

技術論文

MEMS 가속도계를 적용한 ELT 시스템 개발과 검증

이상철*, 이동규**, 강자영***

Development and Verification of ELT System Using the MEMS Accelerometer

Sangchul Lee*, Dongkyu Lee** and Ja-Young Kang***

ABSTRACT

ELT(Emergency Locator Transmitter) is used to send distress signal in the event of an aircraft crash. It is very useful but the ELT may transmit wrong signal caused by misjudging between crash and hard-landing. The reason of this problem is the low accuracy of the mechanical G-switch currently in use. To improve the ELT, we developed an ELT system using the MEMS(Micro Electro-Mechanical Sensor) accelerometer. The ELT system consists of acceleration data acquisition/analysis system, program of crash recognition, and GPS receiving system for the position information of an aircraft crash site. A free-drop table was developed for verification of the ELT system. The free-drop table was designed to replicate the acceleration and the pulse duration of the hard landing and the crash. By using the free-drop table, we showed that the ELT system performed well.

초 록

비상위치송수신장치(ELT)는 항공기 추락 시 조난 신호를 송출하는 장비이다. 유용한 장비이지만 항공기 추락과 경착륙에 대한 오판으로 인하여 잘못된 조난신호를 송출하기도 한다. 이러한 문제점은 현재 사용되고 있는 기계식 G-스위치의 부정확성에 그 원인이 있다. ELT의 성능 개선을 위하여 기계식 G-스위치를 MEMS 가속도계로 대체한 ELT 시스템을 개발하였다. ELT 시스템은 가속도 정보 수집/분석 시스템과 추락 판단 프로그램, 추락 상황에서 위치 정보를 제공하기 위한 GPS 수신 시스템으로 구성되어 있다. 또한, ELT 시스템을 검증하기 위한 자유 낙하 실험대를 제작하였다. 자유 낙하 실험대는 추락과 경착륙에 해당하는 충격 가속도와 충격 유지 시간을 모사할 수 있도록 설계하였다. 자유 낙하 실험대를 이용하여 개발한 ELT 시스템이 정확히 작동함을 확인하였다.

Key Words : Accelerometer(가속도계), ELT(비상위치송수신장치), Free-drop(자유 낙하), Impact tip(충격 팁), MEMS(미세전자기계시스템)

I. 서 론

1970년대부터 사용된 비상위치송수신장치(ELT, Emergency Locator Transmitter)는 조난 항공기에 대한 위치 탐색과 인명구조에 큰 공헌을 하였다. ELT는 조난 신호를 송신하여 가까운 항공관

†2009년 11월 10일 접수 ~ 2010년 2월 23일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교신저자, E-mail : slee@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 대학원

*** 정회원, 한국항공대학교 항공운항학과

제소나 근처를 지나가는 항공기가 수신하기만을 기다리던 초창기 형태를 벗어나 1982년부터는 위성기반의 탐색구조시스템과 접목되어 그 효용성이 증대되었다. 또한 조난 신호만을 송신할 수 있던 121.5MHz ELT와는 달리 특수식별코드를 송출할 수 있는 406MHz ELT가 개발되면서 탐색구조대는 “어디서” 뿐만 아니라 “누구를” 찾아야 하는지도 알 수 있게 되었다. 위치정확도는 121.5 MHz의 경우 20 km이었던 것이 406 MHz의 경우 3 km 이내로 개선되었다[1].

일부 ELT는 항공기가 추락할 경우 자동으로 작동하도록 제작되었다. 그리하여 조난자가 ELT를 직접 작동시키기 어려운 상황에서도 조난 상황을 알릴 수 있게 되었다. 한번 사고가 발생하면 대형 사고로 직결되어 중상자가 많이 발생하는 항공기 특성상 이러한 자동작동형 ELT는 매우 효율적이고 유용한 장비라고 할 수 있다.

그러나 자동작동형 ELT는 잦은 오작동을 일으킨다. 항공기가 경착륙을 할 때 이를 추락으로 오판하여 작동하는 경우가 있을 뿐만 아니라, 심지어 항공기가 추락하였음에도 불구하고 작동을 하지 않는 경우도 발생한다. 오작동의 가장 큰 원인은 항공기의 경착륙과 추락을 판단하는 기계식 G-스위치의 낮은 정확성이다. 기계식 G-스위치는 Fig. 1과 같은 구조로 되어있으며, 일정 충격 유지 시간과 충격 가속도 조건에 대하여 작동하도록 되어있다[2,3].

