비행 시험을 통한 레이더 전파고도계 특성 분석

윤정숙*[†] · 광희준* · 김윤희*** · 신영종* · 유기정** · 유명종**

*LIGNex1, **국방과학연구소, *** (주)지오스토리

The Performance Analysis of an Airborne Radar Altimeter based on Simultaneously Acquired LiDAR Data

Jongsuk Yoon*[†], Hee Jun Kwak*, Yoon Hyoung Kim***, Young Jong Shin*,
Ki Jeong Yoo** and Myeong Jong Yu**

*LIGNex1, **Agency for Defense Development, ***GEOSTORY

Abstract : The Radar altimeter transmits radio signals to the surface, receives the backscattered signals and measures the distance between the airplane and the nadir surface. The measurements of radar altimeter are affected by various factors on the surface below the aircraft. This study performed flight campaigns in June 2012 and acquired raw data from radar altimeter, LiDAR and other sensors. Based on the LiDAR DSM (Digital Surface Model) as a reference data, the characteristics of radar altimeter were analyzed in the respect of range and surface area affecting on the receiving power of the radar altimeter. Consequently, the radar altimeter was strongly affected by the surface area within beam width and reflectivity related to RCS (Radar Cross Section) rather than range.

Key Words : radar, altimeter, LiDAR, DSM (Digital Surface Model), TRN (Terrain Referenced Navigation)

요약 : 레이더 전파고도계는 레이더 신호를 지표면으로 송신하여 반사되어 돌아오는 신호로 항공기에서 지표면까지의 거리를 측정하는 센서이다. 이러한 레이더 전파고도계의 특성 분석을 위하여 비행 시험을 통해 레이더 전파고도계와 LiDAR를 동시에 획득하여 LiDAR DSM을 레이더 전파고도계 분석을 위한 참조 자료로 사용하였다. LiDAR로 획득한 지표면의 점 자료들은 격자로 보간하여 DSM을 제작하였다. 비행 시험은 2012년 6월에 수행하였으며, 레이더 전파고도계 자료에 대하여 레이더 방정식에서 거리(range) 및 RCS와 관련된 반사되는 지표면의 면적에 따른 특성 측면에서 해석하였다. 결과적으로 빔폭이 넓은 항공기용 레이더 전파고도계는 가까운 거리에 있는 최근점의 영향보다는 RCS와 관련이 있는 지표면의 면적이나 반사도에 더 많은 영향을 받고 있다는 것을 알 수 있다.

1. 서론

항공기에 장착된 레이더 전파고도계는 레이더 신호

를 송신하여 지면으로부터 반사되어 들어오는 수신 신호를 바탕으로 센서에서 반사 지면까지의 거리를 측정하는 센서이다. 레이더 전파고도계는 항공기의 이/착

접수일(2012년 12월 4일), 수정일(1차 : 2013년 1월 6일, 2차 : 1월 24일), 게재확정일(2013년 1월 25일).

[†] 교신저자: 윤정숙(jongsuk.yoon@lignex1.com)

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

륙시 지면과의 거리를 모니터링 하는 기능으로 주로 사용되거나, INS (Inertial Navigation System)의 오차를 보정하기 위한 보조 장치로써 기압고도계, 도플러 레이더 등과 함께 사용되어 왔다. 또한 기압고도계나 레이더 전파고도계의 자료를 지형고도자료와 함께 사용함으로써 항공기의 위치 정보를 제공하는 지형참조항법 (TRN: Terrain Referenced Navigation) 분야에서 사용되어 왔다. 지형참조항법 중 Tomahawk와 같은 미사일 분야에서 사용하는 TERCOM (TERRain COUNTER Matching)은 1958년에 특허 인증된 알고리즘으로 항공기에서 레이더 전파고도계를 통해 측정된 거리와 지형고도자료의 상관관계를 이용해 항공기의 위치와 guidance의 정보를 제공하는 방법으로 레이더 전파고도계가 활용되는 분야이다 (Hostetler and Andreas, 1983). 또한 1970년대 말에 제안된 SITAN (Sandia Inertial Terrain Aided Navigation)도 지형참조항법의 하나로써 레이더 전파고도계와 지형고도자료를 이용하여 항공기의 위치나 오차를 EKF필터와 같은 칼만필터에 의하여 예측하고 있다 (Yuan *et al.*, 2012). 국내에서도 레이더 전파고도계를 이용한 지형참조항법에 대한 연구로서 간접계 레이더 고도계를 이용하여 기존 지형참조항법 알고리즘에 대한 성능을 분석한 Kim *et al.* (2011) 및 Jeong *et al.* (2012)의 연구를 찾아 볼 수 있다. 이처럼 지형참조항법 분야에서 활발히 활용되고 있는 레이더 고도계의 특성분석을 통해 실제 비행환경에서 고도계의 정확도에 영향을 미치는 요인을 살펴보는 것이 필요하다고 할 수 있다.

