

수신 간섭의 신호 감쇠를 통한 전파고도계의 비정상 고도 시현 개선

권정혁¹ · 오승현¹ · 서병익¹ · 이왕상^{2†}

¹한국항공우주산업(주)

²경상국립대학교

Improvement of Abnormal Altitude Display of Radar Altimeter by Using Attenuation of Received Interference

Jung-Hyuk Kwon¹, Seung-Hyun Oh¹, Byung-Il Seo¹, Wang-Sang Lee²

¹Korea Aerospace Industries, LTD

²Dept. of Electronic Engineering, Gyeongsang National University(GNU)

Abstract

The purpose of this paper was to study how to improve the occurrence of abnormal altitude values of radio altimeter, due to RF interference signals during the flight of aircraft. In flight missions, since it performs a roll-out after several high maneuvers, accurate altitude must be displayed to effectively perform flight missions. Thus, a root cause analysis and trouble shooting were performed for the display of abnormal altitude values of radar altimeters, and a method of reducing RF interference signals by installing an attenuator was examined. Additionally, the verification results for the improvements are also described.

초 록

본 논문에서는 항공기가 비행 중 RF 간섭 신호로 인해 전파고도계의 비정상인 고도값이 발생하는 현상에 대한 개선 방안을 연구하였다. 비행 임무 시 수회 이상을 고기동 후 기동 회복을 수행하기 때문에 정확한 고도가 시현되어야 비행 임무를 효과적으로 수행할 수 있다. 따라서, 원인분석, 고장탐구를 통해 RF 간섭 신호를 감쇠시키는 감쇠기 장착 방안을 도출하였다. 또한, 개선사항에 대한 검증 및 적용결과도 함께 기술하였다.

Key Words : 감도 마진(Sensitivity Margin), 수신 간섭(Received Interference), 감쇠기(Attenuator), 고도(Altitude), 반사파(Reflected wave), 전파고도계(RALT, Radar Altimeter), 지상 반사 신호(Ground Return Signal), 주파수 변조 연속 신호(FMCW, Frequency-Modulated Continuous-Wave), 주파수 변조(Frequency Modulation), 펄스 변조(Pulse Modulation)

1. 서 론

훈련기와 경공격기 항공기는 비행 중에 수회 이상의 고기동 후 기동 회복을 하므로 정확한 고도가 시

현되어야 비행 임무를 효과적으로 수행할 수 있다. 따라서 대부분 항공기에서 전파고도계 장비를 사용하여 정확한 고도를 제공한다[1-2]. 전파고도계는 항공기와 지표면과의 상대 고도를 측정하기 위한 장비이며, 지면을 향해 전파를 송신하고 되돌아오는 반사 신호를 수신하여 두 전파 사이의 상호관계를 이용하여 절대고도를 측정하는 장비이다[3-4]. 항공

Received: Mar. 27, 2021 Revised: Jun. 21, 2021 Accepted: Aug. 03, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-55-772-1728, E-mail: wsang@gnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

기에서는 주파수를 변조하여 연속파를 방사하는 주파수 변조(FM) 형 고도계, 반사 목표물에 대한 거리 정보를 얻기 위하여 시간에 따른 주파수 변조를 이용하여 측정하는 주파수 변조 연속 신호(FMCW)형 고도계, 그리고 펄스를 지면으로 전송하여 반사되는 신호를 수신하여 경과 시간을 계산하여 고도를 측정하는 펄스 변조(PM)형 고도계가 주로 사용된다[1-6]. 훈련기와 경공격기는 낮은 고도뿐 아니라 높은 고도에서도 다양한 비행 임무를 수행하기에 주로 높은 고도에서 사용되는 펄스 형 고도계를 사용하였고, Fig. 1과 같이 송/수신 시 신호를 처리하는 프로세서(Processor) 장비와 송/수신안테나로 전파고도계 시스템이 구성된다[1, 5-6].

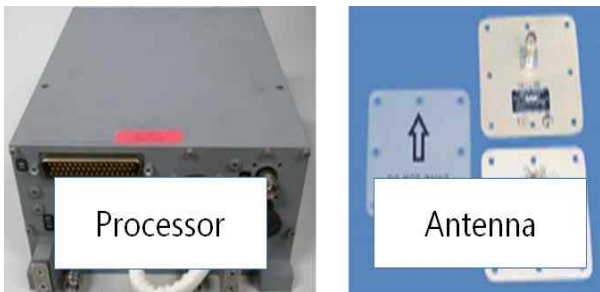


Fig. 1 Radar Altimeter System

본 논문에서는 항공기가 비행 중에 고기동 후 전방 시현기(Head-Up Display)에서 펄스 형 전파고도계의 비정상적인 고도 값이 간헐적으로 시현되는 현상에 대해 원인분석, 고장탐구를 통해 개선 방안을 도출한 연구결과를 기술하였다.

2. 본 론

2.1 현상 분석

비행 중에서 고기동 시 간헐적으로 전파고도계의 비정상 고도값과 저고도 경고 기능이 발생하였다. 비행 중 실제 고도는 약 X,000 ft 이상이지만 약 X00 ft 이하의 저고도가 간헐적으로 시현되는 현상을 Fig. 2와 같이 확인하였다.