기계식 G-스위치의 단점을 보완하기 위해 기계식 G-스위치를 대신하여 MEMS 가속도계를 이용할 수 있다[3]. MEMS 가속도계를 사용할 경우 단순한 스위치 역할을 하던 종래의 기계식 G-스위치와 달리 항공기에 가해진 충격 가속도 변화를 실시간으로 측정할 수 있다. 기계식 G-스위치에 비해 크기가 매우 작고 가벼우며 다축 측정도 가능하다.

본 논문에서는 MEMS 가속도계를 적용한 ELT 시스템을 개발하였다. 실시간으로 계측되는 가속도 변화를 분석하여 충격 가속도와 충격 유지 시간을 산출하는 프로그램을 개발하고, 이 결과를 이용해 항공기의 경착륙과 추락 상황을 판별할



Fig. 1. 기계식 G-스위치

수 있도록 하였다. 406MHz ELT에 적용 가능하도록 GPS 신호를 받아 자신의 위치를 송출할 수 있는 기능을 구현하였다. 또한, 개발한 ELT 시스템의 성능 검증을 위하여 자유 낙하 실험대를 제작하였다. 실험대는 항공기 추락과 경착륙 상황에서의 충격 가속도와 충격 유지 시간을 모사할 수 있도록 설계하였다.

II. 충격 가속도 모사와 측정 방법

2.1. 충격 가속도의 의미와 모사

ELT는 항공기가 충격을 받게 되었을 때 그 충격 가속도의 크기(G)와 충격 유지 시간(Δt)에 따라 조난 신호 송출 여부를 결정한다. 경착륙과 추락 등에 대한 충격 가속도와 충격 유지 시간의 조합은 Radio Technical Commission for Aeronautics(RTCA) DO-204A에 정의되어 있다 [4].

이 문서에서는 충격에 의한 속도 변화(Δv)가 4fps 이하일 경우를 항공기의 경착륙 상황으로 정의하고 있다. 항공기가 추락했을 경우에 대해서는 충격에 의한 속도 변화가 5fps 이상이고 충격 유지 시간이 0.01sec 이상일 경우로 정의하고 있다. 이 두 조건 사이의 구간(tolerance band)에서는 추락과 경착륙의 판별이 확실하지 않다. 이러한 조건들을 통하여 자유 낙하 실험대는 항공기의 경착륙과 추락 시 충격에 의한 속도 변화를 모사할 수 있어야 함을 알 수 있다.

자유 낙하 실험대의 낙하 높이(h)를 조절함으로써 물체가 지면에 부딪히는 순간의 종단속도(v_f)가 변하고 식 (1)이 성립한다.

$$v_f = \sqrt{2gh} \quad (g: \text{중력가속도}) \quad (1)$$

물체의 종단속도는 그 물체가 충격에 의한 변형을 시작하는 시점의 속도이기도 하다. 충격에 의해 물체의 속도가 0이 된다고 하면, 충격에 의한 물체의 속도 변화(Δv)는 v_f 와 같게 된다.

식 (1)을 이용해 자유 낙하 높이를 계산하면, 약 7.6cm 이하일 때 ELT가 작동해서는 안 되는 범위의 충격 유지 시간과 가속도 조합이 이루어진다. 자유 낙하 높이가 11.8cm 이상일 경우에는 ELT가 반드시 작동해야 하는 조합이 이루어진다.

Fig. 2에서 회색 부분은 낙하 높이를 2~50cm 사이에서 변화시켰을 때 충격 가속도와 충격 유지 시간을 RTCA DO-204A에 명시된 충돌 작동 센서 응답 곡선(Crash Activation Sensor

Response Curve)에 표시한 것이다. 이때, 충격

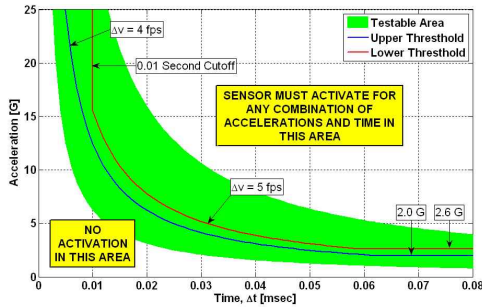


Fig. 2. RTCA DO-204A, 충돌 작동 센서 응답 곡선과 낙하 실험대 실험 가능 예상 구간

유지 시간은 충격 톱의 형상에 따라 조절 가능하다고 가정하였다.

