

validation of the baseline technology required for the application of a virtual prototype approach to the improvement of helicopter performance, reliability and maintainability. It included: the selection and optimization of the appropriate test procedures for ground (GVT) and in-flight testing of helicopters; the selection and optimization of the procedures and methods to build a full-scale FE model of the helicopter; the refinement of methods for extracting modal parameter models from in-flight test data; the establishment of procedures for correlating flight and ground test results and FE models; and the validation and improvement of the numerical models using the experimental data models.

Partners of the project were LMS International (project coordinator), PZLSwidnik(PL), Victoria Manchester University (UK), AGH-University of Mining and Metallurgy (PL).

Currently LMS is participating in another European Research Project: "FLITE", ("FLight Test Easy"). This EUREKA research project develops new methods for automated analysis, validation and interpretation of structural dynamics data. This will result in a significant performance improvement of structural testing and modal analysis in terms of data quality, test duration and cost, bringing the methodology to a new level of applicability. The focus of the project is on in-flight aircraft testing, but the general applicability to standard laboratory/operational modal testing is pursued. The project approach involves the development of data qualification indicators, the improvement (and automation) of parameter estimation methods, and the validation of these tools on aircraft in-flight and ground test data. The 3-year project started in January 2001 and includes following partners: LMS International (project leader), Dassault Aviation, Airbus, Sopemea, PZL Mielec (Polish aircraft manufacturer), VUB (University of Brussels), KUL (University of Leuven), INRIA (French Research Institute), Univ. Krakow

참고문헌

- 1) "Industrial Model Updating of Civil Four-Engine Aircraft in NASTRAN Environment - An Overview", H. Schaak
- 2) "Using MSC/Nastran and LMS/Pretest to find an optimal sensor placement for modal identification and correlation of aerospace structures", Tom Van Langenhove, Marc Brughmans, MSC/Aerospace conference '99
- 3) "FE Model Correlation & Mode Shape Updating using Qualification Test Data...A case study on the Olympus Satellite", Tom Van Langenhove, Claes Fred? Otto Brunne, NAFEMS World Congress 2001
- 4) "FE-Model Correlation of a Helicopter Using Ground Test Results", T. Uhl, W. Bochniak, W. Lisowski, L. Hermans, H. Van der Auweraer, J. Malecki, IMAC-XVII, Kissimee (FL), February 8-11, 1999, Vol. 1, pp. 940-946
- 5) "Estimation of In-Flight Structural Dynamics Models of a Spacecraft Launcher", L. Hermans, H. Van der Auweraer, M. Goursat, A. Benveniste (INRIA/IRISA), D. Haerens (Aerospatiale), P. Mourcy (CNES), Proc. ISMA23 International Conference on Noise and Vibration Engineering, Leuven (B), September 16-18, 1998, pp. 427-433
- 6) "Modal Testing and Analysis of Structures under Operational Conditions: Industrial Applications", L. Hermans, H. Van der Auweraer, Proc. NATO Advanced Study Institute on Modal Analysis and Testing, Sesimbra (P), May 3-15, 1998, pp. 549-564
- 7) "Helicopter Modal Analysis using In-Flight and Ground Test Data", H. Van der Auweraer, T. Olbrechts, T. Uhl, W. Lisowski, A. Wasilak, Proceedings of ETTC 2001 (European Test & Telemetry Conference)
- 8) "On the Problem of Obtaining Consistent Estimates from Multi-Patch Modal Tests", H. Van der Auweraer, W. Leurs, P. Mas, L. Hermans, Proceedings of ISMA 25, Leuven (Belgium), September 13-15, 2000, Vol.2, pp. 1119-1126
- 9) "Structural Dynamics Modeling using Modal Analysis: Applications, Trends and Challenges", H. Van der Auweraer, Proceedings of the 18th IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference, Budapest (Hungary), May 21-23, 2001, Vol. 3, pp. 1502-1509
- 10) "The Integration of Operational Modal Analysis in Vibration Qualification Testing", Bart Peeters, Herman Van der Auweraer, and Patrick Guillaume In Proceedings of IMAC 20, Los Angeles, CA, USA, February 2002