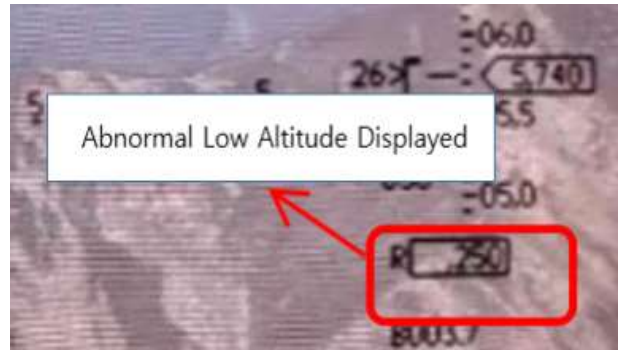


Fig. 2 Phenomenon of Abnormal Low Altitude Display

저고도 경고 기능은 고도 값이 설정된 저고도로 인지될 경우 비행 안전을 위해 헤드셋을 통해 경고음이 수신되는 기능이다. 따라서, 비정상적인 저고도 값이 발생함에 따른 경고음을 수신되었기에 경고음 수신 현상은 정상적인 동작으로 확인되었다. 하지만, 고기동 후 비정상적인 고도 값 시현 현상 자체는 문제이므로 근본적인 원인을 검토하였다. 전파고도계는 항공기가 고기동 시에는 지상 반사수신 신호가 수신되지 않아 고도를 일시적으로 시현을 하지 않는다. 하지만, Fig. 3과 같이 다시 기동 후 수평 비행 시에는 펄스 타입의 전파를 송신하고, 이 전파는 지면에 반사되어 수신안테나를 통해 수신된다. 송/수신된 전파 사이의 펄스 신호의 경과 시간을 전파고도계 프로세서가 측정하여 정확한 고도 값을 계산하도록 설계되었다.

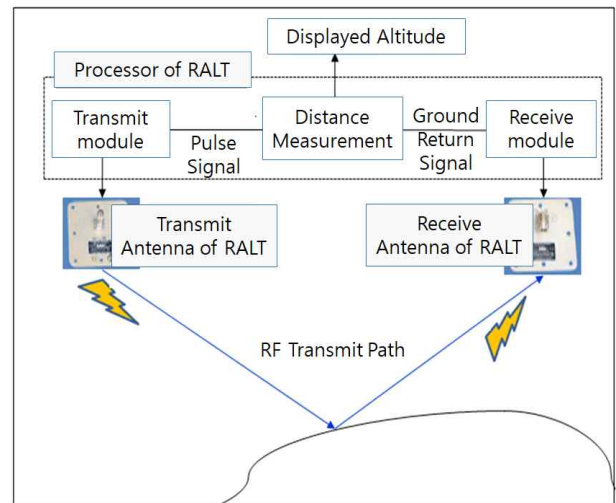


Fig. 3 Method of Measuring Altitude Using RALT

전파고도계가 고도 측정을 위해서 송/수신되는 펄스 신호가 지형지물로부터의 반사, 회절에 의한 간섭 신호, 전파고도계 시스템 회로 내부의 신호 손실 요소 및 항공기 내/외부의 간섭 신호의 영향으로 고도 값 신호처리의 오류 등이 발생할 수 있다[7-10].

비행 중에 전파고도계는 측정된 고도 값을 임무 컴퓨터에 제공하고, 임무 컴퓨터는 제공된 데이터는 전방 시현기에 시현시키고 비행데이터 장비는 임무 컴퓨터에서 제공하는 고도 데이터를 저장한다. 따라서, Fig. 4와 같이 비행 중 비정상 고도 데이터를 비행데이터 장비의 데이터로 분석한 결과, 고기동 시 간헐적으로 비정상 고도 값이 측정되는 것이 확인되었다. 또한, 이 현상은 비행 중에만 발생하여 지상에서의 고장탐구가 제약됨에 따라 간섭 요인에 대해 FTA 원인분석을 통해 개선 안 도출이 필요하였다.

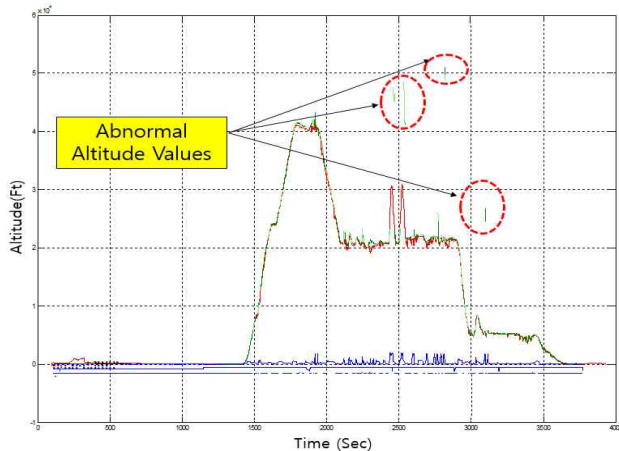


Fig. 4 Flight Data Analysis for Abnormal Altitude

2.2 FTA 분석

FTA(Fault Tree Analysis) 분석을 위해 Fig. 5와 같이 비행 중 비정상적인 고도 값을 유발하는 주요 요인을 전파고도계 장비 및 구성품, 입력전압, 전파고도계 장착성, RF 케이블, Mux 통신 및 전파고도계 안테나 경로상의 간섭 신호의 영향성을 순차적으로 검토하였다. FTA 분석 구성에 따라 현상이 발생한 전파고도계의 구성품, 전압 및 연결된 케이블의 영향성을 먼저 검토하고, 항공기 내부에서의 전파고도계 구성품의 경로상에 간섭 요소에 대한 검토로 확대하였다.

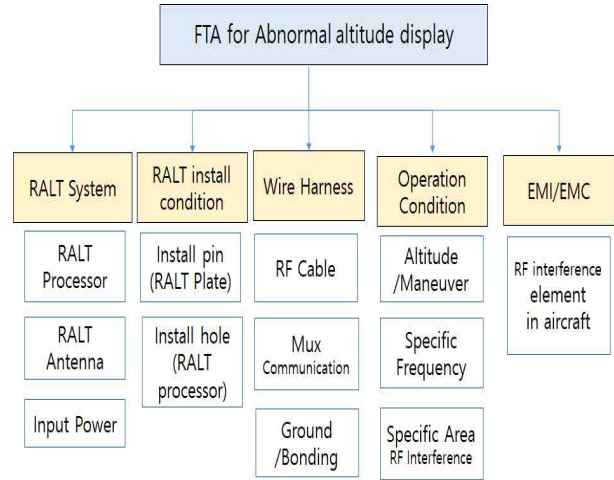


Fig. 5 FTA for Abnormal Altitude Display

2.3 전파고도계 구성품 및 입력전압 영향성

비정상 고도값이 시현되는 항공기의 전파고도계의 구성품을 순차적으로 교체하여 점검한 결과, Table 1과 같이 비정상 고도 값 시현이 지속적으로 발생하여 전파고도계 구성품의 영향성은 없음이 확인되었다.