항공기에 장착된 레이더 전파고도계가 측정하는 항공기와 지면의 상대적인 거리는 여러 가지 요인에 의하여 영향을 받는다. 레이더 전파고도계에 영향을 미치는 요인에 대해서는 식(1)과 같이 수신되는 신호의 파워를 계산하는 레이더 방정식에서 찾아볼 수 있다.

$$P_r = \frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 r^4} \quad (1)$$

P_r : 수신파워 P_t : 송신파워 G :안테나 Gain
 λ :wavelength σ : RCS r :Range (거리)

식 (1)에서 송신 파워, 안테나 지향성에 따른 Gain, Range, 수신 되는 지면 특성에 따른 RCS에 따라서 수신 파워가 결정된다. 송신 파워와 안테나 gain은 빔 폭 안에서 동일하다고 고려한다면, 이 연구의 비행 시험에

서와 같이 레이더 전파고도계에 영향을 미치는 경우는 range 및 지면 종류에 따른 반사도(RCS)에 의해 관측 오차가 발생 할 수 있으며, SNR (Signal to Noise Ratio) 측면에서 시스템 손실 등에 의해 수신 파워가 달라질 수 있다. 그러므로 지표면이 복잡해 질 수록 range나 RCS 등의 레이더 전파고도계에 대한 그 영향이 더 커진다 (Kim *et al.*, 2012). RCS 측면에서는 표면의 scattering 특성이나, 반사 특성 등 여러 가지 요인이 복잡하게 작용한다. 일반적으로 레이더 방정식에서는 표적의 단위 면적당 RCS를 고려하게 되지만, 항공기용 레이더 전파고도계처럼 지표면을 향해 넓은 빔폭으로 레이더 신호를 송신/수신하는 경우는 면적에 대한 고려를 해야 한다. Moore and Williams (1957)은 지표면으로부터 반사되는 레이더 신호의 특성은 area scattering에 의한 산란 (scattering)이 주요한 영향이라고 설명한다. 또한, 이런 면적에 의한 산란은 작은 면적에서 일어나는 산란현상이 축적되어 레이더 전파고도계에 영향을 미친다는 설명과 함께, 산지와 같은 복잡한 지형을 이루고 있는 지역에서는 이론적으로 고려하는 기하학적인 면적이 아닌 레이더 신호가 지표면에 직접 닿는 복잡한 면적을 고려해야 한다고 설명한다.

이 연구는 위에서 설명한 지형참조항법 분야에서 사용되고 있는 레이더 전파고도계에 대해서 복잡한 지표면 상공에서 측정할 경우 식 (1)에서 보여주는 수신 파워와 관련하여 고도계가 측정하는 값에 영향을 미치는 요인들에 대해 분석하고자 한다. 비행 시험 자료 분석을 위하여 참조 자료로 LiDAR DSM (Digital Surface Model)을 사용하였다. 이와 같이 LiDAR와 레이더 전파고도계를 동시에 획득하여 연구한 사례로 Raney and Leuschen (2004)와 Giles *et al.* (2007)은 이 두 자료를 이용하여 얼음의 두께를 측정하는데 활용하였으며, 레이더 전파고도계에 수신 되는 수신 파워를 예측하는데 있어서, 단위 면적당 계산되는 수신 파워를 바탕으로 반사 면적을 고려하여 계산하였다.

이 연구에서는 비행 시험을 통해 획득한 레이더 전파고도계 자료와 그와 동시에 획득한 LiDAR DSM을 바탕으로 RF (Radio Frequency) 신호가 반사되는 지면의 위치에 대한 분석을 통해서 레이더 전파고도계가 거리를 결정하는데 있어서 미치는 영향에 대해서 분석하고자 한다.

2. 본 론

1) 레이더 전파고도계 및 LiDAR

비행 시험을 위해 항공기에 장착한 레이더 전파고도계와 안테나는 미국 Honeywell사의 레이더 전파고도계 HG9550와 LG81AK01모델의 안테나를 사용하였다. 레이더 전파고도계의 안테나는 송신 및 수신 안테나가 독립적으로 일정한 간격을 두고 설치되어 한 쪽 안테나에서 RF신호를 송신하고 다른 쪽 안테나에서 반사되어 들어오는 신호를 수신하게 된다. Fig. 1의 (a)와 (b)는 레이더 전파고도계 안테나의 윗면과 아래면을 보여 준다. 레이더 전파고도계의 중심 주파수 대역은 4.2~4.4 GHz이며, 빔폭은 E-plane에서 최소 56°, H-plane에서 최소 40°의 빔폭을 가지며, 약 9.0 dBi의 이득 특성을 가진다. 위성에서 쓰는 레이더 전파고도계는 위성 궤도가 상당히 높고, 항공기에 비하여 안정적인 플랫폼의 자세를 유지하기 때문에 빔폭을 좁게 하여 사용하지만, 항공기에 쓰이는 레이더 전파고도계는 항공기 자세 변화에 따른 안정화를 유지하기 위하여 넓은 빔폭의 레이더 전파고도계를 사용하게 된다. 두 개의 레이더 전파고도계 안테나는 장착치구를 제작하여 항공기 아래 쪽의 hole에 장착하게 된다. 송/수신 안테나가 분리되어 있는 특성상 두 안테나를 장착하는데 적절한 이격거리를 두어 서로에게 영향이 미치지 않는지를 점검하여야 한다. 두 안테나의 분리도 시험 규격을 보여주는 Fig. 2와 같이 안테나 분리도는 14 Inch 정도에서 -85 dB를 나타내고 있다. 이 분리도 규격은 안테나 성능을 좌우하

