

차세대 소형위성 1호 충격시험 계측/분석 프로그램 개발

성태현^{1†} · 진재현¹ · 김상균²

¹순천대학교 우주항공공학전공

²한국과학기술원 인공위성연구센터

Development of Shock Test Measurement/Analysis Program for NEXTSat-1

Tae-hyeon Seong^{1†}, Jaehyun Jin¹, Sang-kyun Kim²

¹Division of Aerospace Engineering, Sunchon National University,

²Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

Abstract : A satellite is exposed to various impact environment until orbit entry. It is particularly undergoing the biggest impact by pyro shock, which is generated when the launch vehicle stages are separated or the satellite is separated from the launch vehicle. In this paper, due to the fact that the pyro shock is prerequisite for performing the test and verification on the ground, we developed an air-gun type shock tester for NEXTSat-1 shock test at the KAIST SaTReC along with the development of program introduced by LabVIEW software. The program operated in shock tester is consist of data measurement and analysis with the convenient implementation of user interface and its easy modification of the code.

Key Words : Air-gun Type Shock Tester, Design pattern, LabVIEW, Pyro shock, Uesr Interface

1. 서 론

위성체는 우주 궤도에 진입 전까지 여러 충격환경에 놓이게 되는데 특히 발사체 단분리나 발사체와 위성체 분리시 발생하는 불꽃점화 충격(Pyro shock)이 가장 큰 영향을 준다. 이러한 불꽃점화 충격은 일반적으로 20 ms이하인 아주 짧은 시간동안 수 kHz까지의 높은 주파수와 크기를 가지는 에너지이며, 충격원 근처에서는 수천g 크기의 가속도를 가진다[1]. 이는 위성구조체 보다는 고주파수의 파이로 에너지에 민감한 전자 컴포넌트의 오작동 및 파손을 초래하고 비행 실패에 직접적인 원인이 될 수 있다[2, 3, 4]. 실제로 1960년부터 1970년대 후반까지 미공군 우주사령부에서 조사한 14개의 비행프로그램의 85개 비행실패 원인 중 63

개가 불꽃점화 충격에 의한 전자소자의 균열 및 파손, 손실등에 따른 원인이었고[5], 불꽃점화계통 파손(Pyrotechnic system failures)분석에 대한 NASA의 기술 보고서에서도 오작동 및 동작불능의 원인이 불꽃점화 충격과 관련이 있다고 서술되어 있다[6]. 따라서 불꽃점화 충격은 위성개발에 있어 반드시 고려되어야 하고, 이러한 충격환경에 견디고 정상운용이 가능한지 발사 전 지상에서 테스트 및 검증을 수행해야 한다. 이미 1960년대 후반부터 우주개발 선도국들은 충격에 대한 많은 연구와 시험을 해왔고, 국내에서도 충격시험을 1990년대부터 본격적으로 수행해 발사체 및 위성체 개발단계에서부터 인증을 하고 있다. 예로 한국항공우주연구원(KARI)에서는 다목적 실용위성 아리랑 1호 경우 분리장치에 분리용 폭발장치를 직접 설치하여 시험하였고, 우리별 3호의 태양전지판 분리 장치 같은 경우 전자기 가진기를 이용하여 충격시험을 수행하였다[7]. 한국과학기술원 인공위성연구센터(SaTReC)에서도 2017년 발사목표로 개발 중인 100

Received: Feb. 03, 2016 Revised: May 26, 2016 Accepted: June 09, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-10-8855-3180, E-mail: supernova88@snu.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

kg급 우주기술검증 및 우주과학연구 목적인 차세대 소형위성 1호의 충격시험을 위해 에어건(Air-Gun)타입 충격시험기를 개발하였다. 여기에 시험데이터를 수집하고 분석할 프로그램이 필요하게 되었고, 이전센터에서는 시험에서 얻은 데이터를 레코더에 저장한 후 다른 연산프로그램을 사용하여 후처리하였기에, 프로그램 간에 데이터 포맷이 조금만 맞지 않아도 데이터를 수작업으로 가공하여 처리하거나 연산프로그램의 코드를 수정해야 하는 번거로움이 존재하였고, 또한 후처리 특성상 시험도중 충격데이터를 분석할 결과를 얻기가 까다로웠다. 이에, 본 논문에서는 센터의 에어건타입 충격시험기 개발에 따른 데이터 계측 후 분석 연산을 한 번에 처리하여 결과를 보여주는 프로그램을 개발하였다. 프로그램은 여러 하드웨어간의 통합이 용이하고, UI(User Interface)를 직접 설정할 수 있는 그래픽기반의 프로그래밍 LabVIEW 소프트웨어를 사용하였다. 결과데이터를 활용하기 위한 부가적인 기능들을 구현하였고, 또한 디자인 패턴을 사용하여 동작 최적화와 코드 재사용이 용이하게 개발하였다.