Table 1 Inspection Result After Change of RALT System

Category	Abnormal phenomenon
Radar Altimeter	Occurred
Transmit Antenna	Occurred
Receive Antenna	Occurred

항공기 및 엔진 진동 등에 의해서 항공기 엔진에서 제공되는 전파고도계의 입력전압의 불안정으로 인해 비정상 고도 값 발생의 영향성을 확인하였다. 전파고도계로 입력되는 전압의 영향성 확인을 위해, Fig. 6과 같이 비행 시 전원 조건과 동일한 입력전압을 제공하고, 추가 비교를 위해 배터리 전원, 지상 전원 장비에서의 입력전압을 제공하여 오실로스코프로 전파고도계의 입력전압을 측정하였다.

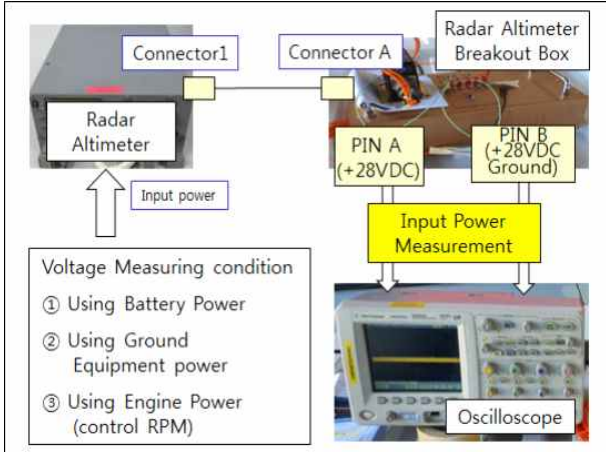


Fig. 6 Measurement of Various Input Voltages of RALT

전파고도계로 입력되는 항공기 전원을 측정 한 결과, Fig. 7과 Table 2와 같이 입력 전원은 다양한 조건에도 전원 규격(MIL-STD-704F) 기준(2X V~3X V)을 만족하는 안정적인 전압이 측정되었다[11].

Table 2 Measurement Result of Input Power in RALT

Battery Power	Ground Equipment Power	Engine Power (RPM control)		
		Normal	Increased	Decreased
26.X V	28.X V	28.X V	29.X V	26.X V

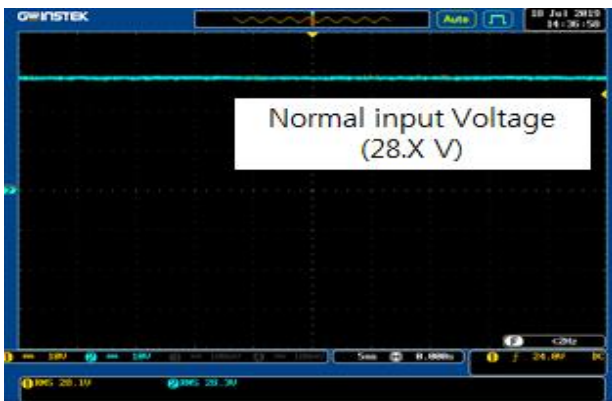


Fig. 7 Measurement Result of Input Power in RALT

2.4 전파고도계 장착 영향성

전파고도계는 항공기에서 장착대로 고정하여 장착 된다. 전파고도계와 장착대 간의 유격과 부정확한 고정 상태 등으로 인해 항공기 진동이 발생 시에 비정

상 작동 및 성능 저하가 발생할 수 있다. 검토 결과, Fig. 8과 같이 전파고도계의 장착 홀의 직경과 장착대의 장착 핀의 직경이 공차가 약 0.00X inch로 도면 규격을 만족하였다. 또한, 임의로 과도한 물리적인 힘을 주어 진동을 유발하였지만, 흔들림 및 유격 현상은 발생하지 않아 영향성 없음이 확인되었다.

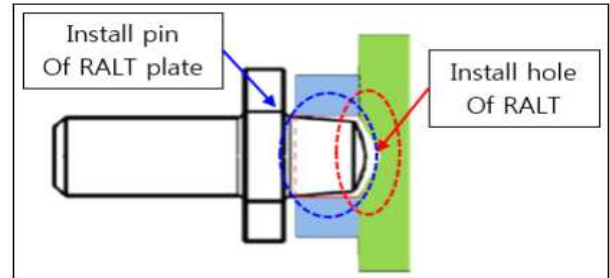


Fig. 8 Installation of Pin and Hole in RALT

2.5 전파고도계 RF 케이블 영향성

전파고도계 및 송/수신안테나 간에 연결되는 RF 케이블을 제작 및 장착 시에 우발적인 축력 등으로 인하여 케이블 차폐 손상, 유전체 유동 발생, Contact 불안 발생으로 인해 비정상적인 고도 값을 유발할 수 있다. 비정상 고도값이 시현된 항공기의 RF 케이블을 탈거하여 X-ray로 내부 상태 및 정재파 비(VSWR)를 측정하였다. 점검한 결과, 항공기의 시스템에 적용된 다른 시스템의 RF 케이블과 같이 적합한 작업방식이 적용되었고[12-13], RF 케이블에 라벨 튜브, 수축 튜브, 케이블 해체 등의 구성품을 단계적 분해 검사 시에도 특이사항이 확인되지 않았다. 또한, Fig. 9와 같이 케이블 자체의 내/외부 손상이 없었고 정재파 비도 선형적인 파형이 정상적으로 측정되었다.