며, 항공기 장착 시 두 안테나 이격거리 결정에 바탕이 되므로, 분리도 시험을 통해 규격에 맞게 만족하는지를 시험하였다.

기준 자료로 사용되는 LiDAR는 Leica(미국)사의 ALS50 MPIA를 사용하였으며, LiDAR 장비의 제원은 Table 1과 같다. 기준 지형 데이터 획득을 위한 DGPS 및 LiDAR 후처리는 정밀하고 안정적인 기하학적 정확도를 유지하기 위하여 전국에 배치되어 있는 상시관측소의 위치를 고려하였으며, 비행 경로 중 상시관측소의 위치가 항상 포함되도록 고려하였다.

기준자료로 사용되는 LiDAR 데이터의 품질 및 정확도는 점밀도에 의해 결정이 된다. 점밀도는 1 m² 당 레

Fig. 2. Isolation specification of the LG81AK01 antenna.

Table 1. LiDAR Specification

Maximum Pulse Rate	150 KHz
Operation Height	800~2,300m (AGL)
Field of View	75°
Maximum scan rates	900 Hz
Size and weight	370(W)×560(L)×240(H) mm, 40 kg
HDD Capacity	300 GB
Digital Video Camera	1,280×1,024

Fig. 1. LG81AK01 Antenna top (a) and bottom (b).

이저 포인트 수를 말하며, 비행속도, 비행고도 및 LiDAR 스캔각에 의해 결정이 되므로, 비행 시험의 비행 최대 속도는 150 knot, 스캔 각은 35° 로 결정하였다. Table 2는 비행속도 및 스캔각이 고정되었을 때의 비행 고도별 점밀도를 계산한 결과를 보여주며 비행 시험의

Table 2. The point density of LiDAR depending on flight heights

Flight Height	Point Density at 35° scan angle
700 m	3.7 points/m ²
1,400 m	1.1 ~ 2.3 points/m ²
1,500 m	1.0 ~ 2.0 points/m ²
2,200 m	0.5 ~ 1.0 points/m ²
3,000 m	0.3 ~ 0.7 points/m ²

비행 고도를 고려할 때 최소 점밀도가 1 점/m² 이상이 되도록 계획하였다. 획득된 LiDAR 자료의 원시 자료는 Fig. 3에서 설명되는 바와 같이 후처리를 통하여 1 m 격자 간격의 DSM을 제작하여 레이더 전파고도계의 성능 분석에 기준 자료로 사용되었다.

2) 테스트베드

비행 시험을 위해 항공기에 장착하는 테스트베드의 구성은 관성항법장치, GPS 수신기, 레이더 전파고도계 및 기압 고도계의 센서들과 안테나, 테스트베드 제어 및 모니터링을 위한 점검장치와 장착 센서들을 연결하는 인터페이스로 구성된다. 안테나는 레이더 전파

Fig. 3. Acquisition of LiDAR data and post processing for DSM generation.

고도계 안테나와 GPS 안테나가 장착되었으며, 이 밖에 비행 시험 상태를 촬영할 수 있는 캠코더를 장착하였다. LiDAR 장비는 테스트베드와는 독립적으로 항공기에 장착되어 데이터를 획득하였다. Fig. 4는 항공기에 장착되는 센서, 안테나 및 캠코더와 점검장비를 보여준다.

Table 3은 항공기에 장착되는 센서들의 종류와 이들 센서들이 측정하는 데이터들을 보여준다. 레이더 전파 고도계는 항공기에서 지면까지의 거리를 측정하고, 관

성항법장치는 항공기의 자세, GPS 수신기는 항공기의 위치 정보를 획득한다. 기압고도계는 기압을 이용하여 평균 해수면 고도를 측정하며, LiDAR는 점 자료를 획득한 후 후처리를 통하여 GPS 상시 관측소 자료를 이용하여 위치 정확도를 확보한 후 1 m DSM으로 수치고도모형을 제작하여 지형에 대한 평균 해수면 고도를 제공하게 된다.

