

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(1), 54-60(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.1.54>레이저 고도계 및 GPS를 이용한
무인기의 자동이착륙용 지면고도계산 알고리즘 설계

조상욱*, 최기영*, 김성수**

Ground Altitude Computation Algorithm using Laser Altimeter and
GPS for UAV Automatic Take-off and Landing

Sangook Cho*, Keeyoung Choi** and Sung-Su Kim***

Department of Aerospace Engineering, Inha University *, Youngbee AT **

ABSTRACT

This paper presents a ground altitude determination algorithm using a laser altimeter and GPS for automatic take-off and landing of UAV. The characteristics of the laser altimeter was analyzed in ground tests and a low-pass filter was designed to reduce the effect of signal interruption due to reflectivity problem. The paper shows that a single sensor cannot measure ground altitude appropriately in terms of reliability and accuracy. To complement shortcomings of the laser altimeter, the linear Kalman filter was designed using DGPS vertical speed. Designed filter was validated and tuned through the steps of simulation, ground test and flight test. It was confirmed that the accuracy for automatic landing is achievable.

초 록

본 논문에서는 무인기 자동이착륙을 위해 DGPS와 레이저 고도계를 이용한 고도계산 알고리즘을 제시하였다. 지상시험을 통해 레이저 고도계의 특성을 분석하고 신호의 난반사를 제거하기 위해 저역통과 필터를 설계했으나, 시뮬레이션 결과 단일 센서를 사용해서 지면고도를 정확하고 안정적으로 측정할 수 없음을 확인하였다. 레이저 고도계의 단점을 보완하기 위해 DGPS에서 출력되는 수직방향 속도를 사용하여 선형 칼만필터를 설계하였다. 설계한 필터는 시뮬레이션, 지상시험 그리고 비행시험의 검증단계를 거쳐 자동이착륙에 필요한 정확도를 만족함을 확인하였다.

Key Words : UAV(무인기), Automatic Take-off and Landing(자동이착륙), Laser Altimeter(레이저 고도계), DGPS, Ground Altitude(지면고도)

1. 서 론

무인기의 자동이착륙을 위해서는 정확한 위치를 측정하기 위한 장비가 필요하다. 이를 위해

일반적으로 무인기 시스템에 사용되는 정밀 측위 방식은 비행체를 기준으로 외부 측위방식과 내부 측위방식으로 나눌 수 있다.

외부 측위방식 중 하나인 레이더 방식은 지상

† Received: June 27, 2012 Accepted: December 31, 2012

* Corresponding author, E-mail : kchoi@inha.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

에 설치된 이착륙용 레이더에서 높은 대역폭의 전파를 방사한 후, 무인기로부터 되돌아오는 시간을 측정해 거리 및 방향을 계산한다. 계산된 결과는 무선통신을 이용해 항공기에 전달한다. 레이저 측정방식은 항공기에 반사판을 장착한 후, 지상의 레이저 조준기로부터 반사된 신호를 통해 항공기의 위치를 계산하며, 그 결과는 레이더 방식과 동일하게 항공기에 전달된다. 이와 같이 외부 측정방식의 경우 항공기 위치를 측정하기 위해 지상에 별도의 장비를 추가할 뿐만 아니라 계산된 결과를 항공기에 전달하기 위한 시스템 구성이 필요하기 때문에 항공기 운용조건에 많은 제약이 따른다. 또한 지상에서 측정한 항공기의 위치를 전송해야 하기 때문에 제어기 입장에서는 시간지연으로 인한 성능저하가 발생한다.

내부 측정방식 중 대표적인 예로 GPS 방식이 있다. GPS 방식의 경우 출력되는 전파 상태에 따라 고도에 대한 오차가 상대적으로 크게 발생하며, 출력이 활주로 기준이 아니기 때문에 현재 운용환경 및 활주로를 고려한 설정이 필요하다 [1].