2. 충격시험기의 개발

2.1 에어건타입 충격시험기

한국과학기술원 인공위성연구센터에서 개발된 충격시험기는 Fig. 1과 같은 에어건타입의 충격시험기며, 압축공기로 금속탄환을 충격판에 충돌시켜 실험한다.

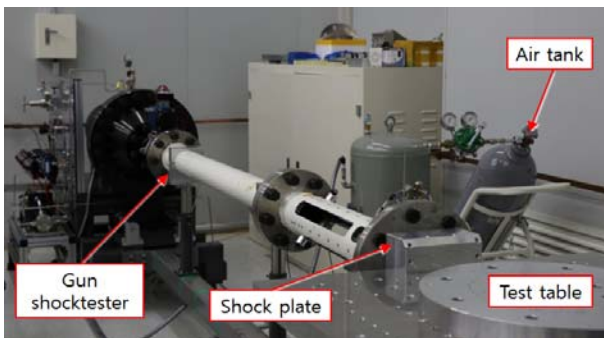


Fig. 1 Air-gun Type Shock Tester

충격시험기의 기본사양은 Table 1과 같고, 최대 시험체 질량 200kg에 대해 3000 g까지 충격을 시험할 수

있으며, 실제 가할 수 있는 충격은 시험체의 질량에 의해 결정된다.

Table 1 Shock Tester Specification

Pneumatic [bar]	Barrel		Bullet		Shock Plate Material
	Length [m]	Dia [mm]	Weight [kg]	Material	
10 (Max)	1.7	88	7.5	Steel (SS400)	Steel (SS400)

압축공기에 의해 가속된 탄환은 시험체가 놓이는 테스트 테이블의 한 면을 수평방향으로 충돌한다. 이에 충분한 충격이 시험체에 가해짐을 확인하기 위하여 충격이 가해진 테이블의 반대면에서 충격가속도를 측정하여 기준치에 부합하는지 검증하도록 하였다.

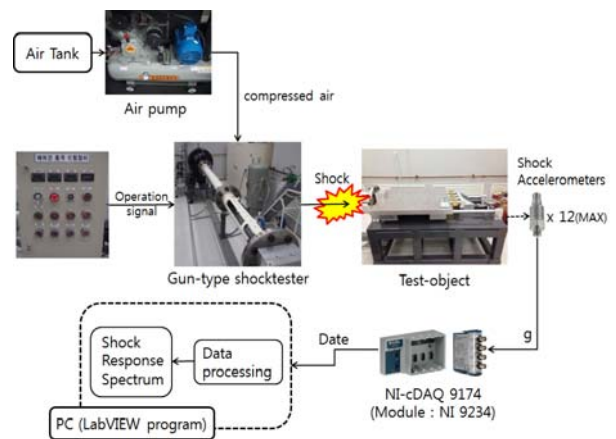


Fig. 2 Shock Tester Schematic Diagram

2.2 충격가속도 측정장비

불꽃점화 충격은 20 ms이하의 짧은 시간동안 발생하기에 이를 측정하기 위해 Fig. 3와 같이 계측장비를 사용하였다.



Fig. 3 Measurement for Shock Data Acquisition

좌측부터 충격가속도 센서, DAQ채시, DAQ 모듈이

다. 충격가속도 센서는 “Kistler”사의 8742A5를 사용하였고, DAQ 새시 경우는 USB로 컴퓨터와 통신이 가능하고 최대 4개 모듈을 장착할 수 있는 “National Instruments”(NI)사의 cDAQ-9174이고 IEPE센서로부터 4-채널 동시 샘플링이 가능하고 샘플링 속도에 맞게 자동 조절되는 내장된 앨리어스 방지 필터(Anti-Aliasing Filter)를 사용하는 NI사의 NI 9234 모듈을 함께 사용하였다. 다음 Table 2는 계측장비의 기본적인 사양이 되겠다.

