압고도계

고도의 오차를 적분하여 되먹임하는 과정이 새로 추가되어 있다. 새로 추가된 적분기는 가속도계의 바이어스 오차를 보상하는 역할을 하게 된다.

2.1절과 마찬가지로의 과정을 거쳐 h_e 에 대해 정리하면 다음과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$h_e = [1 - G] \left(\frac{1}{s^2} \ddot{h}_a \right) + G h_B \quad (3)$$

여기서 $G = \frac{C_1 s^2 + C_2 s + C_3}{s^3 + C_1 s^2 + C_2 s + C_3}$ 이다. 식 (3)으

로부터 3차 되먹임 구조 역시 상보 필터의 형태를 가지고 있음을 확인할 수 있다. 즉 저주파 영역에서는 기압고도계의 측정값을, 고주파 영역에서는 가속도계의 측정 고도를 더 많이 반영하는 특성을 가지고 있음을 알 수 있다.

III. GPS/INS/기압고도계 결합 고도 항법 알고리즘

앞 절에서 살펴본듯이 기존의 INS/기압고도계 결합 고도 항법시스템은 2차, 3차 구조 모두 본질적으로는 상보 필터와 다르지 않다. 즉 두 센서의 고도 측정값 차이를 되먹임 하는 폐회로 구조를 취하고 있으나 실제로는 INS의 측정값과 기압고도계의 측정값을 주파수 영역에 따라 적절히 조합하여 고도를 계산하는 개회로 구조로 되어 있다. 이 때문에 기압고도계의 시간에 따른 오차를 보상하지 못하고, 점차 기압고도계의 오차 특성을 따라 고도 값에 오차가 발생하게 된다. 이러한 단점을 보완하기 위해 본 논문에서는 오차가 누적되지 않는 GPS를 함께 결합한 GPS/INS/기압고도계 결합 고도 항법 알고리즘을 제안한다.

3.1 GPS와 기압고도계의 특성

여러 종류의 센서를 결합하여 항법 시스템을 구축하기 위해서는 각 센서의 오차 특성을 정확히 파악할 필요가 있다. 관성항법시스템(INS)은 시스템의 운동에 즉각적인 반응을 보이지만 오차가 누적되고, 반면에 GPS는 위성의 배열이 양호할 경우 항법해가 일정한 범위 내에 머무르는 특성을 갖는다. 그러나 수평 위치에 비해 GPS의 고도 정보는 상대적으로 그 정확성이 떨어지는 단점이 있다. 한 지점에 GPS 수신기를 정지시켜 놓고 측정한 GPS 고도의 예를 그림 3에 보였다. 이러한 GPS 고도의 오차는 위성의 배열 상태(DOP)를 비롯한 다양한 오차 요인에 의한 것이