본 연구에서는 자동이착륙용 고도계산을 위해 시간지연 및 항공기 운용성을 고려하여 내부 측정방식을 사용했으며, 앞에서 언급한 GPS 방식의 단점을 보완하기 위해 DGPS와 항공기 탑재용 레이저 고도계를 이용해 정밀한 고도계산을 위한 알고리즘을 구현 및 검증하였다.

II. 본 론

2.1 레이저 고도계 성능분석

2.1.1 레이저 고도계 제원 및 특징[2]

운용 항공기의 임무장비 탑재능력 및 정확도를 고려해 IM-150 제품을 선정하였으며, 다음 표와 그림은 대상 모델에 대한 제원 및 형상이다.

Table 1. IM-150 Specification

Measuring range	150m for natural surfaces
Accuracy	5cm
Resolution	1cm
Range	150m
Wavelength	905nm
Rep. rate	100Hz
Serial Interface	RS422/RS232 at 38400 baud
Operating Temperature	(-30°C ~ +60°C)
Dimensions	138mm x 64mm x 48mm
Weight	400g



Fig. 1. IM-150 Laser Altimeter

IM-150이 일반적으로 대상물을 측정할 수 있는 거리는 150m이며, 추가로 반사판을 이용했을 경우 최대 630m까지 측정할 수 있다. 또한 분해능 1cm, 정확도 5cm의 성능을 가지고 있으며, 데이터의 갱신률은 100Hz이다.

2.1.2 레이저 고도계 성능분석

IM-150의 성능 및 특성을 파악하기 위하여 지상에서 계단 등의 지형물에 대해 데이터 획득실험을 수행하였다. Fig. 2는 실험방법을 나타낸 것으로 레이저 고도계를 지상에서 약 70cm 띄운 상태에서 전면에 있는 계단에 대해 거리를 측정하였다.

Figure 3은 측정한 결과를 나타낸 것으로 레이저 고도계를 상승 및 하강할 때, 지형물의 특징이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 하지만 운동중에 99999.99m의 데이터가 출력되는 경우가 발생하였으며, 이는 난반사로 인하여 거리계산을 할 수 없는 경우이다.

Table 2는 레이저 고도계가 정상적으로 출력할 수 없는 경우에 대해 정리한 것이다.

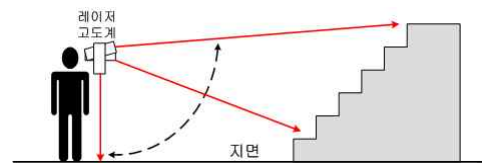


Fig. 2. Testing Method of Laser Altimeter

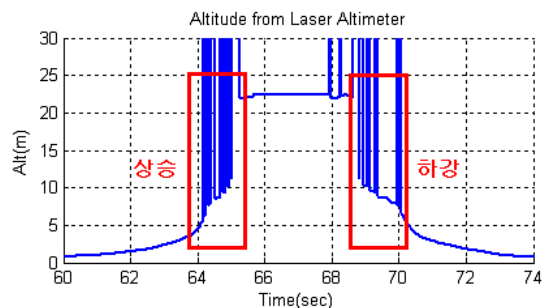


Fig. 3. Ground Test Result

Table 2. Malfunction of IM-150

- 난반사로 인하여 레이저를 받을 수 없는 경우.
- 검은색 물체에 대해 거리측정을 했을 때, 검은색의 특성으로 인해 방사한 레이저를 받을 수 없는 경우

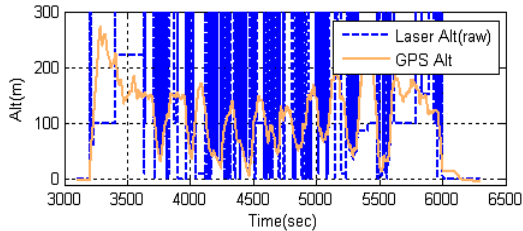


Fig. 4. Flight Test Result

레이저 고도계를 무인기에 탑재해 비행시험을 수행했으며, Fig. 4는 획득한 비행데이터를 정리한 것으로 실선은 GPS에서 출력된 고도를, 점선은 레이저 고도계에서 출력된 고도를 나타낸다.