3) 비행 시험

이 연구에서 사용한 원시자료는 2012년 6월 4일과 6월 14일의 두 번의 비행 시험을 통해 획득하였다. 민간 항공기 Cessna Caravan 208 기종을 비행 시험에 사용하였으며, 이 항공기는 185~296 km/h의 비행속도로 항속 시간 5시간을 비행 가능한 성능을 갖추고 있다. LiDAR, 레이더 전파고도계 및 GPS 등의 센서 및 치구, 테스트베드 등을 Fig. 5와 같이 항공기 내부에 설치하였다. 설

Table 3. Sensors installed on the airplane and data characteristics

Sensors	Data	Characteristics
Radar Altimeter	Range	From platform to ground
IMU	Orientation	Angle velocity
GPS Receiver	Position	GPS information
Barometer	Height	MSL (Mean Sea Level Height)
LiDAR	Topographic Height	MSL (Mean Sea Level Height)

Fig. 4. Sensors composed of the test bed for flight campaign: INS, Radar altimeter, GPS and barometer.

Fig. 5. Sensors installation in the airplane: test bed, sensors and INS.

치된 GPS 수신기, 레이더 전파고도계 등의 센서에서 측정된 자료는 원시 자료 모니터링 툴을 통해 레이더 전파고도계의 range 정보 및 상태, 기압 고도계의 고도 및 상태, INS로부터 들어오는 항공기 자세의 변화 등을 운용자에게 보여주며, 캠코더로 촬영하는 영상을 비행 궤도를 따라 직하방으로 모니터링 할 수 있도록 제공한다. 이 원시자료 모니터링 툴을 이용하여 운용자는 센서의 이상 여부와 비행 상태 등을 점검 할 수 있으며, 이륙하여 계획된 비행 궤도 위치로 이동한 후 비행 궤도 진입 후부터 데이터를 저장 할 수 있도록 운용할 수 있다.

원시자료 획득을 위한 비행 시험은 시험 및 분석에 적합한 지역 선정 및 비행 경로 선정 즉, 비행 임무계획이 선행되었다. 이를 위하여 비행 안전, 레이더 전파고도계 성능 분석, LiDAR 데이터 품질 및 지형 험준도 등을 고려하여 1 시간 정도의 데이터 획득이 가능한 지역을 계획하였다. 이 밖에 비행 구역 및 일별 비행 구역 및 월별 궤적 일수와 관련된 비행 안전 및 비행 조건을 고려하였으며, 무엇보다도 비행 계획 일자의 기상상태에 따라 비행 시험의 여부를 결정하게 된다.

Fig. 6은 시험한 비행 궤도를 Google earth의 위성 영상과 중첩한 것으로 지표면의 상태와 비행 궤적에 대해 상세히 알 수 있다. 비행 시험을 실시한 지역은 한반도의 중부지역에 해당하는 지역으로 동일한 비행 궤도로 고고도와 저고도로 비행하였다. 비행은 테스트베드의 전원이 들어오고 기압고도계, 레이더 전파고도계,

Fig. 6. The flight path on Google Earth of the flight campaign performed in June 2012.

INS, GPS, 캠코더의 출력 상태가 정상임을 확인 한 후 INS의 정렬이 완료되고 김포 공항을 이륙하여 계획된 비행경로 지역으로 이동하여 궤도에 진입하여 데이터를 획득하였다.

3. 결과분석

레이더 전파고도계는 송신과 수신 안테나의 설치에 따라 달라질 수 있는 성능을 고려하기 위하여 안테나 분리도 시험을 수행하였으며, 이를 통하여 두 안테나의 성능을 위한 적절한 이격 거리를 결정하였다. 결정된 이격 거리를 고려하여 항공기에 장착 한 후, 비행 시험으로 원시 자료를 획득하였다. 레이더 전파고도계의 특성 분석은 고도계의 유효 빔폭 영역 내에 포함되는 지표면에 대한 DSM과 동시에 획득한 고도계 자료를 이용하여 수행하였다.

1) 레이더 전파고도계 안테나 시험

비행 시험을 위한 레이더 전파고도계 안테나는 항공기에 장착하기 이전 안테나 분리도가 규격서와 일치하여 고도계 성능에 영향이 없는지를 무반향 챔버 시험을 통하여 시험하였다. 안테나의 분리도는 규격에 맞는 이격 거리 이상의 배치를 통해 송/수신 두 안테나의 성능에 상호간의 영향을 주지 않도록 해야 한다. 안테

Fig. 7. Isolation test in the anechoic chamber of LIGNex1 (a) and the result of isolation test: -69.56 dB@4.3 GHz (b).