2.2 충격 가속도 측정

Fig. 3에서 충격 유지 시간(Δt)은 가속도 파형이 0 G에서 증가하는 시점의 시간(t_1)부터 다시 0 G로 되돌아오는 시간(t_2)의 차로 정의된다. 충격 파형이 지속되는 동안의 가속도(G)를 적분하게 되면 충격이 진행되는 동안의 속도 변화(Δv)를 알 수 있다.

충격 가속도의 평균은 충격이 진행되는 동안의 속도 변화(Δv)를 충격 유지 시간(Δt)으로 나누어 구할 수 있다[4,5].

$$\Delta v = \int_{t_1}^{t_2} G dt \tag{2}$$

$$\bar{G} = \frac{\Delta v}{\Delta t} \tag{3}$$

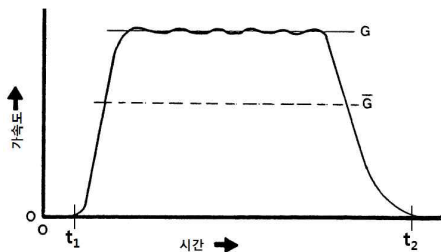


Fig. 3. 이상적인 충격 파형 형상

III. ELT 시스템 구성

3.1 데이터 수집 및 분석

Fig. 4는 자료 수집(DAQ, Data Acquisition)

시스템의 하드웨어 구성 모습이다. DAQ 시스템

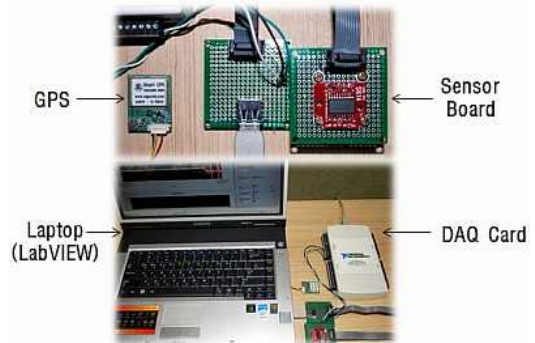


Fig. 4. DAQ 시스템 하드웨어 구성

은 MEMS 가속도계가 들어가 있는 센서 보드와 DAQ 카드, 자료 저장 및 분석을 위한 컴퓨터로 구성되어 있다. 센서 보드는 MEMS 가속도계와 외부로부터 들어온 전압을 조정하여 가속도계에 안정적인 전원을 공급하는 부분으로 구성되어 있다.

센서 보드에서 출력된 데이터를 수집하기 위하여 National Instrument 사의 USB-6216 DAQ 카드를 사용하였다. DAQ 카드는 아날로그 전압 형태의 가속도 데이터를 디지털 신호로 전환한다. 전환된 데이터는 USB 인터페이스를 통하여 컴퓨터로 전달된다.

컴퓨터에는 LabVIEW를 사용하여 개발된 자료 저장 및 분석용 프로그램이 탑재되어 있다. 본 프로그램은 DAQ Card를 통하여 수집된 가속도 센서 데이터를 실시간으로 저장하고 분석한다. 또한, 실시간 가속도 변화를 그래프 형태로 사용자에게 보여준다. 가속도 센서에 충격이 감지되면 이를 자동으로 인식하고 충격 가속도와 충격 유지시간을 산출한다. 프로그램의 초기 설정으로 가속도계의 민감도(sensitivity)와 1 G에서의 가속도계 출력 전압이 필요한데, 사용자가 입력하도록 하였다.

3.2 충돌 작동 센서 응답 곡선

데이터 수집 시스템을 통하여 계산된 충격 유지시간과 충격 가속도는 Fig. 2의 충돌 작동 센서 응답 곡선의 조건을 통하여 항공기의 추락과 경착륙, 판단 불가(tolerance band)로 구분된다. 이를 위하여 충격 유지 시간에 대한 충격 가속도의 크기에 따라 추락, 경착륙, 판단 불가 상황을 나누고, 상황에 따라 정확한 지시가 가능하게 했다.

3.3 GPS 데이터 획득

406 MHz ELT의 경우 위치 정보 시스템과 연

동하여 항공기 추락 상황에서 항공기의 추락 위



Fig. 5. GPGLL 메시지 저장 결과

치를 송출할 수 있다. 본 논문에서는 가장 보편적으로 사용되고 있는 GPS 시스템을 이용하여 위치 신호를 수신하고, 사고 위치 정보를 송출할 수 있는 시스템을 구현하였다.