항공기는 약 3,200초에 이륙하여 수차례의 어프로치 시험을 수행한 후, 6,000초에 착륙하였다. 레이저 고도계에서 출력되는 데이터를 살펴보면, 이착륙 시의 고도가 각각 0.13m, 0.16m로 거의 차이가 없지만, GPS에서 출력되는 고도는 각각 -1.66m, 13.5m로 비행 전후 동일한 활주로 고도에 대해 오차가 큰 것을 볼 수 있다. 또한 레이저 고도계에는 활주로와의 거리가 약 40m 이상인 구간에서 난반사가 자주 발생한 반면, GPS 고도는 전 비행구간에 걸쳐 안정한 데이터가 나오는 것을 볼 수 있다.

그러므로 정밀한 고도 데이터를 필요로 하는 이착륙 과정에서는 레이저 고도계를 사용해야 하지만, 난반사에 대한 영향을 제거할 수 있는 필터가 필요하다.

2.1 필터 설계 및 시뮬레이션

2.2.1 LPF(Low Pass Filter) 설계

안정적인 이착륙용 항공기 고도를 구하기 위해 레이저 고도계의 출력에 저역통과 필터를 적용하였다. 이때, 난반사로 인해 출력되는 99999.99m가 필터로 입력되는 것을 방지하기 위하여 출력되는 고도가 90m를 초과할 경우, 이는 비정상적인 값으로 판단하여 필터에 이전 시간에서 연산한 결과를 입력하였다. 기준고도 90m는 레이저 고도계의 운용범위(150m)와 비행데이터를 분석 및 필터 시뮬레이션을 통해 결정하였다.

Figure 5는 비행데이터에 1차, 2차 LPF를 적용한

Table 3. Altitude Computation Algorithm using LPF

```

1  if Input < 90
2     Input = Altitude from Laser
3  else
4     Input = Filter_out(k-1)
5  end
6  Filter_out(k) = LPF(Input)

```

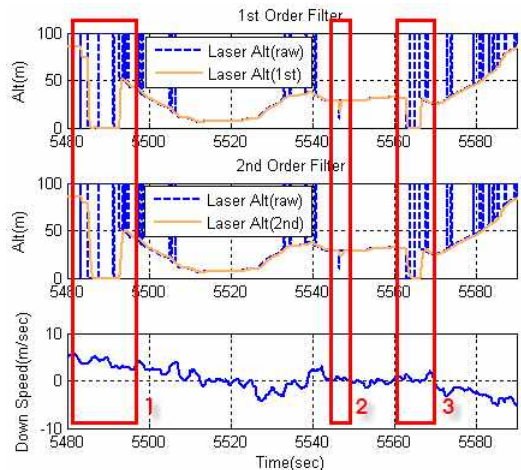


Fig. 5. Result of LPF(Postprocessing)

시뮬레이션 결과로, 점선과 실선은 각각 비행 중 저장된 레이저 고도계의 출력값과 후처리를 통한 LPF의 결과를 나타낸다. 또한 가장 마지막 그래프는 GPS에서 측정된 NED 좌표계에서의 수직 방향 속도이다.

시뮬레이션 결과를 살펴보면, 레이저 고도계에서 순간적으로 난반사가 발생하는 구간에 대해서는 LPF가 좋은 성능을 보여준다. 하지만 연속적으로 신뢰성 없는 데이터가 출력되는 경우에는 필터에서 출력되는 값이 물리적으로 부합되지 않는다. 1, 3번 구간을 보면, 레이저 고도계에서 지속적으로 비정상적인 0m를 출력하며, 이로 인하여 LPF의 출력은 시간지연이 있는 상태에서 0m로 수렴함을 볼 수 있다. 하지만 이는 GPS의 수직방향 속도 성분과 비교했을 때, 물리적으로 발생할 수 없다. 2번 구간에서도 수직방향 속도 성분이 0에 가깝지만, 레이저 고도계에서 0.2초 동안 10m의 고정된 값을 출력하자 LPF에서도 이로 인하여 약 6m의 고도변화가 발생함을 볼 수 있다.