Fig. 9 Results of Disassemble Verification in the RF Cable

RF 케이블은 우발적인 축력 등으로 인해서 케이블 손상 등이 발생할 수 있어서 축력시험을 통해 견전성을 확인하였다. 측정결과, Fig. 10과 같이 규격(MIL-PRF-39012)을 만족하는 약 3X.X kgf Min 이 측정되어 영향성 없음이 확인되었다[14].

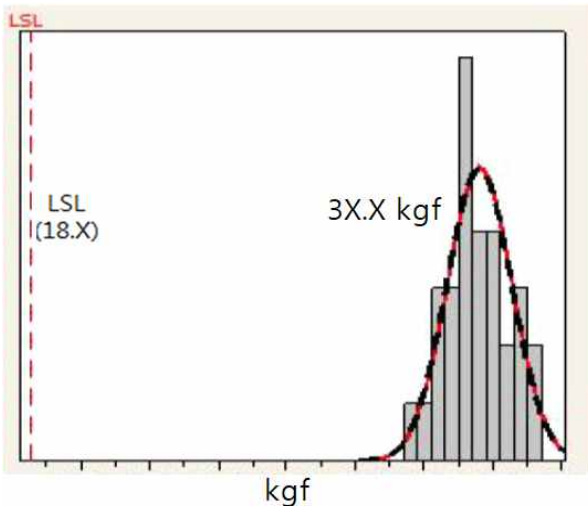


Fig. 10 Tensile Force Measurement Result of RF Cable

또한, 전파고도계의 RF 케이블의 부적절한 제작 및 장착이 될 경우, RF 간섭 신호 등으로 인해 전파고도계 안테나의 송/수신 시에 반사파의 영향이 발생할 수 있다[13-14]. 따라서, 항공기에서 현상이 발생한 RF 케이블을 탈거하여 Network analyzer를 이용하여 삽입손실을 측정된 결과, Fig. 11과 같이 삽입손실은 규격치(-0.5XX dB 이하)로 적합하게 측정되어 영향성 없음이 확인되었다[15].

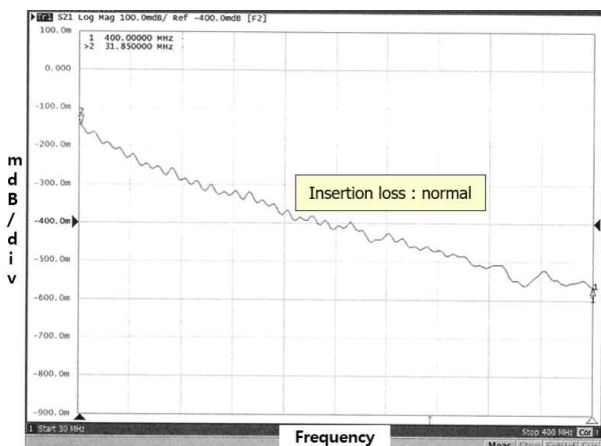


Fig. 11 Insertion Loss of RF Cable

전파고도계 RF 케이블을 항공기에 장착한 상태에서 RF 케이블에서의 진행파 및 반사파를 시험 주파수 2XX ~ 3XX MHz에서 전력 X ~ XX W 기준으로 Wattermeter로 측정하였다. 측정결과, Fig. 12과 같이 진행파와 반사파가 모두 동일하게 측정되어 영향성 없음이 확인되었다.



Fig. 12 Traveling and Reflected Waves of RF Cable

또한, TDR(Time Domain Reflector meter)를 사용하여 RF 케이블의 단선 부분을 확인한 결과, Fig. 13과 같이 케이블의 내부 단선 및 손상 없음이 확인되었다.

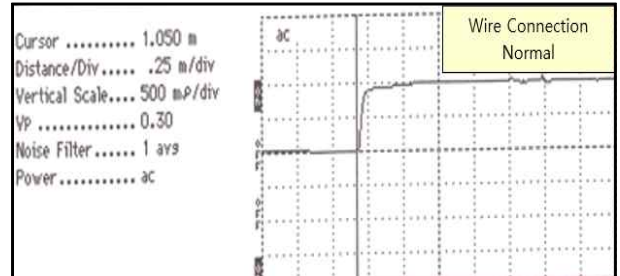


Fig. 13. Disconnection Measurement Result of RF Cable

2.6 전파고도계 Mux 신호 및 접지 영향성

전파고도계는 Fig. 14과 같이 측정된 고도 값을 Mux 통신을 통해 임무 컴퓨터(Mission Computer)로 제공하고, 임무 컴퓨터는 데이터를 심벌 정보로 변환하여 전방 시현기를 통해 시현시킨다[16].

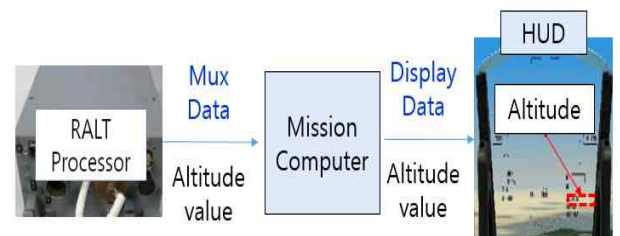


Fig. 14 Display Process of the Altitude Data

Mux 통신에서 임무 컴퓨터는 Fig. 15와 같이 버스 제어(Bus controller)의 역할을 통해 원격 터미널(Remote Terminal) 중의 하나인 전과고도계에서 제공되는 고도 값을 메시지 통신으로 확인하고 시현시키는 역할을 한다.