GPS 수신 모듈은 UIGOODS 사의 UIGGUB01-R004를 사용하였다. 데이터 업데이트율은 1 Hz이며, 통신 방식은 RS232다.

위치 정보는 GPS 신호 중 GPGLL(Geographic position - latitude/longitude) 메시지를 취득하여 사용하였다. 이 메시지는 위도, 경도, 표준시 순서로 구성되어 있으며, GPS 신호 가운데 위치와 시간을 알려주는 가장 짧은 메시지다. GPS 모듈을 통하여 수신된 신호에서 GPGLL 메시지만을 선별하고 저장할 수 있는 프로그램을 구성했다. 메시지는 수동 스위치를 이용하여 저장할 수 있도록 했는데, 이는 차후 경착륙/추락 판별 프로그램과 연동하여 항공기 추락 상황이라 판단되었을 때 자동으로 위치 데이터를 저장하기 위함이다. 프로그램을 통하여 저장된 GPGLL 메시지는 Fig. 5와 같다.

3.4 ELT 시스템 프로그램

위에서 언급한 프로그램들을 종합하여 Fig. 6과 같이 ELT 시스템을 위한 프로그램을 개발

하였다. 프로그램은 시퀀스 구조로 되어있으며 첫 번째 시퀀스는 가속도계를 통하여 입력된 가속도 변화 데이터를 분석하여 ELT의 경보 작동 여부를 결정한다. 이와 동시에 GPS 데이터를 받아 ELT 경보 작동 시 송출하게 될 위치 정보를 구성한다.

첫 번째 시퀀스에서 분석된 가속도 변화 정보가 항공기 추락 상황으로 판단될 경우 첫 번째 시퀀스는 종료된다. 첫 번째 시퀀스 종료 직전에 수집된 GPGLL 데이터와 충격 가속도, 충격 유지 시간 정보는 두 번째 시퀀스로 넘어가게 되며, 송출을 위해 파일 형태로 저장된다.

IV. 자유 낙하 실험대 구성

4.1 자유 낙하 실험대

항공기 경착륙과 추락 상황에서의 충격을 모사하고 이때의 가속도를 측정하기 위하여 자유 낙하 실험대를 제작하였다. 자유 낙하 실험대는 낙하 속도를 변화시킬 수 있고, 실험대에 장착되는 충격 팁을 통하여 충격 가속도와 충격 유지 시간을 조절할 수 있도록 설계하였다. 자유 낙하 실험대는 Fig. 7과 같이 원치, 무게 블록, 충격 테이블, 충격 팁, 엔클로저 등으로 구성되어 있다. 상판의 중앙부에 위치한 원치는 충격 테이블의 높이를 변화시키는 역할을 하며, 원치에 장착된 안전장치는 충격 테이블을 일정 높이에 고정하는 역할과 충격 테이블을 자유 낙하시키는 역할을 한다. 무게 블록은 충격 테이블의 상부, 충격 팁은 충격 테이블의 하부에 장착되며 충격 유지 시간과 충격 가속도를 조절한다.