2.2.2 GPS를 이용한 칼만필터 설계[3]

정밀 자동이착륙 과정에서 물리적인 거동과 맞지 않는 수 미터의 고도오차는 항공기 안전성

에 큰 영향을 미친다. 그러므로 레이저 고도계의 특성으로 인하여 단일 센서만을 이용할 경우 정확도 향상에 한계가 있다. 비행데이터에서 보듯이 GPS에서 측정되는 고도에는 오차가 많은 반면, 속도는 측정하는 방식으로 인하여 정확한 값을 출력한다. 그러므로 순간적으로 불안정하지만 정확하고 빠른 갱신률을 가진 레이저 고도계의 출력과 느린 갱신률을 가지지만 안정적이면서 높은 정확도를 가지는 GPS의 수직방향 속도성분을 사용하여 시스템 방정식을 구성하였다.

연속형 선형 시스템에서 이산시간 측정 방정식을 가지는 시스템의 상태 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

- 시스템 방정식

$$\frac{d}{dt} \begin{Bmatrix} x(1) \\ x(2) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x(1) \\ x(2) \end{Bmatrix} + w, p(w) \sim N(0, Q)$$

$$\begin{cases} x(1) = \text{Altitude(m)} \\ x(2) = \frac{dx(1)}{dt} = \text{Vertical speed [m/sec]} \end{cases}$$

- 측정 방정식

$$z = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x(1) \\ x(2) \end{Bmatrix} + v, p(v) \sim N(0, R)$$

$$\begin{cases} z(1) = \text{Altitude(m)} \\ z(2) = \text{Vertical speed[m/sec]} \end{cases}$$

측정 방정식에서 $z(1)$ 은 레이저 고도계에서 측정된 고도이며, $z(2)$ 는 GPS에서 측정한 수직방향 속도에 (-)을 곱한 값으로 상승시에는 (+) 값을, 하강시에는 (-) 값을 가진다. 고도계산 알고리즘에서는 설정한 측정치의 공분산을 이용해 GPS의 수직속도를 적분한 고도와 레이저 고도계로 측정된 고도 중에서 상대적으로 신뢰성이 높은 센서의 출력에 비중을 두어 연산을 수행한다. 그러므로 레이저 고도계에서 순간적으로 비정상적인 값

Table 4. Analysis of Sensor Performance

센서	공분산	갱신률
레이저 고도계	10.19m ²	50Hz
GPS (Up Velocity)	0.0043m ² /sec ²	10Hz

이 출력되더라도 GPS의 수직속도를 통해 이를 보상할 수 있다.

GPS 수직방향 속도의 공분산은 GPS가 정상적으로 동작하는 구간의 비행데이터를 바탕으로 설정할 수 있으나, 레이저 고도계의 공분산은 운용범위인 0~150m 내에서도 난반사 등의 이유로 인해 비정상적인 값이 출력되는 경우가 발생하기 때문에 센서의 정확도만을 고려해서는 결정할 수 없다. 그러므로 이는 다수의 비행시험 과정에서 획득한 비행데이터를 바탕으로 요구되는 고도의 정확도를 만족시킬 수 있도록 시뮬레이션을 통해 결정하였다. Table 4는 최종적으로 선정된 레이저 고도계 및 GPS 수직속도의 공분산과 데이터의 갱신률을 정리한 것이다.