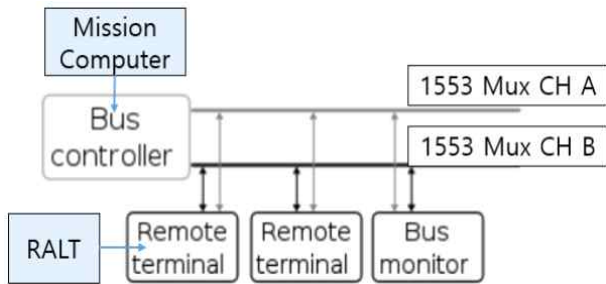


Fig. 15 1553 Mux Between the Mission Computer & RALT

따라서, 비정상적인 Mux 통신으로 인해 송/수신 간의 간섭 등이 발생하면 비정상적인 고도 값이 시현될 수 있어 Fig. 16과 같이 파형 발생기(Pulse generator)와 오실로스코프를 사용하여 Mux 통신 신호를 확인하였다. 비행 조건과 같은 비행 고도를 값을 지속적으로 변경하면서 임무 컴퓨터와 전과고도계 간의 Mux 통신 신호를 측정하였다.

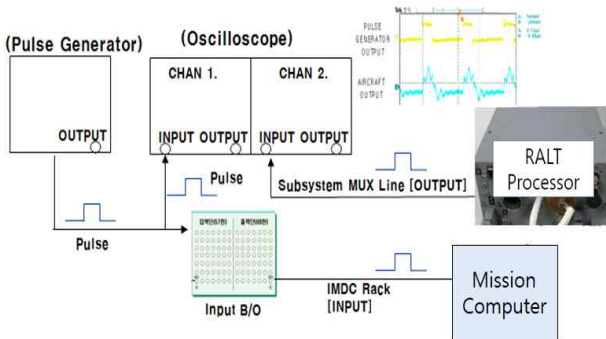


Fig. 16 1553 Mux Signal Measurement Between the Mission Computer and RALT

측정결과, Fig. 17과 같이 동일한 입력과 출력값이 끊김 없이 전과고도계와 임무 컴퓨터에서 측정되었고, Mux 통신과 관련된 결함 코드(Fault code)도 시현되지 않아 영향성 없음이 확인되었다.

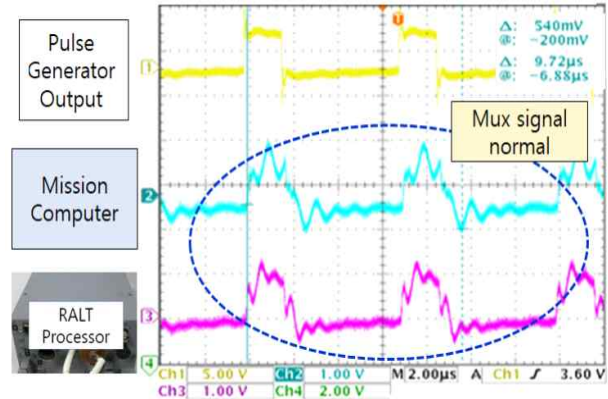


Fig. 17 1553 Mux Signal Measurement Results between the Mission Computer and RALT

추가로 전과고도계와 송/수신안테나에 연결된 배선 경로(Wire, RF 케이블, Mux 통신케이블)에 대해 도통, 저항, 본딩 및 Mux Coupler 상태를 측정하였다. Table 3과 같이 측정된 데이터가 모두 기준치 내로 측정되어 영향성 없음이 확인되었다.

Table 3 Measured Resistance Values of Cable in RALT

Category	Measurement Point	Result
Bonding (Less 2.X mΩ)	RF Cable	2.X mΩ (Good)
	Mux Coupler	1.X mΩ (Good)
Ground (Less X Ω)	RALT Processor	0.X Ω (Good)
	RALT Antenna	0.X Ω (Good)
	RF Cable	0.X Ω (Good)
	Mux Coupler	0.X Ω (Good)
Continuity Test	RALT-Antenna	Good
	RALT-Computer	Good

2.7 비행 운영 환경의 영향성

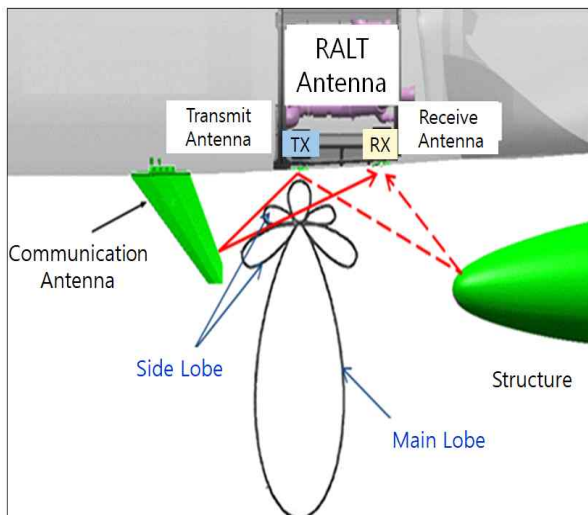
비정상 고도값이 발생할 때 저장된 영상 데이터를 분석한 결과, Table 4과 같이 발생 시점, 발생 기간, 비행 구역, 속도 및 고도 등의 외부 환경 요소에 대한 특정 조건의 경향성은 확인되지 않아 영향성 없음이 확인되었다.