소형 인공위성 발사체 충격저감용 PTFE(테프론) 소재 아이솔레이터 연구

The study of PTFE isolator equipped to small satellite launch vehicle to reduce the separation shock

정호경† · 윤세현* · 서상현* · 장영순* · 이영무**

Ho-Kyeong Jeong, Se-Hyun Youn, Sang-Hyun Seo, Young-Soon Jang
and Yeoung-Moo Yi

Key Words : Pyro-shock(충격량), isolator(절연기), PTFE(테프론), dynamic stiffness(동강성), launch vehicle(발사체)

ABSTRACT

Pyro-shock generally refers to the severe mechanical transients caused by the detonation of an ordnance device on a structure. Such device on a structure, including linear explosive, and point explosive are widely used to accomplish in-flight separation of structural elements on aerospace vehicle. And they are a significant cause of launch vehicle failures. The launch vehicle being developed in Korea also uses the explosive for separation events. In this paper, the isolator equipped to small satellite launch vehicle made of PTFE(Teflon) is developed to reduce the separation shock. The test to measure dynamic stiffness of PTFE isolator is performed. This test enables us to find the frequency range of PTFE isolator. And,, pyro-shock test using explosive to evaluate the performance of PTFE isolator is executed. From this study, the isolator conformed to frequency range and load requirement is developed using PTFE instead of rubber.

1. 서론

인공 위성 발사체에는 비행 중 단분리, 노즈페어링 분리등을 수행하게 되는 이럴 때 주로 화약의 폭발을 이용하여 분리를 수행하는 분리 장치를 사용하게 된다. 이러한 화약의 폭발로 인해 구조적으로 강한 천이 진동(transient acceleration)이 유발되게 되는데 이러한 현상을 파이로 충격(pyrotechnic shock 또는 pyroshock)이라고 한다.

이러한 파이로 충격은 주로 폭발 볼트나 너트 그리고 marman clamp 해제에 의한 에너지 발산과 같이 분리 장치의 작동에 의해 유발되게 된다.

파이로 충격은 일반 진동 현상과는 그 특성이 틀린 데 그 내용은 작용 시간이 매우 짧은 시간(10~30msec)이라는 것과 매우 높은 영역의 1kHz 이상의 고주파 영역에서

6000G 이상의 매우 큰 가속 현상이 유발 된다는 것이다.

파이로 충격이 발사체에서 중요한 이유는 초기의 발사체 개발 과정에서는 파이로 충격에 대한 개념이 거의 전무하였고 따라서 이에 대한 시험이 대부분 이루어지지 않았다. 그 결과 파이로 충격에 의한 발사 실패가 많이 발생하였기 때문에 그 중대성이 많이 증가하였다.

현재 진행 되고 있는 KSLV-I의 상단 부의 경우에도 페어링 분리 및 1-2단 분리를 목적으로 화약의 폭발을 이용하고 있어, 파이로 충격이 발생한다.

인공위성 발사체의 경우 중요 탑재물인 인공위성과 발사체의 작동을 위한 탑재물의 보호를 위해 충격량 저감 방법이 많이 연구되어 오고 있는 실정이다. 발사체의 충격량 저감을 위해 isolator의 설계가 많이 진행되고 있으며, 적절한 소재 및 형상의 변화를 통한 강성 조절로 주파수 설계가 이루어지고 있는 실정이다.

본 연구에서는 소형위성 발사체의 분리 시 발생할 수 있는 충격량을 시험단위에서 수행하였으며, 또한 이를 저감하기 위한 isolator 개발을 수행하였다.

† 한국항공우주연구원 구조그룹
E-mail : hkjeong@kari.re.kr
Tel:(042)860-2593, Fax:(042)860-2233

* 한국항공우주연구원 구조그룹
한국항공우주연구원
우주발사체 기술실

**

2. 본론

2.1 PTFE 소재 isolator 동강성 측정

인공위성 발사체에 발생하는 충격량으로부터 탑재물을 보호하기 위해 isolator가 많이 사용된다. 하지만 상용 고무 isolator의 경우 강성 값이 너무 낮아, 탑재대에 주어진 정하중에서의 설계 진동조건을 만족할 수 없다. 상용 플라스틱 계열의 PTFE는 고무에 비해 강도 및 강성 값이 높을 것이라 예측되어지므로, 실제 동강성 값을 시험을 통해 구하여 isolator 설계에 이용하고자 한다.