Table 2 Specifications of Measuring Equipment

Equipment	Characteristics		Unit	
Accelerometer 8742A5	Range	±5000	g	
	Sensitivity	1	mV/g	
	Threshold (noise ≤130 μV _{rms})	0.13	g _{rms}	
NI cDAQ-9174	Number of Slots/Counter/Timers	4	.	
	Simultaneous Tasks	7	.	
	Analog Input FIFO size	127	samples/slot	
	Timing accuracy	50	ppm	
NI 9234	Analog Input	Channels (differential)	4	.
		Signal Ranges	±5	V
		Sample Rate	51.2	kHz
		Resolution	24	Bit
		Bandwidth (Max)	23.04	kHz
		Excitation	2	mA
	Type of ADC	Delta-Sigma (with analog prefiltering)		

3. 계측/분석 프로그램의 개발

위성으로 전달된 충격은 일반적인 진동과 비교하여 상대적으로 높은 주파수와 강한 에너지를 가짐으로 고주파에 민감한 광학부품이나 전자장비 부품 등에 영향을 주게 된다. 충격은 시간에 대한 충격가속도로 측정되나 그 자체로는 정량화하여 분석하거나 충격인증사양 만족여부를 판단하기가 어렵다. 그래서 충격의 크기나 특성을 비교분석하기 위해 충격응답스펙트럼(SRS, Shock Response Spectrum)을 이용하여 표현한다. SRS는 보통 1/6 옥타브의 일정한 간격의 고유

수파수를 갖는 1자유도계의 집합에 충격이 가해졌을 때, 각각의 1자유도계의 최대응답을 주파수영역으로 나타낸다[3]. 이렇게 SRS로 나타낸 충격 데이터는 위성 충격시험에서 인증 스펙트럼(Qualification Spectrum)과의 3 dB, 6 dB (9 dB)여유를 확인/인증이 일반적이다[1, 8]. 충격 인증사양은 각 발사체별로 사용자 가이드를 통해 위성이 만족해야하는 조건을 제공하고 있다. 이에 SaTReC의 차세대소형위성에 충격시험 가속도데이터를 SRS로 분석하기 위한 프로그램을 LabVIEW Sound and Vibration Toolkit (S&V Toolkit)를 사용하여 개발하였다. S&V Toolkit는 NI에서 제공하는 LabVIEW 프로그램에 음향 및 진동 분야에 특화된 애드온 소프트웨어 패키지며 소음과 진동의 신호처리 및 분석, 시뮬레이션, 테스트, 측정등을 수행할 수 있으며 이를 활용하여 관련 어플리케이션을 구축하는데 유용하다.

3.1 프로그램 사용자 요구조건

다음 Fig. 4은 SaTReC의 충격시험기 사용자의 프로그램 동작 및 기능 요구사항으로 최우선 요구조건에는 충격 가속도데이터 측정과 SRS 연산을 한 프로그램에서 수행되는 것이고, 이하 사용자의 목적과 편의성을 위해 4가지 서브조건으로 위성체의 최대 12개 부분을 동시에 데이터 수집이 가능하고, SRS 분석시 시각적인 스펙트럼 표시와 이미지파일 저장, 향후 결과 데이터 활용을 위한 스트레드시트(Spreadsheet)형식 저장이 되겠다.