나의 분리도는 빔 폭이 좁을수록 분리도가 좋게 나오므로 빔폭이 작은 H-plane 방향으로 안테나 이격거리에 따라 다르게 측정하였다. 분리도 시험은 15 m (L)×5 m (W)×5 m (H) 크기의 LIG넥스원의 구미하우스 전자파 무반향 챔버에서 수행하였다. Fig. 7(a)는 안테나 분리도 시험을 수행하는 사진을 보여주며, Fig. 7(b)는 레이더 전파고도계의 분리도가 두 안테나의 이격거리가 70 cm일 때, 4.2~4.4 GHz 주파수 대역의 중심 주파수 4.3 GHz에서 -69.56 dB로 측정된 결과를 보여 준다. 이 결과는 Fig. 2의 규격에서 보여주는 -85 dB에 못 미치는 결과이므로 안테나 분리도 만족을 위하여 두 안테나 사이에 18 dB 감쇄기 및 흡수체를 추가로 구성하여 안테나 분리도를 측정하였다. -18 dB 감쇄기를 추가하여 안테나 분리도 시험에서 -84 dB의 안테나 분리도가 측정되었으며 흡수체를 추가하여 약 -91 dB의 안테나 분리도가 측정되었다. 이 시험 결과를 바탕으로 실제 비행 시험을 위한 안테나 설치 시 76 cm의 거리에 두 안테나를 설치하였고, 분리도를 고려하여 감쇄기 및 흡수체를 추가로 구성하여 안테나의 안정적인 성능을 위한 환경을 조성하였다.

2) 비행시험 데이터

비행 시험에서는 고도 정보를 추출할 수 있는 GPS, 기압고도계, 레이더 전파고도계 세 개의 센서에서 데이터를 저장하게 된다. GPS는 위성항법을 이용하여 고

도값을 추출하고 기압고도계는 기압의 차이를 이용하여 고도값을 기록하며, 이 두 고도는 모두 평균해수면을 기준으로 한 항공기의 고도이다. 레이더 전파고도계는 항공기에 장착되어 전파를 송신한 후 수신하기까지의 시간을 계산하여 항공기로부터 지표면까지의 상대적인 거리를 계산하게 된다. 원시자료는 GPS의 고도는 100 Hz, INS 정보는 200 Hz, 레이더 전파고도계는 50 Hz 간격으로 기록이 되나, 분석을 위해서는 이 모든 자료를 사용하지 않고, sampling 하여 분석하였다. Fig. 8과 Fig. 9는 고고도와 저고도에서 획득된 GPS 고도 및 레이더 전파고도계의 고도를 보여주며, X축은 원시자료가 정렬된 순서이고, Y축은 관측 고도 (m) 이다. 비행 고도는 비행 궤도를 따라 안정화된 비행 고도를 보이며, 레이더 전파고도계의 고도는 지표면의 지형고도가 반영되어 매우 불규칙한 패턴으로 기록하는 것을 볼 수 있다.

3) 레이더 전파고도계 분석

레이더 전파고도계는 앞서 설명하였듯이 항공기에서 직하방 지면까지 상대적인 거리를 측정한다. 즉, Fig. 10에서 설명하듯이 항공기 바로 아래 지면까지의 상대적인 거리를 측정하므로 비행 고도에서 지형고도를 뺀 거리를 측정한다. 여기서 지형고도는 LiDAR DSM에서 추출한 고도 정보를 이용하며, 정밀한 DSM을 활용하여 레이더 전파고도계가 측정한 값에 대한 분석을 수

Fig. 8. Heights from the radar altimeter and GPS at high altitude of flight height.

Fig. 9. Heights from the radar altimeter and GPS at low altitude of flight height.

Fig. 10. The concept of measurements of Radar altimeter.

행 할 수 있다. 지표면의 어떤 영향이 없이는 직하방까지의 거리를 측정하나, 복잡한 지표면으로 변화 될수록 레이더 전파고도계에 포함되는 오차는 더 커진다 (Kim *et al.*, 2012). Fig. 11은 이 연구의 선행 연구로써 발표한 Kim *et al.* (2012)의 연구에서 발표한 수면에서의 HG9550 레이더 전파고도계의 성능을 보여준다. Fig. 11(a)는 Google Earth에 샘플 지역을 출력하여 지표면의 상태가 수면임을 확인한 그림이며, (b)는 항공기에서 지표면까지 DSM을 이용하여 거리(range)를 계산한 후 그 지점에서 측정된 레이더 고고도계의 값과의 차이를 식 (2)와 같이 계산하여 그 차이를 보여주는 그래프이다. 그러므로 Fig. 11(b)의 colormap에서 0로 표현되는 파란색으로 표현되는 지점이 레이더 전파고도계 측정치와 동일한 지점임을 알 수 있다. 수면의 경우는 항공기

Fig. 11. Site location on the Google Earth (a) and the difference (Δh) between calculated ranges from the airplane to the surface and measured ranges of the Radar altimeter (b).

Fig. 12. Measurements from flight campaign at high altitude: Flight height, Radar altimeter (Hr), range to nadir (Hp) and topographic height (HLi) from LiDAR.