PTFE 소재 isolator는 그림 1에서와 같이 일반 상용 isolator와 동일하게 제작 하였다. 표1에 소재 물성을 나타내었는데, 그림 1과 같이 직경 외경 20mm의 내경 10mm isolator의 경우 개당 대략 375kg까지의 하중을 견딜 수 있음을 알 수 있다. 그림 2에 PTFE 소재로 제작된 아이슬레이트를 나타내었다.

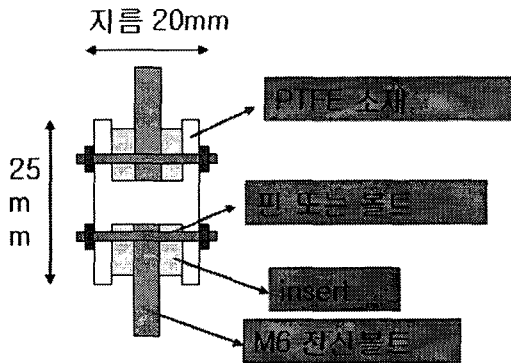


그림 1 PTFE 소재 isolator 개념도

표 1. PTFE 소재 물성

항목	단위	값
인장강도	MPa	15.6
탄성계수	MPa	643
신장율	%	350
비중	-	2.222
듀로미터 경도	-	60

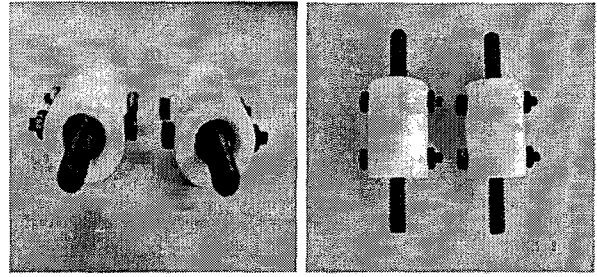


그림 2 PTFE 소재 isolator 형상 및 개념도

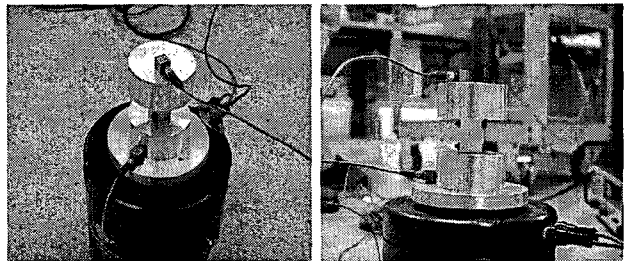


그림 3 PTFE isolator 대한 전달을 측정시험

그림 3에서와 같이 4개의 PTFE 소재 isolator 시제에 대해서 가진기를 이용하여 랜덤(random)가진을 가한 후 전달률(Transmissibility)을 측정하여 PTFE isolator의 동강성을 계산하였다.

가진기는 B&K Type4809를 사용하였고, 가속도계는 Type4507 B004, 시험을 위해 제작된 알루미늄 재질의 mass는 188g의 무게를 가진다. 랜덤가진은 mass의 무게와 정강성을 고려하여 1자유도 peak가 대략 2500Hz~3500Hz에서 발생하리라 예상되어, 0~6400Hz 범위로 가진 하였다.