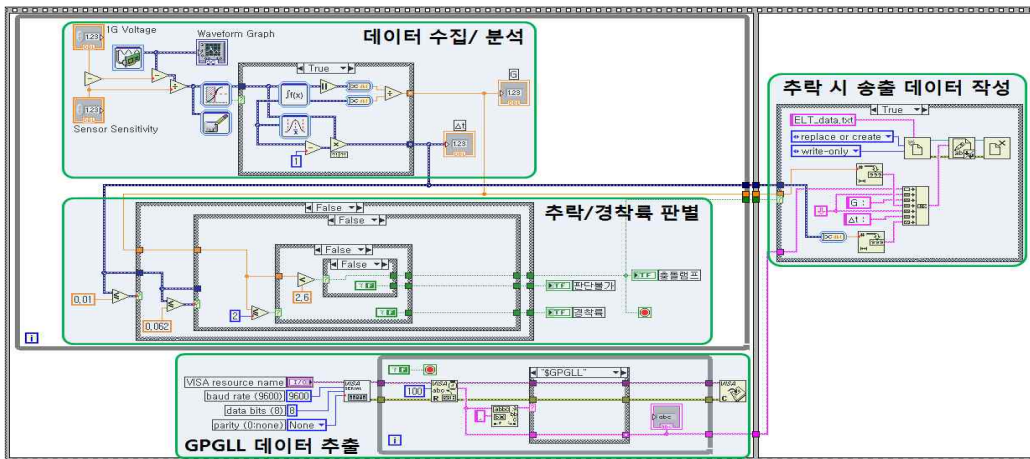


Fig. 6. 전체 ELT 시스템 구성

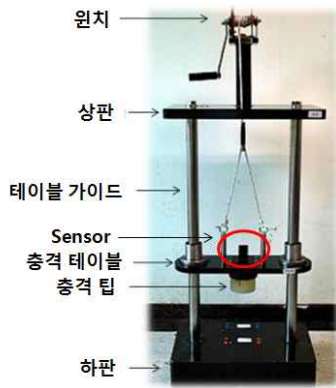


Fig. 7. 자유 낙하 실험대

4.2 충격 팁

자유 낙하 실험대에서 낙하 높이가 결정되면 충격이 진행되는 동안의 속도 변화가 결정된다. 결정된 속도 변화 크기 내에서 충격 유지 시간과 충격 가속도를 변화시키기 위하여 충격 팁을 제작하였다. Fig. 8은 제작한 충격 팁의 형상이다.

충격 유지 시간과 충격 가속도는 충격 팁의 두께와 자유 낙하 시 처음으로 하판과 접촉하게 되는 접촉면의 넓이에 의해 조절된다. 충격 팁의 두께를 증가시키면, 충격 가속도는 낮아지고 충격 유지 시간은 길어지게 된다. 반대로 초기 접촉 면적을 증가시키면, 충격 가속도는 커지고 충격 유지 시간은 짧아지게 된다. 이러한 특성을 이용하여 표 1과 같이 총 20가지의 충격 팁을 제

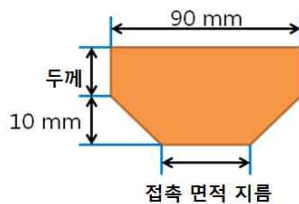


Fig. 8. 충격 팁 형상

표 1. 제작된 충격 팁 종류 (단위 : mm)

두께 지름	20	30	40	60	100	150	200
0							
10							
20							
30							
70							
90							

작하였다. 충격 팁은 복원력이 좋은 폴리우레탄으로 제작하여 반복 수행되는 실험과정에서 충격 팁이 영구 변형되는 것을 방지하도록 하였다[6-8].

V. 실험 및 결과

5.1 데이터 수집/분석 프로그램 검증

데이터 수집/분석 프로그램을 검증하기 위해 자유 낙하 실험을 수행하였다. 실험에 사용된 MEMS 가속도계는 ±100G의 측정 범위를 가지며, 별도의 실험을 통하여 민감도는 0.019V/G, 1G 에서의 센서 출력 값은 2.505V임을 확인하였다. 데이터 수집/분석 프로그램의 sampling rate 는 1 msec로 설정하였다.

상기의 MEMS 가속도계 정보를 프로그램에 입력한 후 프로그램을 구동시킨 다음 자유 낙하 실험대를 이용하여 가속도계에 낙하 충격을 주었다. 프로그램에 의해 산출된 결과는 충격 가속도 \bar{G} 는 8.617G, 충격 유지시간 Δt 는 0.029sec 였다.

Fig. 9는 자유 낙하 테이블의 충격 테이블이 낙하하기 시작하여 충격이 사라지는 동안의 가속도 변화를 도시한 것이다. 이 가속도 변화 정보와 그래프를 근거로 약 3.836 sec 에서 시작된 충격은 0.029 sec 동안 유지되었으며, 약 8.644 G의 충격 가속도를 가지는 것으로 분석되었다. 두 결과를 비교하면 충격 유지 시간은 오차가 없고, 충격 가속도의 경우 약 1 % 이내의 오차를 가지는 것으로 확인된다.