Table 4 Operation Environmental Conditions Analysis Results for Abnormal Altitude

Category	Result
Frequency	Does not affect abnormal altitude
Flight area	
Distance	
Altitude	
Maneuver	

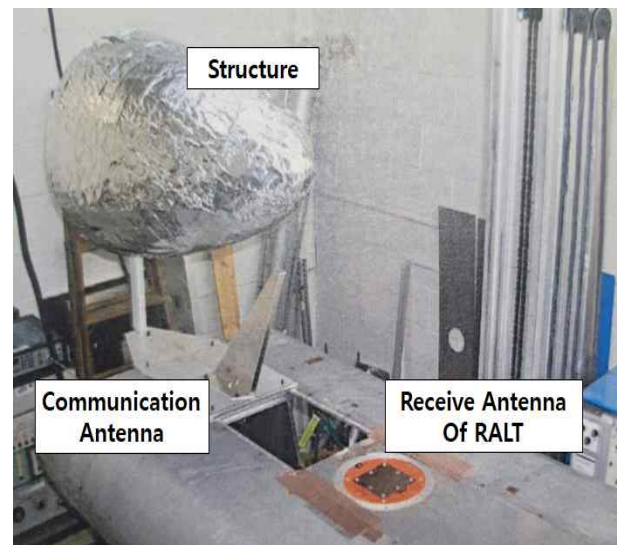
2.8 전파고도계 안테나 경로상의 간섭 영향성

최종적으로 항공기의 내부 간섭 부위 및 요소에 대한 검토가 필요하였다. 전파고도계 프로세서 및 송/수신 안테나 위치를 검토한 결과, Fig. 18과 같이 전파고도계의 송/수신안테나의 주변에 관련 구조물들이 위치함이 확인되었다.

**Fig. 18** Interference Around RALT Antenna

이에 따라 전파고도계의 송신안테나에서 RF 송신 신호가 주변 안테나 및 구조물에 반사되어 전파고도계의 수신안테나로 재유입되는 간섭 신호로 인해 저고도 시현 현상이 발생할 수 있다. 즉, 항공기가 기동 회복 후 전파고도계가 고도 측정 시작 시점에 주변 구조물에 의한 사이드 로브(Side lobe) 형태의 RF 간섭 신호가 기준레벨 이상으로 유입되어 지상

반사수신 신호를 간섭 신호로 잘못 인식하게 된다. 따라서, 전파고도계의 고도값에 영향을 주는 RF 간섭 수신 신호를 감쇠하는 방안을 검토하였다. 따라서, 전파고도계의 수신안테나의 주변 구조물 및 통신 안테나를 통해 반사되어 전파고도계 수신안테나로 재유입되는 RF 간섭 신호 세기를 Fig. 19와 같이 구성하여 확인하였다. 전파고도계 수신안테나, 구조물, 통신 안테나를 실제 항공기에서 장착된 동일한 거리로 구성하였고, 전파고도계의 송신 전력인 3X dBm (= 1 Watt)를 기준으로 실제 송신 후 구조물 및 통신 안테나에서 반사되어 전파고도계의 수신안테나로 수신되는 RF 신호 값을 측정하였다. 주변 구조물에서 실제 측정된 RF 간섭 신호 값은 약 7X dB이며, 전파고도계의 송신 전력 값인 3X dBm을 고려하여 약 -4X dBm(=3.XX * 10⁻⁵ mw)의 실제적인 RF 간섭 신호를 확인하였다.

**Fig. 19** RF Interference Signal Measurement

이에 따라, 전파고도계 안테나 위치, 주변 구조물의 위치 변경을 통해 물리적인 간섭을 개선하는 방안도 검토하였으나, 운영 중인 항공기에 대한 형상 변경의 큰 영향성과 다수의 개조 작업이 필요한 설계변경 사항으로 제약되어, 가동률 및 개선안 적용 기간 등이 고려된 개선안이 필요하였다. 따라서, 전파고도계의 전파 고도 측정 성능에는 영향이 없고

감도 마진을 고려하여 간섭 신호만 효과적으로 감쇠시킬 수 있는 규격화된 감쇠기를 장착하는 방안을 검토하였다. 또한, 향후 설계 시에는 전파고도계 안테나 및 통신 안테나 등의 위치를 주변 구조물의 간섭이 없는 곳으로 장착이 필요함이 검토되었다.

3. 개선안 도출

3.1 감쇠기 장착 검토

전파고도계의 RF 신호의 사이드 로브가 주변 구조물 등에 반사되어 RALT 수신안테나로 유입되는 간섭 신호의 세기를 일정한 수준의 미만으로 줄이기 위해 감쇠기 장착을 검토하였다[17]. 하지만, 감쇠기 장착 시 송/수신되는 주 신호(Main Lobe)가 감쇠되어 높은 고도에서의 성능 저하의 영향이 발생할 수 있다. 따라서, Table 5과 같이 감도 마진을 고려하여 적절한 감쇠기를 선정을 계산하였고, RF 케이블 손실 등의 다른 요소들도 고려하여 적절한 감쇠기 크기를 검토하였다.

Table 5 Calculation Result of Sensitivity Margin in RALT

Category	Summary
Calculation Result	<ul style="list-style-type: none"> · RALT Sensitivity Level : -13X dBm · Measured Sensitivity Value : -14X dBm · Lowest Sensitivity Level : -10X dBm → Sensitivity Margin : Less than 3X dB

따라서, 감도 마진과 반사 신호의 세기를 기준으로 검토한 감쇠기를 장착할 시, Table 6과 같이 주변 구조물에 의해 발생하는 간섭 신호는 감쇠시키고 주 신호(Main Lobe)에는 영향이 없는 최소한의 크기의 감쇠기로 확인되었다.

Table 6 Calculation Result for Interference Signal before and after Installing Attenuator

Category	Calculation Result
Not installed Attenuator	<ul style="list-style-type: none"> ·RALT Transmit Power: 3X dBm ·Measured value : 7X dB ·Interference Signal Value : $3X - 7X = -4X$ dBm ($=3.XX * 10^{-5}$ mw)
Installed Attenuator	<ul style="list-style-type: none"> ·RALT Transmit Power: 3XdBm ·Measured value : 7XdB ·Attenuator value : -X dB ·Interference Signal Value : $3X - 7X - X = -3X$ dBm (Reduced the interference signal)

4. 개선안 적용

4.1 감쇠기 장착 방안

전파고도계 비정상 고도 시현 현상은 비행 중에만 발생하므로, Fig. 20과 같은 영향성으로 인해 항공기에 감쇠기를 장착하여 비정상 고도 시현 현상의 개선 확인과 높은 고도에서의 정상적인 동작에 대해 실제 시험으로 확인이 필요하였다.