바로 직하방에서 레이더 전파고도계의 측정치와 동일한 거리(range)가 계산되는 것 즉, 식 (2)의 $\Delta h = 0$ 을 볼 수 있다.

$$\Delta h = H_r - (H_f - H_{Li}) \quad (2)$$

H_r : 레이더 전파고도계 고도 H_f : 비행고도
 H_{Li} : DSM 각 cell의 지형고도

위의 선행 연구를 바탕으로 복잡한 지표면을 비행한 비행 시험을 통해 획득한 레이더 전파고도계의 측정값들이 어떻게 변화되는지를 분석하였다. Fig. 12는 비행 시험에서 획득한 자료들 중 비행고도, 레이더 고도, DSM에서 추출된 지형고도 및 계산된 직하방 고도를 보여준다. 이는 전체 비행 시험 자료에서 안정적으로 2500 m 상공을 비행한 부분에서 추출한 데이터를 이용하였으며, 그래프 뒤쪽에 비행 고도가 약 2800 m로 높

아지는 부분은 산맥의 존재로 인하여 비행 고도를 높여 비행했음을 보여준다. 비행 고도(H_f)에서 지형고도(H_{Li})를 뺀 거리를 측정하는 레이더 전파고도계의 측정치는 지형 고도가 높아지는 부분에서는 레이더 전파고도계의 거리가 짧아짐과 같이 비행 궤도를 따라 존재하는 지형의 영향을 받고 있는 것을 볼 수 있다. 직하방 고도는 항공기의 위치에서 직하방의 LiDAR 지형 고도를 뺀 값이고, 레이더 전파고도계가 수면과 같이 어떠한 영향을 받지 않을 때 측정하는 값이다. 비행 궤도를 따라서 측정한 레이더 전파고도계 고도는 직하방 고도보다는 대부분 길게 측정이 되며 지역에 따라서는 직하방 고도와 같은 값을 측정하는 부분이 존재하기도 한다. 이러한 지역은 산 위쪽에서 측정되는 경우가 많다.

Fig. 13은 항공기 직하방쪽으로 유효 빔폭 안에 들어

Fig. 13. Measurements from flight campaign at high altitude: Flight heights, Radar altimeter (Hr), range to nadir (Hp) and topographic height (HLi) from LiDAR.

Fig. 14. LiDAR DSM within effective beam-width below the airplane (a) and the difference (Δh) between calculated ranges from the airplane to the surface and measured ranges of the Radar altimeter (b).

오는 지표면의 상태를 기본 통계치를 통해 자세하게 보여주는 그래프이다. 항공기 아래의 직하방 지형고도 외에 유효한 빔 폭 범위 내에 들어오는 영역을 이루고 있는 지형고도들의 기본 통계치를 보여준다. 즉, 유효 빔 폭 범위에 들어오는 지형의 최고 지형 고도, 평균 지형 고도 및 최저 지형 고도를 보여주는 그래프로 항공기 아래 지형의 분포 상황을 볼 수 있다. 최저 지형 고도가 0인 지역은 DSM이 존재하지 않는 경우이거나 수면이 존재하는 경우일 수 있다. 이런 경우, 지역의 지형 고도 변화가 상당히 큰 것은 최대/최소 지형 고도간 격차를 보고 판단할 수 있다.

Fig. 14(a)는 유효 빔폭 내에 포함되는 항공기 직하방 쪽의 LiDAR DSM을 보여준다. Fig. 14(a)에서 *는 항공

기의 위치이고, x축은 경도, y축은 위도이고 z축은 지형 고도 (m)이다. Colormap으로 지형의 높낮음을 시각적으로 표현하였으며, 파란색은 고도가 낮고, 빨간색에 가까울수록 고도가 높은 것을 볼 수 있다. Fig. 14(b)는 식 (2)와 같이 비행 고도에서 DSM의 각 grid에 대한 지형 고도까지의 거리를 계산하여 이를 레이더 전파고도계의 측정치에서 뺀 값(Δh)을 보여준다. 그러므로 Fig. 14(b)의 colormap은 레이더 전파고도계 고도와 차이를 보여주므로 식 (2)의 Δh 가 0을 보여주는 컬러로 표현되는 지점이 레이더 전파고도계의 측정치와 같은 곳으로 레이더 신호가 반사된 지점이라는 것을 말해 준다. Moore and Williams (1957)의 설명처럼 복잡한 지표면에서 반사되는 신호의 Fig. 14(b)에서와 같이 레이더 신호

가 둥글게 지표면에 도달하여 지표면에 반사되어 신호가 다시 레이더 전파고도계 쪽으로 올라가게 된다. 이것은 Fig. 11의 수면의 경우와는 다른 현상을 보여준다. 이처럼 지표면의 변화가 생기면, 레이더 전파고도계는 직하방 고도를 측정하지 않고, 지표면까지의 range와 RCS 등의 영향으로 측정값에 영향을 받게 되는 것을 살펴 볼 수 있다.

Fig. 15는 식 (2)에서 $H_f - H_{Li}$ 부분을 계산하여 분포도

Fig. 15. Calculated range distribution within effective beam width.