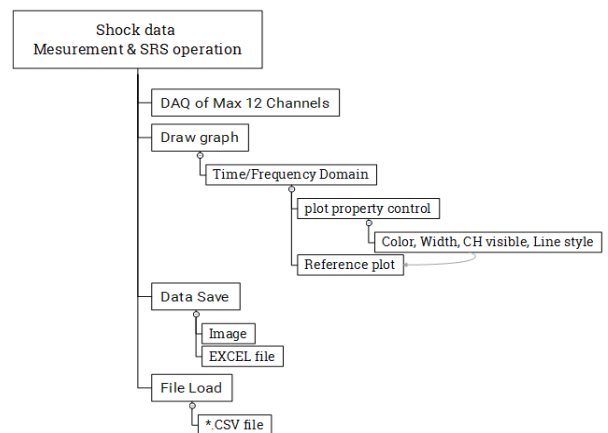


Fig. 4 Functional Requirement

3.2 프로그래밍 구현

요구조건을 만족하면서 사용자의 입력신호에 따라 신속하게 반응하고 프로그램 동작의 최적화를 위해 프로그래밍은 이미 많은 개발자들에 의해 여러 차례 유용성이 입증된 LabVIEW 프로그래밍 코드구현 기술을 활용하여 이벤트(Event)기반 생산자/소비자 패턴과 상태머신이 혼용된 디자인 패턴(Design Pattern)을 사용하여 개발하였다[9, 10].

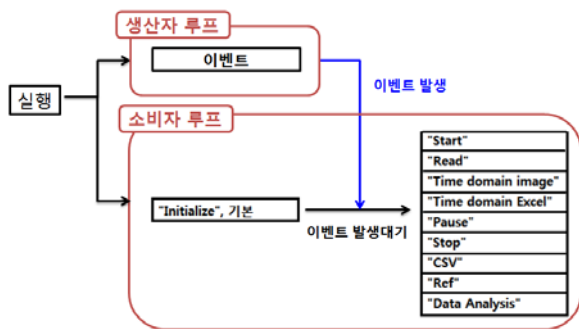


Fig. 5 The basic Concept Diagram of Program

개발한 프로그램은 Fig. 5와 같은 기본 구조를 가지고 생산자/소비자 구조에 따른 멀티스레드(Multi-Thread) 동작 방식으로 생산자 루프에서 사용자 인터페이스(UI)에 반응하여 이벤트를 발생시키고 소비자 루프에서 그에 대한 응답 연산이 처리 되도록 구현하였다. 소비자 루프는 상태머신구조를 혼용하여 일렬의 데이터 흐름에 따라 처리하거나 이벤트 발생에 따라 상태전이가 되도록 프로그래밍 하였는데 이러한 디자

인 패턴의 장점은 두 개의 루프가 병렬적 프로세스 되고 있기 때문에 사용자 인터페이스(UI)에 비동기적으로 신속하고 지속적으로 응답이 이루어지고, 상태머신(상태전이)구조이기 때문에 개발과정이 간편해 지고 코드를 쉽게 이해 할 수 있어 향후 목적에 따라 코드 추가 및 수정등 재사용이 용이하다.

생산자/소비자 루프간의 이벤트 신호는 큐(Queue)함수를 통해 전달하고, 이러한 큐함수는 데이터를 버퍼링하여 전달하기 때문에 데이터 손실이 없다. 소비자 루프에는 Fig. 5에서와 같이 10개의 상태로 구성했고 프로그램 시작과 동시에 Initialize 상태로 전이되어 DAQ를 위한 세팅된 값들을 처리하고 사용자 이벤트 발생까지 대기하게 된다. 이후 이벤트 발생시 입력 명령에 상응되는 상태로 전이하여 연산을 처리하게 된다. 몇 가지 입력 명령에 대해서는 일렬의 데이터 처리를 위해 중간에 이벤트를 대기하지 않고 바로 다음 상태로 전이하여 연산을 진행하도록 하였다.

3.3 프로그램 UI 구성과 기능

프로그램의 UI 부분(프린트 패널)과 개발코드(블록 다이어그램) 일부는 Fig. 6, Fig. 7과 같다. 프린트 패널은 DAQ Ref, WaveForm Graph, User control, Setting SRS 4가지 모듈로 구성하였고, 각각의 모듈들은 화면구성의 공간절약 및 편리함을 위해같이 탭 형식으로 구현하였다.