Figure 6은 고도계산 시스템 구성이며, 각기 다른 갱신률을 가지고 있는 센서의 특성을 고려해 알고리즘의 연산주기는 50Hz로 정의하였다. 이때 시스템의 연산주기와 센서의 갱신주기가 동기화되어 있지 않기 때문에 현재 저장되어 있는 최신의 센서 데이터를 이용해 고도를 계산하도록 알고리즘을 구성하였다. 또한 선정된 레이저 고도계의 운용범위(0~150m) 이상에서는 출력되는 값을 신뢰할 수 없다. 그러므로 GPS 고도를 기준으로 70m 이상에서는 측정치 $z(1)$ 을 레이저 고도계에서 GPS 고도로 전환하여 사용하도록 알고리즘을 구현하였다.

Figure 7은 구성한 선형 칼만필터에 LPF와 동일한 비행데이터를 입력하여 시뮬레이션을 수행한 결과이다.

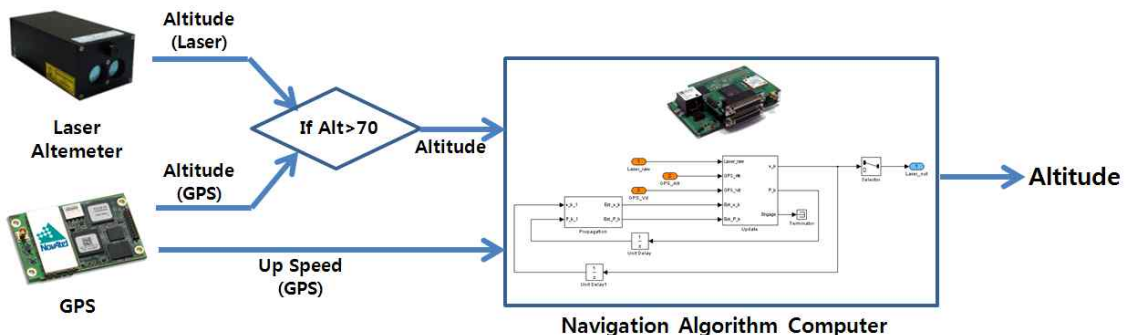


Fig. 6. Diagram of Altitude Computation System using GPS and Laser Altimeter

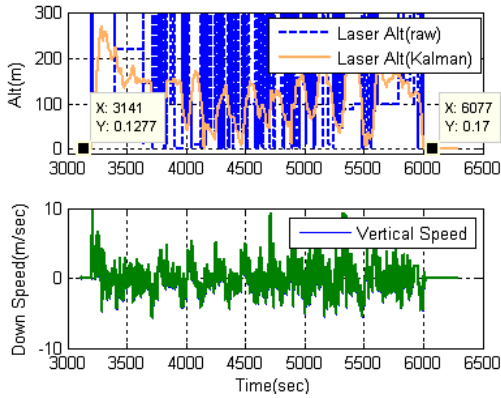


Fig. 7. Result of KF(Pre-Flight)

Figure 7에서 실선은 필터에서 출력된 고도로 이착륙 시점에서의 활주로에 대해 약 3cm의 차이가 발생함을 볼 수 있다. 이는 해당 시점에 레이저 고도계에서 출력과 동일한 값으로 비행 중 소모된 연료에 의해 랜딩기어의 하중이 줄어들었기 때문이다.

Figure 8은 전체 데이터 중에서 LPF와 동일한 시물레이션 구간(5480초 ~ 5590초)만 확대한 것이다. LPF의 경우 레이저 고도계만을 사용하기 때문에 1과 3의 구간처럼 센서에서 0이 출력되는 경우 시간지연을 가지고 이를 추종한다. 이에 반해, 레이저 고도계와 GPS를 융합한 칼만필터의 경우 레이저 고도계의 출력이 순간적으로 흔들려도 GPS 속도로 이를 보상하기 때문에 Fig. 9와 같이 물리적으로 타당한 고도가 출력됨을 볼 수 있다.