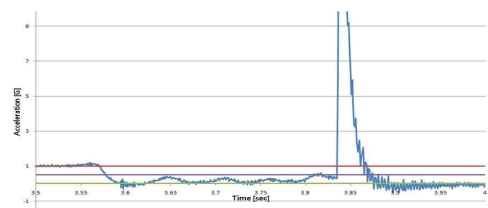
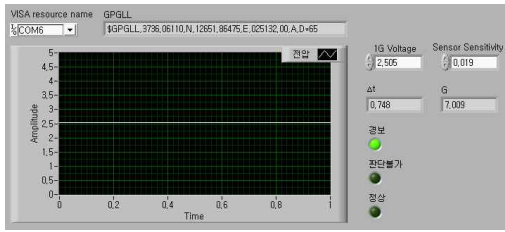


Fig. 9. 충격에 의한 가속도 변화

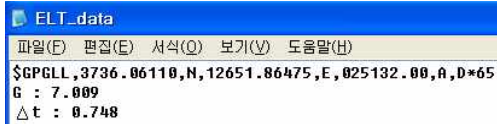
5.2 ELT 시스템 성능 확인

ELT 시스템은 자유 낙하 실험대 성능 검증을 통하여 찾아낸 각 충격 상황별 설정 낙하 높이를 활용하여 검증하였다. 동일 낙하 높이 하에서는 충격 팁을 변화시켜 실험을 수행하였다.

낙하 높이가 2cm 또는 5cm로 설정된 경우에는 ELT 프로그램이 충격 가속도와 충격 유지 시간을 계산하고 계산 결과를 이용해 경착륙이나 판단불가에 대한 판정만을 내렸다. 이는 실제 상



(a) 프론트 패널 화면



(b) 생성된 송출용 데이터

Fig. 10. 추락 상황에서의 실험 결과

황에서 ELT가 가속도 변화를 판단하고 조난 신호를 송출하지 않았음을 의미한다.

반면 낙하 높이를 30cm로 설정한 모든 상황에 대해서는 ELT 프로그램의 경보등에 불이 들어오고, 조난 신호 송출용 파일을 생성했다. 송출용 파일이 GPGLL 데이터와 충격 가속도, 충격 유지 시간으로 구성된 것을 확인할 수 있다.

VI. 결 론

현재 ELT에 사용되고 있는 기계식 G-스위치는 항공기의 경착륙과 추락을 정확히 구분하지 못하여 오작동을 일으키는 문제점을 가지고 있다. 본 논문에서는 이러한 문제점 해결을 위해 MEMS 가속도계를 적용한 ELT 시스템을 구성하였다. ELT 시스템에는 조난 신호 정보에 GPS 수신기로부터 받은 위치 정보를 포함할 수 있는 기능을 추가하였다.

개발한 ELT 시스템의 성능을 확인하기 위하여 자유 낙하 실험대와 충격 팀을 제작하였다. 실험대와 충격 팀은 별도의 실험을 통해 항공기 경착륙과 추락 시 항공기가 받게 되는 충격 가속도와 충격 유지 시간을 모사할 수 있음을 보였다.

MEMS 가속도계를 적용한 ELT 시스템이 정상적으로 작동함을 실험대를 이용하여 확인하였다.

후 기

이 연구는 지식경제부 지원으로 수행되는 항공우주부품 기술개발 사업(비상위치 송수신 장치 소요기술 개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) 이동규, 양성욱, 이상철, 강자영, 임종태, 정도희, 강영식, “위성기반 항공기 비상위치송신장치 발전방향과 소요기술 연구”, 춘계학술대회, 한국항공우주학회, 2008, pp. 915~918.
- 2) Bernard J. Trudell and Ryland R. Dreibelbis, “Current Emergency Locator Transmitter Deficiencies and Potential Improvements Utilizing TSO-C91a ELTs”, NASA, 1990.
- 3) H.Clay Gabler and Christopher J. Molnar, “Development of an Enhanced Emergency Locator Transmitter for General Aviation”, Rowan Univ., 2006.
- 4) RTCA, “Minimum Operational Performance Standards for 406MHz Emergency Locator Transmitters (ELT)”, RTCA DO-204A, 2007.
- 5) William F. Riely and Leroy D. Sturges, “Engineering Mechanics: Dynamics”, John Wiley & Sons Inc., 1996.
- 6) 조종환, 이성철, 윤성호, 홍성욱, “낙하추방식의 저에너지 충격시험기 개발”, 춘계학술대회, 한국정밀공학학회, 1998, pp. 763~766.
- 7) 이영신, 김동진, 강근희, 오중수, “충격자의 형상 및 재질변화에 따른 펄스형성에 관한 연구”, 대한기계학회, 제22권 제1호, 1998, pp. 52~63.
- 8) 황상재, 선진석, 김형진, 김영주, 김의간, “중간중량 충격시험기의 충격력 및 충격유지시간 평가에 관한 연구”, 후기학술대회, 한국마린엔지니어링학회, 2006, pp. 141~142.