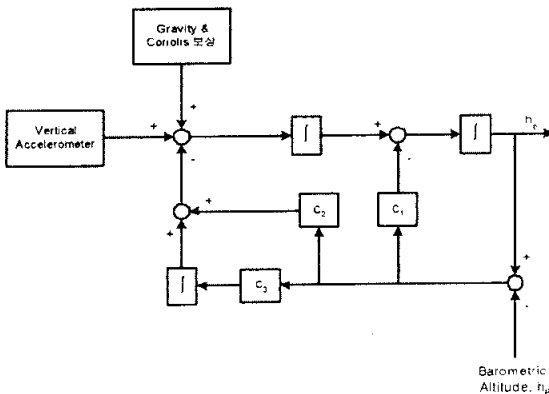


그림 4. Baro-inertial damping 3차 구조

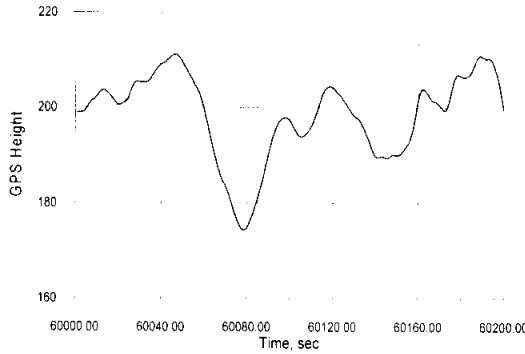


그림 3. 고정된 위치에서의 GPS 고도 변화

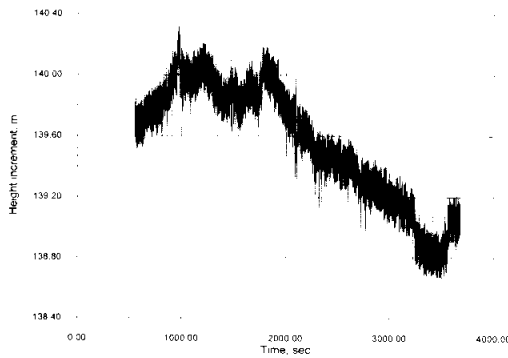


그림 4. 일정 지점에서의 기압고도계 변화

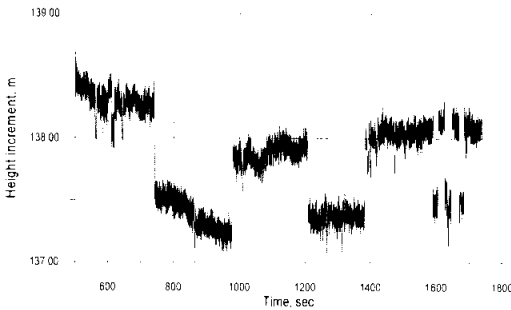


그림 5. ±0.7m 운동에 대한 기압고도계 출력

다. 이러한 GPS 고도의 특성 분석으로부터 GPS의 고도 정보는 중 단기 동안에는 정확하지 않으나 오차가 발산하지 않는 특성이 있으므로 고도의 장기적인 변화 측정에 적절한 센서라는 결론을 내릴 수 있다.

한편 기압고도계는 대기압의 변화를 측정하여 고도를 계산하기 때문에 고도의 변화 뿐만 아니라 날씨의 변화 등에 따른 오차를 포함하게 된다. 즉 날씨나 기온의 변화가 커지는 장시간 동안 사용하기에는 부적절하다. 일정한 지점에 노출된 기압고도계의 변화를 그림 4에 보였다. 고

도의 변화가 없음에도 불구하고 주변 환경의 변화로 인해 출력 고도 값이 변하는 것을 볼 수 있다. 그러나 기압고도계는 GPS 수신기보다 고도의 변화에 민감하게 반응하는 장점을 가지고 있다. 그림 5에 기준 고도에서 위아래로 0.7m만큼 고도를 변화시켰을 때 기압고도계의 반응을 보였다. 고도의 변화에 비교적 민감하게 반응하는 것을 알 수 있다. 본 논문에서 사용한 기압고도계는 모토롤라사에서 제작한 단일 칩(one-chip) 형태의 MPX4115A 시리즈 기압센서를 사용해 직접 제작한 것이다.

3.2 GPS/INS/기압고도계 고도 항법

일반적으로 GPS는 장기간에 걸쳐 안정한 특성이 있고, 기압고도계는 중기간에 걸쳐, INS는 단기간 동안 안정한 특성을 갖는다. 반면에 민감도는 INS가 가장 민감하고, GPS 수신기의 고도 정보가 가장 덜 민감하다. 기압고도계의 민감도는 INS와 GPS 수신기의 중간쯤에 해당된다. 이러한 각 센서의 특성을 적절히 이용하여 그림 6과 같은 새로운 고도 결정 알고리즘을 설계하였다.

그림 6을 살펴보면 기압고도계를 이용한 관성 항법센서의 고도 오차 보정은 기존의 2차 구조와 동일한 형태를 취하고 있으며, 이렇게 얻은 고도 정보와 GPS 수신기의 고도 정보를 융합하기 위하여 칼만 필터를 적용하고 있음을 알 수 있다. GPS 고도 정보를 처리하는 칼만 필터는 GPS 고도 정보가 위성의 배열에 따라 급격히 바뀌는 경향을 제거하는 역할을 하며, 이렇게 필터 처리된 GPS 고도 정보는 장기간에 걸친 고도의 변화를 나타내게 된다. 한편 INS/기압고도계 고도(h_e)는 상대적으로 항공기의 세밀한 고도 변화가 반영되어 있다. 즉 GPS에 비해 정밀한 고도 변화를 측정할 수 있다. 하지만 시간이 흐를수록 차츰 오차가 누적되는 단점이 있다. 이러한 각 센서의 특성을 이용하여 장기적으로는 GPS의 고도를 반영하고, 단기적인 고도의 변화는 INS/기압고도계의 측정값을 이용하도록 본 논문에서는 다음과 같은 관계식으로부터 고도를 결정하게 된다.