로 보여준다. 이 지역에서는 항공기에서 가장 가까운 지역이 약 2320 m 정도이고, 레이더 전파고도계는 2435.4313 m로 분포도에 표시된 영역에서 측정이 되었다. 이것은 Fig. 14(b)에서 볼 수 있듯이, 고도가 높은 지역이 있음에도 불구하고 더 밑으로 내려와서 신호가 반사되는 것을 반영한다. 이 거리분포도를 바탕으로 레이더 전파고도계 안테나에서 수신되는 신호의 세기를 추측해 보면 레이더 방정식에서와 같이 거리(range)와 RCS의 요인으로 해석 할 수 있다. 물론 RCS에 관련해서는 scattering의 복잡한 과정이 존재하지만, 이 연구에서는 거리(range)와 RCS에 영향을 미치는 면적에 대해서만 고려하고자 한다. 거리분포도에서 거리는 range이고 분포도의 y축은 DSM의 빈도수를 나타내므로, 면적이라고 볼 수 있다. 1 m² DSM을 사용하였으므로, 빈도수 1은 1 m²로 볼 수 있다. 같은 빔 폭 내에서 반사되어 오는 면적을 거리분포도의 빈도수로 생각할 때, 빈도수가 많은 거리에 있는 지형에서 수신되는 파워가 더 커진다고 생각할 수 있다.

Fig. 16은 거리 분포도를 이용하여 수신 파워에 영향을 미치는 거리(range)와 반사 면적만을 고려하여 같은

Fig. 16. Range distribution (left) and normalized estimated receiving power (right) within the effective beam width.

Fig. 17. The relationship between transmitting, receiving radio signals and range distribution.

유효 빔폭 내에서의 반사도가 동일하다는 조건 아래 수신되는 파워를 예측한 그래프를 그려보면 Fig. 16 오른쪽과 같은 그래프가 그려진다. 이는 식 (1)의 레이더 방정식에서 P_t , G , λ 의 파라미터는 동일하다고 가정할 때, 남은 파라미터 중 거리(range)와 σ (RCS)를 고려한 것으로 RCS는 단위 면적당 물체의 반사 특성을 나타내므로 레이더 신호가 지표면에 닿는 DSM의 면적을 고려하여 그린 그래프이다. 레이더 전파고도계의 고도값이 결정된 부분에 고도계 값을 출력하였으며, 거리 분포도와 같이 레이더 전파고도계의 측정치는 분포도의 Peak 부근에서 측정이 되고 있는 것을 볼 수 있으며, 최근점의 영향보다는 면적에 의하여 고도계가 최근점에서 거리가 차이가 나는 값을 거리로 인식하고 있음을 보여준다.

거리분포도와 레이더 전파고도계 수신기에서 수신하는 파워의 크기의 관계는 Fig. 17에서와 같다. Fig. 17은 레이더 전파고도계가 RF 신호를 송신하여 지표면에서 반사되어 들어오는 수신 파워를 이용하여 거리를 측정하는 과정을 그린 그림이며, 들어오는 수신 파워의 응답 특성 중 알고리즘에 따라 임계치가 결정되어 임계치를 만족하는 부분에서 거리가 측정된다. Fig. 17 아래의 거리 분포도는 항공기에서 항공기 직하방쪽으

로 존재하는 지면까지의 거리에 대한 분포도로 레이더 전파고도계의 고도를 측정하는 알고리즘에 따라 거리 분포도와 관련된 수신 응답 특성 그래프의 어느 정도에서 고도가 결정된다. Fig. 15와 Fig. 16에서 설명하듯이 여러 패턴의 경우를 살펴 본 결과, 거리분포도의 Peak부분에서 레이더 전파고도계가 거리를 측정하고 있음을 알 수 있다.

앞에서는 거리(range)와 레이더 신호가 닿는 면적을 고려하여 Normalized estimated receiving power에 대해서 고려하였으나, RCS는 면적뿐 아니라 지면의 reflectivity에 의해 영향을 받게 된다. Fig. 18의 경우는 항공기 직하방 쪽 유효 빔폭 안의 대부분의 지표면 구성이 마을과 같은 주거지가 포함된 지역인 경우에 있어서, 거리 분포도에서 확인 하면, 거리분포도의 peak와 많이 떨어진 곳에서 레이더 전파고도계의 고도가 결정되는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 경우는 주거지와 같은 지표면의 RCS와 유효 빔폭 내 차지하는 면적 등에 영향을 받는 것으로 보이며, 강과 같은 수면이 존재하는 경우는 그 영향이 더 크게 나타나는 것이 관찰된다. 물이 포함된 경우는 레이더 전파고도계의 영향을 크게 미치는 경우는 Fig. 13의 그래프에서 최저 지형 고도가 0로 찍히는 지점에서도 볼 수 있었다.

Fig. 18. LiDAR DSM within effective beam width of the residence area (a) and calculated range distribution in the residence area (b).