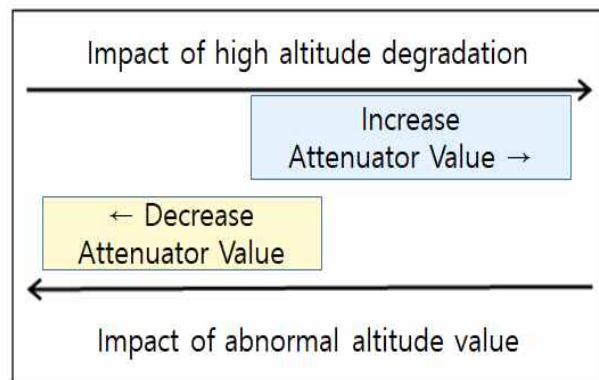


Fig. 20 Impact of the Attenuator

따라서 감쇠기는 Fig. 21과 같이 군용 규격 (MIL-DTL-3933)으로 검증된 제품의 감쇠기를 선정하였고 전파고도계 수신안테나 쪽에 감쇠기를 장착하여 비행시험을 수행하였다[18].

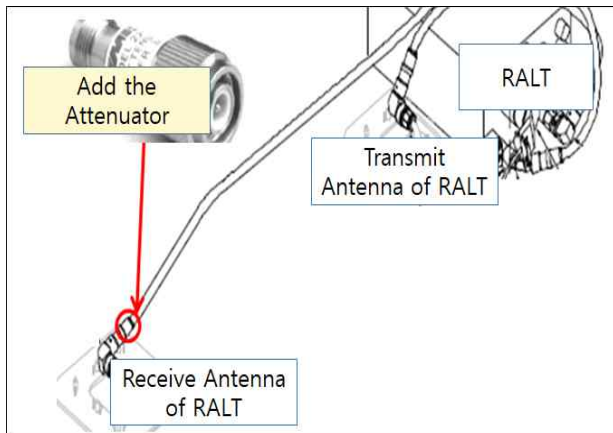


Fig. 21 Installation of the Attenuator

4.2 감쇠기 장착 검증 결과

감쇠기를 장착하여 시험한 결과, Table 7과 Fig. 22와 같이 비행 중에 발생하던 비정상 고도 시현이 미 발생하였고, 실제 운영자와의 인터뷰를 통해 비행 중 비정상 고도 시현, 비정상 경고음 현상의 해소와 고도 값 기능도 정상적임을 확인하였다.

Table 7 Test Results after Installing the Attenuator

Attenuator	Abnormal Altitude
Not installed Attenuator	Occurred 5 time
Installed Attenuator	Not Occurred (Normal)