앞에서 언급한 바와 같이 레이저 고도계의 성능을 고려해 고도 70m를 기준으로 그 이상에서는 GPS 고도를 사용하며, 미만에서는 레이저 고도계의 출력을 사용하도록 알고리즘을 구성하였

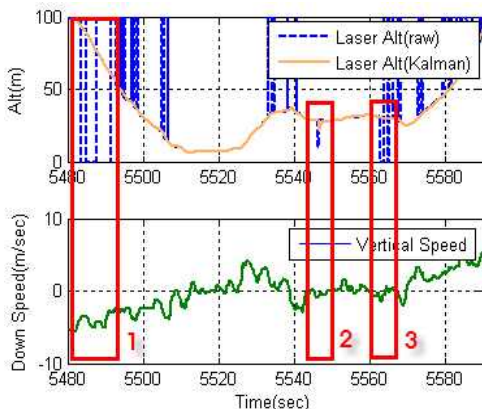


Fig. 8. Result of KF(Touch and Go)

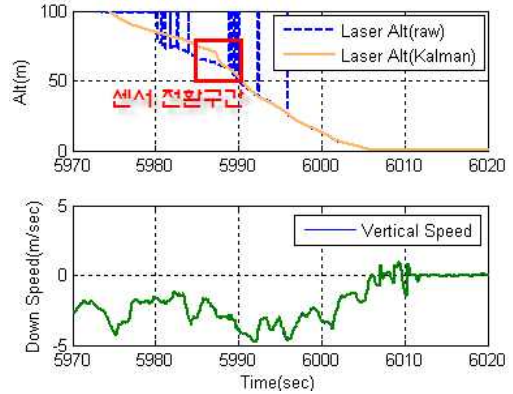


Fig. 9. Result of KF(Landing)

다. Fig. 9는 레이저 고도계와 GPS에서 출력되는 고도 데이터의 전환구간을 나타내었다.

2.3 비행시험 및 검증

2.3.1 시스템 제원 및 운용환경

Figure 10과 Table 4는 비행제어 시스템의 제원 및 외형이다.

비행제어 시스템은 두 종류의 프로세서를 사용한다. 이 중 하나는 TI사의 TMS320C6713 DSP로 빠른 부동소수점 연산능력을 고려하여 시스템에서 많은 수치적 연산이 필요한 항법 및 제어 알고리즘 연산에 사용된다. 다른 하나는 동일 사



Fig. 10. Flight Control System

Table 5. FCS Specification

프로세서	TMS320F2812, TMS320C6713
센서	자세계, 속도계, 고도계, GPS, 반응각, 옆미끄럼각, 보드 온도, 배터리 전압 측정
통신	RS-232(4채널), CAN, Ethernet
비행 데이터 기록	1GByte
입출력	PWM 출력(16채널), DIO(8채널), Analog 입력(6채널)
입력 전원	7~12VDC, max. 7W
크기	132(W)x91(D)x41(H)mm
무게	410g(케이스 포함)

의 TMS320F2812로 다양한 내부 주변장치를 가지고 있기 때문에 비행제어 시스템에서 알고리즘 연산 외의 모든 기능을 수행하고 있다. 센서모듈 프로세서(TMS320F2812)에서는 이와 연결되어 있는 주변장치들과 인터페이스를 통해 정해진 실시간 주기에 맞추어 항공기의 고도, 속도, 자세, 위치를 계산함과 함께 항공기 제어를 위한 PWM 신호를 생성한다. 이러한 센서모듈 프로세서에서 계산된 비행정보는 공유 메모리를 통해 항법 프로세서(TMS320C6713)로 전달한다. 항법 프로세서에서는 이를 받아 항법 알고리즘을 연산한다.

앞에서 시뮬레이션을 통해 검증한 고도계산 알고리즘은 항법 프로세서(TMS320C6713)에 탑재하기 위해 MATLAB의 자동 코드생성기능을 이용하여 대상 프로세서에 적합한 c 언어로 변환하였다.

항법 프로세서 및 센서모듈 프로세서는 TI에서 제공하는 실시간 운영체제인 DSP/BIOS를 사용한다. c 언어로 변환된 고도계산 알고리즘은 DSP/BIOS에서 태스크로 선언하면, 항법 프로세서 내에서 설정한 우선순위에 맞춰서 주기적으로 실행된다[4][5].