$$h = KF_{GPS} h_{GPS} + (h_e - KF_e h_e) \quad (4)$$

여기서 KF_{GPS} 는 GPS의 고도를 입력으로 하는 칼만 필터이고, KF_e 는 INS/기압고도계 고도(h_e)를 입력으로 하는 칼만 필터를 의미한다. 식 (4)에서 첫 번째 항의 칼만 필터 처리된 GPS 고도는 위성의 배열 변화 등으로 인한 급격한 변화가 제거된 부드러운 곡선의 형태를 갖게 되는데, 이 곡선은 장기적인 고도의 변화 경향을 반영하게

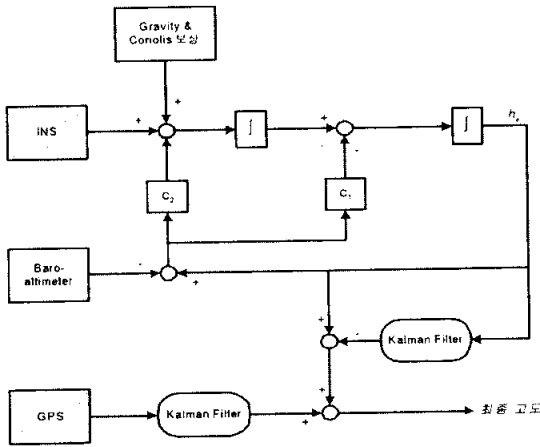


그림 6. GPS/INS/기압고도계 고도 알고리즘

된다. 그리고 두 번째 항은 INS/기압고도계에서 측정되는 고도(h_e)와 이 값을 칼만 필터 처리한 값($KF_e h_e$)의 차이를 나타내고 있는데, 이 값은 물리적으로 고도가 아닌 고도의 변화량(Δh_e)을 의미하며 최종 고도(h) 계산시 고도의 섭동항(perturbation)으로 반영된다.

한편 칼만 필터 KF_{GPS} 와 KF_e 는 다음과 같은 시스템을 대상으로 설계하였다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= 0 \cdot x_1 + 0 \\ \dot{x}_2 &= 0 \cdot x_2 + 1 \cdot w \end{aligned} \quad (5)$$

$$z = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + v$$

여기서 x_1 는 고도, x_2 는 수직속도를 나타내며, w 와 v 는 각각 백색잡음(white noise)로 가정한 시스템 잡음과 측정 잡음을 의미한다. 그리고 칼만 필터에 사용된 정량적인 수치는 다음과 같다.

$$P(0) = \begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 100 \end{bmatrix}, \quad Q = 1e-11, \quad R = 1$$

IV. 실험 및 분석

이 절에서는 3절의 고도 항법 알고리즘을 구현한 실험 결과를 통해 제안된 알고리즘의 타당성을 살펴본다. GPS 고도와 수직방향 가속도는 러시아 TeKnol사의 GPS/INS 센서를 사용하여 얻었으며, 기압고도는 국내에서 제작한 기압고도계를 통해 측정하였다. 실험은 차량을 이용해 도심 구간을 1시간 정도 주행하면서 실시하였으며,

기압고도계의 값은 10 Hz로, GPS 수신기의 값은 1 Hz의 간격으로 측정하였다. 실험을 통해 측정된 기압고도계의 고도와 GPS 수신기의 고도를 그림 7에 보였다. 그림에서 GPS 수신기의 고도는 주변 건물의 영향 등으로 위성 신호를 수신하지 못해 고도를 측정하지 못하는 경우가 발생하며, 따라서 단독으로 사용하기에는 적합하지 않음을 알 수 있다. 반면 기압고도계는 상대적으로 고도의 변화에 민감하게 반응하지만 주변 환경의 변화에 의해 펄스 형태의 오차가 발생하는 것을 확인할 수 있다(150~200분 사이).