DAQ Ref 모듈은 충격가속도 데이터 수집에 관련된 모듈로써 DAQ 채널이나 샘플링 속도, 센서민감도 등



Fig. 6 User Interface of Shock Tester Program

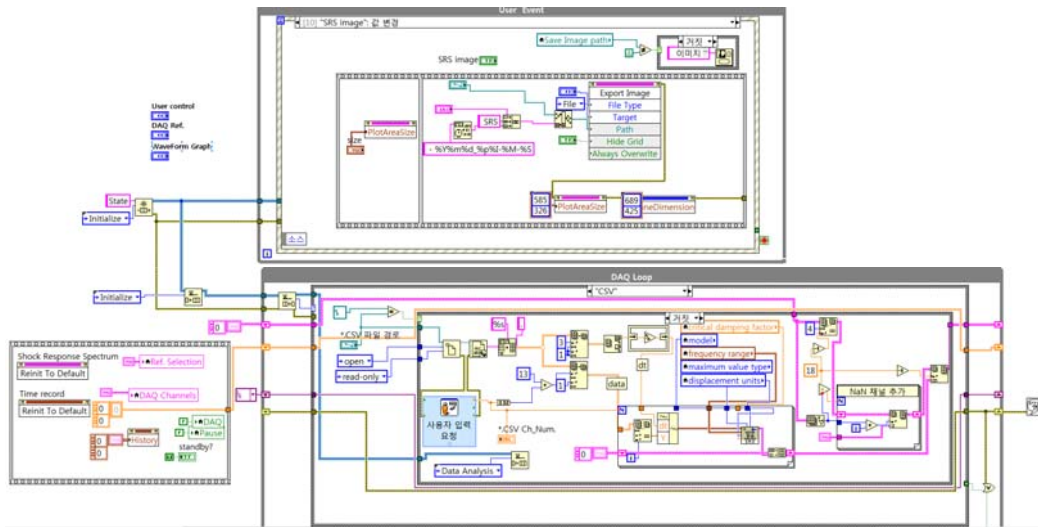


Fig. 7 LabVIEW Code of Shock Tester Program

의 설정을 할 수 있는 DAQ setting 탭과 DAQ 동작을 제어하고 수집 상황을 나타내주는 Operation & View 탭으로 구성되어 있다.

WaveForm Graph 모듈에서는 수집된 가속도 데이터를 처리하여 시간영역에서의 가속도 선도와 SRS를 확인 가능하고, 데이터 재사용을 위한 엑셀포맷 및 이미지 파일로 저장 할 수 있도록 기능을 구현하였다.

User Control 모듈은 WaveForm Graph 모듈에 plot들의 DAQ Channels Visible, color, width를 선택적으로 제어하는 Channels 탭과 인증 스펙트럼을 선도상에 표시를 위한 여러 가지 설정이 가능한 Ref 탭 마지막으로 이미지 저장관련 설정을 하는 Setting Img 탭 이렇게 세 가지 탭으로 되어 있다.

마지막 모듈인 Setting SRS는 SRS 연산에 필요한 인자 값이나 주파수 대역대 등 SRS관련 설정 값을 입력할 수 있다.

기타 프로그램 동작 상황 표시등, 기존 센터에서 사용했던 DAQ장비의 데이터를 로드하여 후처리하는 기능등 편의와 요구조건 맞는 여러 기능들을 구현하였다.

3.4 프로그램 실행 결과

먼저 프로그램 동작 여부를 확인하기 위해 앞에서 소개한 측정장비를 NI사의 디바이스 관리프로그램인

MAX(Measurement & Automation Explorer)에서 가상 드라이브로 설정한 후 시뮬레이션 하였다. 가상 드라이브에서는 최대 ± 5 V의 일정한 주기를 갖는 사인파 형태의 입력신호를 준다. Fig. 8은 시뮬레이션 결과 화면이고 프로그램이 이상 없이 동작됨을 확인할 수 있다.

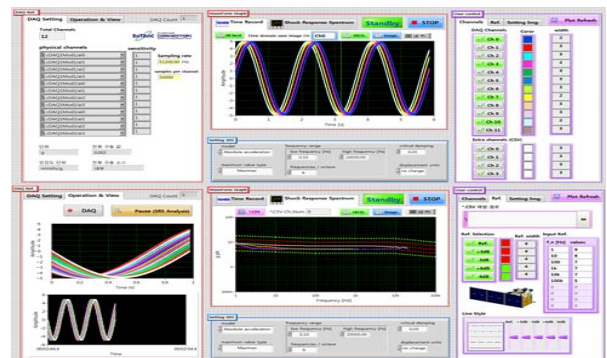


Fig. 8 The Simulation Results Display of Program

다음은 실제 충격시험기의 수행을 통해 프로그램의 동작 유무를 확인하기 위해 10 kg (40×15×20 mm)의 히트파이프 형상의 물체를 가지고 Table. 1과 같은 충격시험기 스펙 설정으로 압축공압 0.7 bar로 수행하였고 결과는 Fig 9과 같다. 이는 시뮬레이션과 모의시험을 통해 개발한 프로그램의 동작 유무를 확인하였다.