2.3.2 지상시험 및 결과분석

비행 전, 탑재된 필터 알고리즘을 검증하기 위해 높이 약 10m의 건물 옥상에서 지상시험을 수행하였다. 시험방법은 레이저 고도계 성능분석 과정과 동일하게 옆 건물에 대해 상승 및 하강을 수행하였다.

지상시험 데이터를 분석한 결과 레이저 고도계를 움직이는 동안 발생하는 난반사 데이터는 필터를 통과하면서 모두 제거된 것을 확인할 수 있다. 하지만 Fig. 11과 같이 시험데이터를 확대해 보면 레이저 고도계에서 출력되는 고도와 필

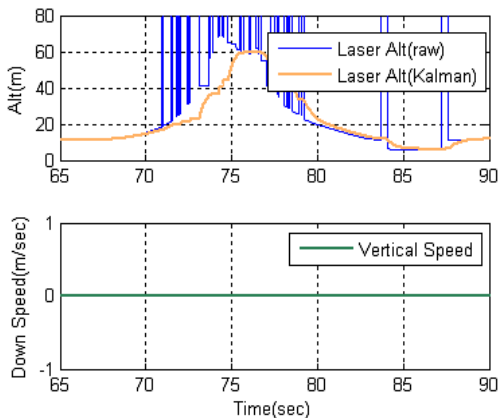


Fig. 11. Result of Ground Test

터를 통과한 고도에 시간지연이 있음을 확인할 수 있다. 이는 레이저 고도계의 값이 증가 및 감소하더라도 GPS에서 위성을 잡지 못해 수직방향 속도가 0m/sec로 출력되기 때문이다.

위의 데이터는 자동 코드생성을 수행한 원본 Simulink 블록에 입력으로 가해 동일한 시뮬레이션 결과가 출력됨을 확인한 후, 비행시험을 수행하였다.

2.3.3 비행시험 및 결과분석

Figure 12는 필터 알고리즘을 탑재한 상태에서 비행시험을 수행한 결과이다. 이를 살펴보면 레이저 고도계의 난반사 출력이 제거됨과 함께 이착륙 시의 활주로 고도가 0.13m 및 0.14m로 거의 동일하게 나오는 것을 확인할 수 있다.

Figure 13은 활주로 접근 구간을 확대한 것으로 레이저 고도계가 순간적으로 비정상적인 값을 출력할 경우에도 탑재된 필터 알고리즘이 이를 잘 걸러주는 것을 확인할 수 있다.

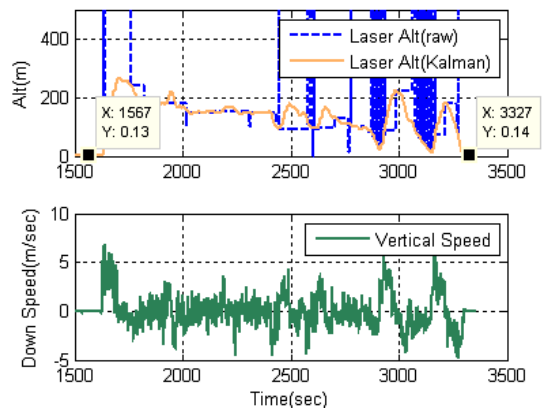


Fig. 12. Flight Test Result using KF

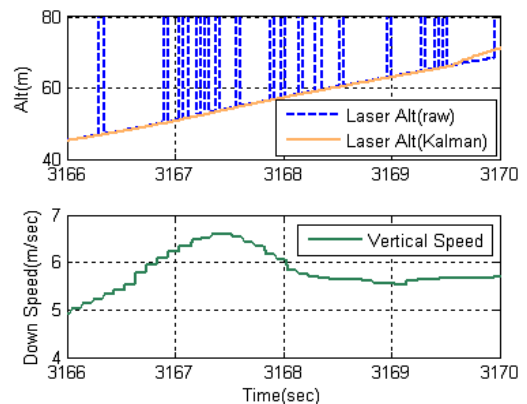


Fig. 13. Flight Test Result(Departure)