이러한 고도 측정값을 입력으로 하여 3.2절에서 제안한 고도 결정 알고리즘을 수행한 결과를 그림 8에 보였다. 그림에서 최종 고도는 장기적으로는 GPS 수신기의 고도 변화 경향을 따라가며, 중·단기적으로는 INS/기압고도계의 고도 변화량이 반영되고 있음을 볼 수 있다. 즉 GPS 수신기의 고도를 기본으로 GPS 수신기의 고도 정보가 단시간의 고도 변화를 민감하게 반영하지 못하는 단점을 INS/기압고도계의 측정값을 이용하여 보완하고 있음을 확인할 수 있다. 또한 INS

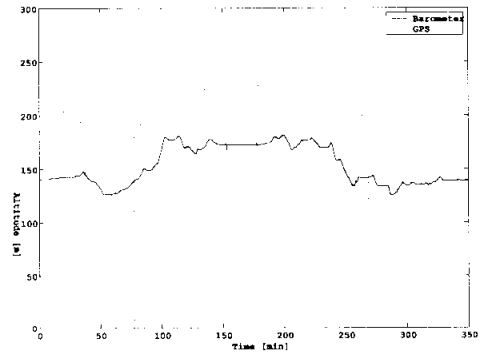


그림 7. 기압고도계와 GPS 고도의 비교

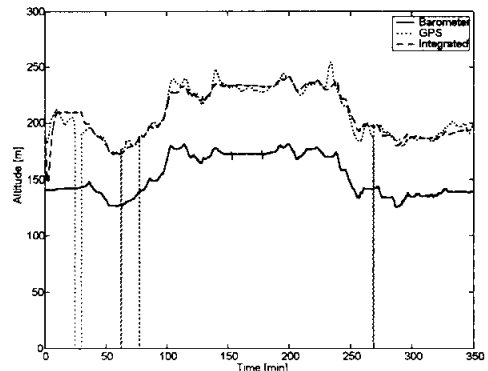


그림 8. GPS/INS/기압고도계 통합고도

와 기압고도계를 결합함으로써 GPS 신호가 수신되지 않는 경우에도 고도의 측정값을 얻을 수 있으며, 기압고도계의 주변 환경으로 인한 오차도 효과적으로 억제하고 있음을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 자동 이착륙 시스템의 고도 결정을 위한 GPS/INS/기압고도계 결합 항법 알고리즘을 제안하고, 이를 구현한 실험 결과를 소개하였다. 실험 결과를 통해 제안된 알고리즘은 자동 이착륙과 같은 비행제어 시스템에 적합한, 연속적이며 변화에 민감한 고도 정보를 제공함을 확인하였다. 그리고 기존의 INS/기압고도계를 결합한 고도 항법 시스템의 경우 2차, 3차 구조 모두 상보 필터의 구조를 가지고 있기 때문에 기압고도계의 오차를 보상할 수 없는데, 제안된 알고리즘은 이러한 단점을 개선하는 구조로 구성되어 있음을 보였다.

그런데 GPS와 기압고도계는 각각 고도를 측정하는 기준점이 지표면이 아니기 때문에, 현재의 고도 측정 시스템으로는 항공기가 임의의 다른 지점으로 이동하여 자동 이착륙을 하기에는 어려움이 예상된다. 즉 자동 이착륙을 수행하기 위해서는 착륙하고자 하는 지점의 지표면까지의 고도 정보가 필요한데 GPS와 기압고도계로는 이러한 정보를 얻을 수 없다. 따라서 레이더 고도계나 초음파 고도계와 같이 지표면까지의 거리를 측정할 수 있는 센서를 추가한 고도 항법 시스템에 대한 연구가 진행될 필요가 있으며, 현재 이에 대한 연구를 수행 중에 있다.

후 기

본 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기 기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) George M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems : A Modern Synthesis*, Academic Press, San Diego, 1993, pp. 209-223.
- 2) R. L. Blanchard, "A New Algorithm for Computing Inertial Altitude and Vertical Velocity", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, AES-7(6), November, 1971, pp. 1143-1146.
- 3) 박경하, *GPS 수직축 안정화를 위한 GPS와 고도계의 결합*, 서울대학교 대학원, 2003.
- 4) 서재원, 이장규, 박찬국, *GPS를 이용한 INS 수직채널 감쇠루프의 오차 보정*, 제10차 GNSS Workshop, 2003, pp. 209-212.
- 5) M. Kayton and W. R. Fried, *Avionics Navigation Systems*, John Wiley & Sons, New York, 1969, pp. 317-319.
- 6) R. G. Brown and P. Y. Hwang, *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, John Wiley & Sons, pp. 178-181.
- 7) W. S. Widnall and P. K. Sinha, "Optimizing the Gains of the Baro-Inertial Vertical Channel", *AIAA Guidance and Control Conference*, Aug. 7~9, 1978, Palo Alto, California.