4. 결 론

이 연구에서는 레이더 전파고도계 및 LiDAR 센서를 장착한 비행 시험을 수행하여 함께 획득한 LiDAR 자료를 참조자료로 레이더 전파고도계의 특성을 분석하였다. 레이더 전파고도계는 항공기에서 직하방쪽의 지면까지의 거리를 측정하는 센서로서 송신된 레이더 신호가 지표면의 영향을 받아 수신 신호의 특성이 변화됨으로써, 측정값에 변화가 생기게 된다. 즉, 레이더 전파고도계의 정확도는 지표면으로부터 영향을 받아 변화하게 된다. 선행 연구에서 유효 빙폭이 모두 수면으로 이루어진 경우에는 항공기 바로 직하방을 측정하는 것을 확인하였으며, 이 연구에서는 비행 궤도를 따라 비행하면서 지표면의 변화에 따라 다른 특성을 보이는 레이더 전파고도계의 자료를 분석하였다. 레이더 전파고도계는 직하방 고도보다 항상 길게 측정이 되며, 지표면의 영향에 따라 이 특성이 불규칙하게 나타나기도 한다. 불규칙하게 나타나는 지표면의 영향을 레이더 전파고도계에서 수신하는 수신 파워에 대한 거리 (range)와 반사 면적의 영향을 거리 분포도를 통해서 살펴 보았으며, 이로써 충분한 수신 파워에 도달 하였을 때, 레이더 전파고도계의 알고리즘에 의해 고도값이 결정되고 있음을 확인하였다. 결론적으로 거리가 가까운 지면이 존재함에도 불구하고 최근점의 영향 보다는 유효 빙폭 안에서 RF신호가 지표면에 닿게 되는 면적에 대한 영향으로 레이더 전파고도계가 측정된다고 볼 수 있다. 그러므로 항공기에 장착하여 사용하는 빙 폭

이 넓은 레이더 전파고도계에 대한 지표면에 대한 영향은 반사도와 일정 거리에 있는 지표면의 면적 등 RCS와 관련 있는 요인들의 영향이 크다고 볼 수 있다.

이 연구는 지형참조항법에서 활용되는 레이더 전파고도계에 대하여, 레이더 전파고도계가 실제 비행에서 측정하게 되는 부분을 파악하였으며, 향후 연구에서는 여러 비행 시험을 통해 확인 된 결과를 이용하여 레이더 전파 고도계가 가지는 오차에 대해 분석하고자 한다. 그러므로 레이더 전파고도계의 RF신호 반사 특성 분석 및 오차 분석은 지형참조항법의 오차 분석의 밑바탕이 되는 자료로 활용함으로써, 항법정보의 정확도를 높이는 데 활용가치가 있을 것이다.

사 사

본 연구는 국방과학연구소에서 시행중인 “지형참조항법 테스트베드 제작 및 비행시험을 통한 원시자료 획득”의 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드리며, 비행 시험 및 LiDAR 촬영에 협조해주신 중앙항공주식회사에 감사드립니다.

참고문헌

Giles, K.A., S.W. Laxon, D.J. Wingham, D.W. Wallis, W.B. Krabill, C.J. Leuschen, D.D. McAdoo,

- S.S. Manizade, and R.K. Raney, 2007. Combined airborne laser and radar altimeter measurements over the Fram Strait in May 2002, *Remote Sensing of Environment*, 111(2-3): 182-194.
- Hostetler, L.D. and R.D. Andreas, 1983. Nonlinear Kalman Filtering Techniques for Terrain-Aided Navigation, *IEEE Transactions on Automatic Control*, AC-28(3): 315-323.
- Jeong, S.H., J.-H. Yoon, M.-G. Park, D.-Y. Kim, C.-K. Sung, H.-S. Kim, Y.-H. Kim, H.-J. Kwak, W. Sun, and K.-J. Yoon, 2012. A performance analysis of terrain-aided navigation (TAN) algorithms using interferometric radar altimeter, *The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, 40(4): 285-291 (in Korean with English abstract).
- Kim, H.S., C.-K. Sung, and K.J. Yoo, 2011. Simulation for the TRN using Interferometric Radar Altimeter and PMF, *Proc. of 2011 KSAS Spring Conference*, Apr., pp. 212-216 (in Korean with English abstract).
- Kim, Y.H., M.J. Yoo, K.J. Yoo, J.-S. Yoon, and H.J. Kwak, 2012. Characteristic analysis of RADAR altimeter for developing the algorithm of the Terrain Referenced Navigation, *Proc. of 2012 Conference on Surveillance, Reconnaissance and Information*, DaeJeon, Jul.
- Moore, R.K. and C.S. Williams, Jr., 1957. Radar terrain return at near-vertical incidence, *Proc. of the IRE*, Feb., vol. 45, pp. 228-238.
- Raney, R.K. and C.J. Leuschen, 2004. Simultaneous laser and radar altimeter measurements over land and sea ice, *Proc. of 2004 International Geoscience and Remote Sensing Symposium*, Sep. 20-24, vol. 1, pp. 676-678.
- Yuan, G., H. Zhang, K. Yuan, and L. Zhu, 2012. Improved SITAN algorithm in the application of aided inertial navigation, *Proc. of 2012 International Conference on Measurement, Information and Control (MIC)*, May 18-20, pp. 922-926.