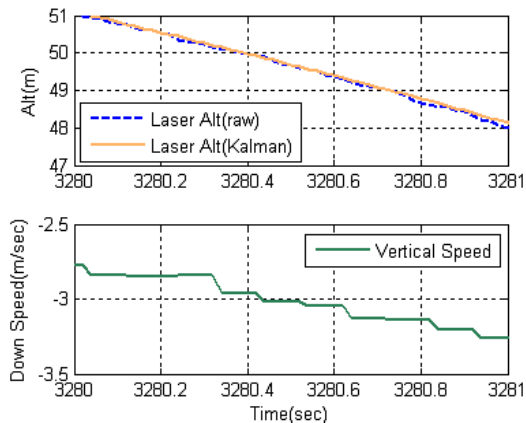


Fig. 14. Flight Test Result(Landing)

Figure 14는 착륙 구간을 확대해서 나타낸 것으로 레이저 고도계에서의 출력과 고도계산 알고리즘 사이에 오차가 있음을 볼 수 있다.

레이저 고도계는 앞에서 언급한 바와 같이 비정상적인 출력을 제외한 상태에서는 0.05m의 정확도를 가진다. 착륙단계에서 항공기의 자세각이 2° 이내에 있기 때문에 레이저고도계가 신뢰성 있는 데이터를 출력하는 동안, 이는 실제 항공기의 고도라 볼 수 있다. 레이저 고도계의 출력을 기준으로 고도계산 알고리즘의 오차를 분석한 결과 RMS가 0.06m로 측정되었다. 이는 2dRMS로 환산하면 0.12m로, 항공기 이착륙에 요구되는 카테고리 중 CAT III의 0.6m(2RMS)를 충분히 만족하고 있음을 확인하였다[6].

III. 결 론

본 연구에서는 무인기의 자동이착륙 시, 정밀한 고도계산을 위해 레이저 고도계에서 출력되는 고도와 GPS에서 출력되는 속도를 이용한 알고리즘을 구성하였다. 레이저 고도계에서 출력되는 고도의 경우 빠른 갱신률과 높은 정확도를 가지고 있으나, 난반사 등의 이유로 비정상적인 값이 출력될 수 있다. GPS의 경우 높은 정확도

의 속도를 출력하지만 갱신률이 낮다는 단점을 가지고 있다.

두 센서를 이용해 구성한 필터는 시뮬레이션 결과 레이저 고도계만을 이용한 LPF에 비해 안정적이면서 물리적으로 타당한 고도를 출력하였다. 이는 비행제어 컴퓨터에 탑재한 상태에서 지상시험을 통해서도 그 결과를 확인하였다. 마지막으로 비행시험 데이터를 분석한 결과, 본 연구에서 구성한 고도연산 알고리즘이 무인기의 자동이착륙에 사용될 수준의 정확도를 가지고 있는 것을 확인하였다.

후 기

이 논문은 인하대학교의 지원으로 연구된 결과입니다.

References

- 1) Hueon-Joon Koo, Jong-Soeng Kim, "Development Status of Automatic Takeoff and Landing UAV Systems", The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, KSAS04, 2004.4, pp. 705-708.
- 2) LaserAce "Laser Module IM-150 Laser Provisional Manual"
- 3) Jung-Hoon Lee, "Altitude Determination Algorithm using Ultra Sonic Ranger, GPS and Barometric Altimeter", Requirement for the Degree of Master, Inha Univ., 2008.
- 4) TMS320 DSP/BIOS Users Guide(SPRU 423D), Texas Instrument, 2004.
- 5) TMS320C28xx DSP/BIOS 5.x Application Programming Interface(API) Reference Guide (SPRU625k), Texas Instrument, 2009.
- 6) Changdon Kee, "Aircraft Landing System Using GPS", The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.27 No.5 1999.8, pp: 173-182