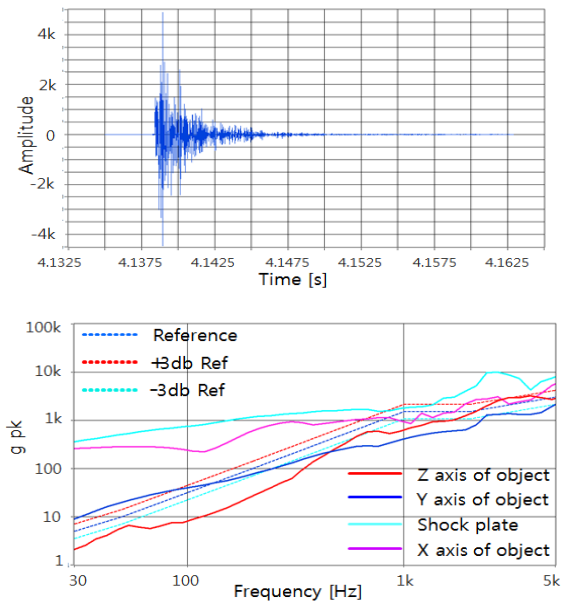


Fig. 9 Program Test Result

다음은 Fig 10은 개발 중인 실제 위성체의 모의충격 시험 SRS 결과이다. Table. 1과 같은 충격시험기 스펙 설정과 압축공압 1.8 bar, 시험체 질량 190 kg으로 수행하였다.

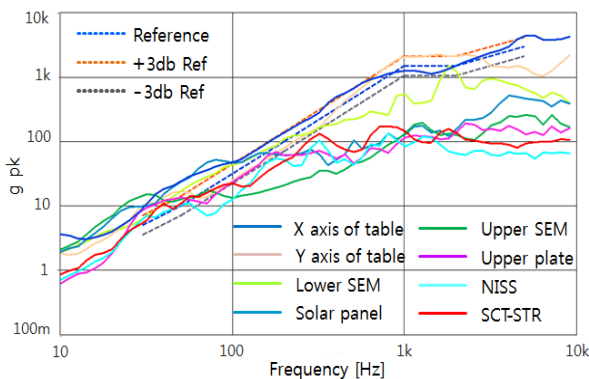


Fig. 10 Shock Response Spectrum of NEXTSat-1

개발 중인 위성의 버스(Bus)는 3단으로 구성되어 있다. 최하단은 추력기 모듈이고, 상위 2개단은 위성의 전자장비가 탑재된 모듈(SEM, Spacecraft Electronics Module)에 해당한다. SEM의 상단 모듈이 Upper SEM, 하단 모듈이 Lower SEM이고 각각에 충격가속도 센서를 부착하였다. 또한 버스 위쪽에 실릴 탑재체 NISS, SCT-STR 와 옆면에 달린 태양전지판에도 센서를 부착하고, 충격가속도 측정 검증을 위해 테스트

테이블의 x-y 방향에도 센서를 부착하였다. SRS 결과를 보면 인증치(Reference)은 차세대 소형위성의 발사체로 선정된 드네프로 로켓(Dnepr Launch Vehicle)의 기준충격사양이고 사용자가이드에 Table. 3과 같이 제시되어있다[11].

Table 3 Dnepr LV Shock Spectrum at Spacecraft Attachment Points

Frequency [Hz]	Acceleration [g]
30	5
50	10
200	100
1000	1500
2000	1500
5000	3000

이러한 조건에 의해 30~10k Hz대의 가속도 데이터 값의 처리를 위해 Nyquist 주파수를 고려하여 DAQ의 샘플링 속도는 51.2 kHz 진행하였으며 SRS로 분석 전에 데이터의 valid check를 통하여 dt>0 여부, 크리티컬 댐핑 팩터값>0, Nyquist 주파수 등을 확인 후 처리하도록 하였다. 위성체의 고정위치부분인(X-Y axis of table)에서 충격량이 기준치(Reference)에 부합되는 값을 가짐으로써 원하는 충격량이 가해졌음 확인하였고, 상부구조에서는 고주파성분의 가속도 크기가 감소하였다. 이에 내부 유닛에 전달되는 충격도 감소됨이 판단되고 시험이후 내부 유닛 및 광학부품, 태양전지판의 균열 또는 파손이 발생하지 않았고 기능시험에서도 정상 동작하였다.