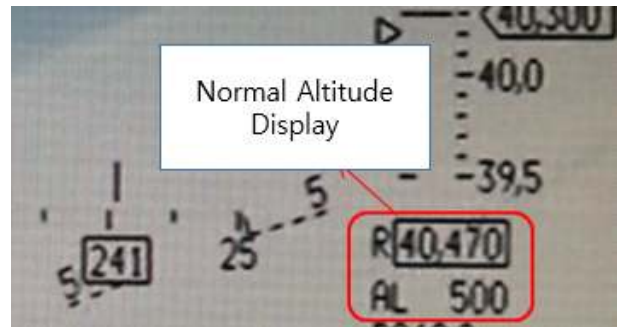


Fig. 22 Normal Altitude Display after Installing the Attenuator

비행 중 저장된 고도값 데이터를 감쇠기 장착 전/후로 Fig. 23과 같이 분석해보았다. 데이터상에서도

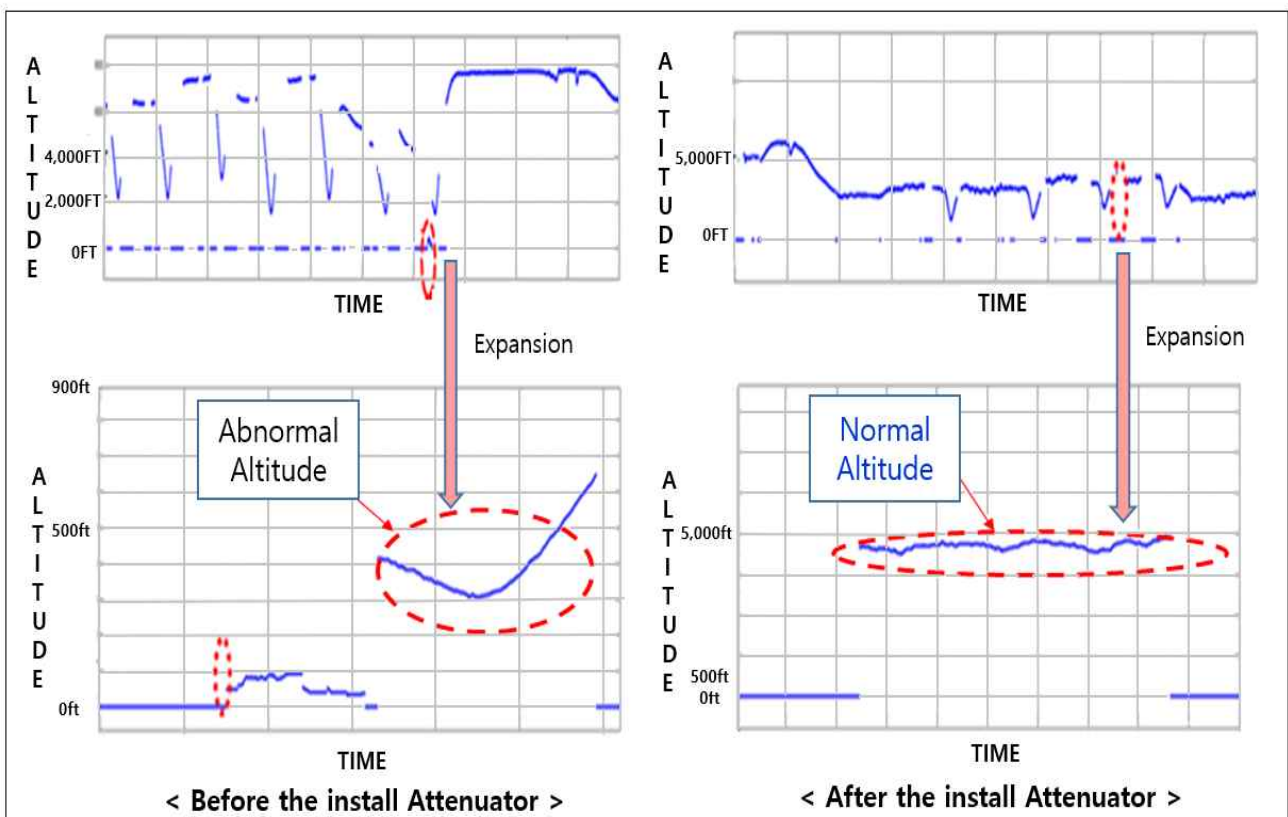


Fig. 23 Flight Data Analysis before and after Installing the Attenuator

감쇠기 장착 전에는 고기동 후 간헐적으로 비정상적인 저고도 값이 수신되었으나, 감쇠기 장착 후에는 지속해서 정상적인 고도 값이 수신되는 것이 확인되었다.

5. 결 론

항공기 운영 중에 발생한 전파고도계의 비정상 고도 시현 현상은 항공기가 기동 회복 후 전파고도계의 안테나가 고도를 측정할 때, 송신안테나의 RF 송신 신호가 항공기 하부 주변 통신 안테나 및 구조물 등에 의한 사이드 로브 형태의 RF 간섭 신호가 기준레벨 이상으로 전파고도계의 수신안테나로 재유입되어 발생하였다. 따라서, 원인분석과 고장탐구를 통해 전파고도계의 감도 마진을 고려하여 간섭 신호를 저감 시킬 수 있는 감쇠기를 전파고도계 수신안테나에 장착하여 개선하였다. 비행 중 지속해서 발생하는 비정상 고도 시현 현상의 개선을 통해 운영 저해요소를 해소하고, 운용률 및 항공기 신뢰도를 향상할 수 있었다. 또한, 앞으로 개발되는 항공기는 전파고도계 안테나 및 통신 안테나 등의 위치를 주변 구조물의 간섭이 없는 곳으로 장착 설계가 필요하다. 유사 기종 항공기의 신호 간섭 현상에 관한 고장탐구 방안 제시 및 원인분석 사례 전파로 항공기 운용성 향상에 기인할 수 있을 것으로 판단된다.

References

[1] Jose. Estrada, Ignacio. Ramos, Authi. Narayan, Alan. Keith and Zoya. Popovic, "RF energy harvester in the proximity of an aircraft radar altimeter", *IEEE Wireless Power Transfer Conference(WPTC)*, 2016.

[2] K. Araki, M. Sinriki, S. Nishimoto, and H. Itou, "Observation of fractal scattering from ground surfaces using millimeter wave radar altimeter", *Electron, Comm. Jpn*, vol. 83, issue 12, pp. 25-36, June 2000.

[3] M. I. Skkolnik, "Introduction of Radar Systems", Second Edition, McGraw Hill, pp. 82-91, 1981.

[4] A. P. Zhukovskiy, "Theoretical foundations of radio

altimeter", M.: Sov. radio, 1979.

[5] J. Y. Ki and J. Y. Myeong, "The Performance Analysis of an Airborne Radar Altimeter based on Simultaneously Acquired LiDAR Data", *Korean Journal of Remote Sensing*, Vol.29, No.1, pp. 81~94, 2013.

[6] H. W. Hong, B. Y. Kim and D. B. Park, "Integration Test of Radar Altimeter for UAV", *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, pp. 1613-1617, 2011

[7] J. C. Schmitt, "Radar altimeter statistic accuracy circuit", US Patent, US 4714928, Dec. 1987.

[8] J. R. Hagar et al, "Radar anti-fade systems and method", US Patent, US 6,731,234 B1, May 2004.

[9] Tedrick. R. N and Hixson, R. B, "Aircraft Noise and the Airport Community", *Federal Aviation Administration, Washington, DC*, June 1983.

[10] Paul A. Shahady, "Military Aircraft Noise", *Air Force Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio*, Vol. 12, No. 8, Aug. 1975.

[11] MIL-STD-704F, "Aircraft Electric Power Characteristics", May 2004.

[12] MIL-DTL-3655D, "Connector, plug and receptacle, electrical (coaxial, series twin), and associated fittings, general specification", *Department of Defense*, July 2004.

[13] MIL-HDBK-83575, "General handbook for space vehicle wiring harness design and testing", *Department of Defense*, June 1998.

[14] MIL-PRF-39012E, "Performance specification for radio frequency specification for radio coaxial connectors", *Department of Defense*, July 1995.

[15] MIL-W-5088L, "Military specification: Wiring aerospace vehicle", *Department of Defense*, May 1991.

[16] MIL-STD-1553, "Digital Time Division Command/Response Multiplex Data Bus", *Department of Defense*, Feb. 2018.

[17] Andre. P. G and Wyatt. K, "EMI Troubleshooting Cookbook for Product Designers", *The Institution of Engineering and Technology*, 2014

[18] MIL-DTL-3933, "Attenuators, Fixed general specification", *Department of Defense*, July 2008.