4. 결 론

불꽃점화 충격은 위성발사실패의 직접적인 원인이 될 수 있기 때문에 지상에서 충격시험은 위성 개발시 필수적인 과정이다. 카이스트 인공위성연구센터에서는 차세대소형위성 1호 개발시 충격시험에 사용할 에어건타입 충격시험기를 개발하였고, 본 연구에서는 충격시험기의 데이터를 계측 및 SRS로 분석할 프로그램을 LabVIEW를 활용하여 개발하였다. 기존에 센터에서 수행해왔던 충격 데이터 계측 후 연산프로그램으로 후

처리하는 방식이 아닌 개발한 프로그램에서는 계측과 분석이 동시에 이루어지기 때문에 시간 단축효과가 보이고, 사용자의 요구조건 및 편의성에 맞게 설계, 디자인 패턴을 활용하여 동작의 최적화를 하였다. 가상드라이브를 통한 시뮬레이션과 실제 모의 충격시험으로 프로그램의 동작유무를 확인하였기에 향후 위성 개발 시 유용하게 사용될 것이라 생각된다.

후 기

본 논문의 연구개발은 한국과학기술원 인공위성연구센터의 차세대소형위성 인력양성과정중에 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- [1] Michael G. Ryschkewitsch, 'PYROSHOCK TEST CRITERIA', NASA TECHNICAL STANDARD, NASA-STD-7003A, 2011.
- [2] Hyun-Ung Oh, "Performance Investigation of Variable Damping Shock Attenuation Logic", Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 7, No. 1, March, 2013.
- [3] C. M. Harris and A. G. Piersol, Harris' shock and vibration handbook, 5rd Ed, McGraw-Hill, USA, pp. 26.15-26.18, 2002.
- [4] Minkyu Kang, Seungmin Tak, Dongjin Park, Seoksoon Lee, "The Study of Impact Analysis about Inertia Measure Unit of High Speed along Impact curve", Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 6, No. 4, Dec, 2012.
- [5] Moening. C. J, "Pyrotechnic Shock Flight Failures", 8th Aerospace Testing Seminar, the Aerospace Corporation, 1984.
- [6] Laurence J. Bement, Pyrotechnic System Failures:

Causes and Prevention, NASA-TM-100633, 1988.

- [7] S. S. Lee, H. B. Kim, S. M. Moon, S. H. Woo, "The Application of pyrotechnic Shock in Korean Aerospace Program", Proceedings of the KSNVE Annual Conference, 10th Anniversary, pp. 1161-1168, 2000.
- [8] H. H. Lee, "COMS Shock Test Assessment by Using the Extrapolation Method", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Science, Vol. 40 No. 5, pp. 439-445, 2012.
- [9] Producer/Consumer Design pattern manual, <http://www.ni.com/white-paper/3023/en/>
- [10] State Machines manual, <http://www.ni.com/white-paper/3024/en/>
- [11] http://www.kosmotras.ru/en/rn_dnepr/

저 자 소개



성 태 현

2014년 순천대 우주항공공학전공 졸업. 2014년~현재 동 대학원 우주항공공학과 석사과정. 관심분야는 비행제어, 위성 자세제어. LabVIEW 프로그래밍.



진 재 현

1990년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 1992년 한국과학기술원 항공우주공학과 석사. 1997년 동 대학 박사. 2006년~현재 순천대학교 우주항공공학과 교수. 관심분야는 위성 자세제어, 시스템 모델링 & 시뮬레이션



김 상 균

1996년 고려대학교 제어계측공학과 졸업. 1998년 동 대학원 전기공학과 석사. 2009년 일본 동경대학교 항공공학 박사. 2014년~현재 한국과학기술원 인공위성센터 박사후 과정. 관심분야는 인공위성 자세제어 및 스타센서 개발