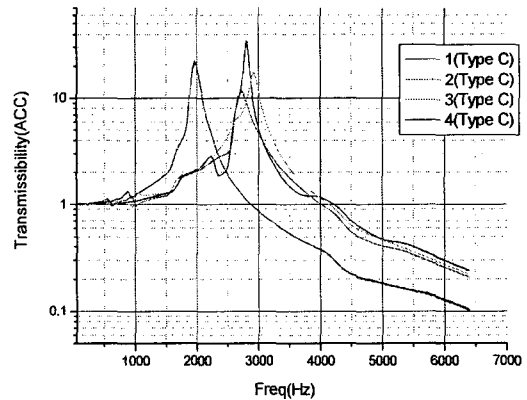


그림 4 PTFE 소재 isolator 전달을 측정 결과

표 2 전달율로부터 구한 PTFE isolator 스프링 상수

	Type C(m=0.188kg)			
	1	2	3	4
Peak	2803Hz	2716Hz	2909Hz	1958Hz
동강성(N/m)	58.31E6	54.75E6	62.81E6	29.24E6

PTFE 소재 isolator에 대한 시험 결과를 그림 4 및 표 2에 나타내었다. 그림 4에서와 같이 PTFE 소재 isolator로 구성된 시스템은 1자유도계로 등가 되어 각각의 고유진동수에서 크게 증폭되며, 그 고유진동수의 주파수비가 대략 $\sqrt{2}$ 배 되는 지점에서 전달율 값이 1을 지나면서 그 이상의 주파수 영역에서 진동절연이 일어남을 확인할 수 있다. 표 5로부터 isolator 각각의 고유진동수가 약간씩 차이를 보이는데, 이는 제작공차 및 체결토크의 차이로 발생하는 것으로 보인다. 특히 4번 isolator의 경우 다른 3개에 비해 작은 동강성 값을 가지는데, 이는 체결상의 문제로 기인한 것으로 판단된다.

참고로 표 3에 mass를 10kg으로 고려하고 탑재물을 4개의 PTFE isolator가 지지한다고 가정할 경우 발생하는 탑재물의 1자유도 공진 주파수를 나타내었다. 현재 개발되고 있는 인공위성 발사체의 탑재물의 무게가 주로 10kg 내외인 점을 고려할 때, 표 3의 주파수는 발사체 전기체의 공진 주파수, 탑재대의 공진 주파수 및 탑재물 box의 공진 주파수 보다 높아 진동 연성을 피할 수 있다. 앞서도 언급하였듯이 파이프 충격은 매우 높은 주파수 영역-1kHz 이상의 고주파 영역-에서 매우 큰 가속 현상이 유발하므로, 표 3으로부터 PTFE로 제작된 isolator의 고유진동수의 주파수비가 대략 $\sqrt{2}$ 배 되는 지점이 1000Hz 정도로서 1000Hz 이상의 주파수 영역에서 충격량을 저감 할 수 있으리라 판단된다.

2.2 충격량 저감 시험

2.2.1 PTFE isolator 미부착 시 시험(1차 시험)

PTFE 소재 isolator의 성능을 시험해 보기 전에 기준 자료를 확보하기 위해 우선 탑재물을 모사한 5Kg 2개, 3Kg 1개의 dummy weight를 장착하여 PTFE isolator를 부착하기 전의 충격량을 측정하였다.

각 시험에서의 센서 부착 위치 및 충격 시험을 위한 치구는 그림 5와 같다. 그림 5에서 화약을 이용하여 AL 판을 절단 하며 그때 발생하는 충격량을 측정하였다. 이는 실제 발사체의 단분리 장치와 흡사한 구조로 이루어졌으며, 충격 전달 구조물은 carbon/epoxy skin 및 AL honeycomb core 로 이루어진 복합재 구조물로 KSLV의 탑재대와 동일

한 구조로 이루어져 있다.

S#01~S#04 까지의 충격 센서의 경우는 isolator 부착 전, 후 시험시 충격 에너지가 동일하게 전달되었는지를 보기 위해 복합재 구조물 뒷면에 부착하였고 S#05, S#08, S#11은 탑재물이 부착되는 바로 옆면에 부착하였고 S#06, S#09, S#12는 탑재물 체결부 옆면에 그리고 S#07, S#10, S#13은 탑재물 중앙에 부착하였다. 시험에 사용된 센서와 계측 장비는 표 4에 나타내었다.

표 3 mass 10Kg일 경우 발생하는 전달을 최대 peak 발생 주파수(PTFE 소재 isolator 4EA 적용)

	Type C(m=10kg)			
	1	2	3	4
Peak	769Hz	745Hz	797Hz	544Hz

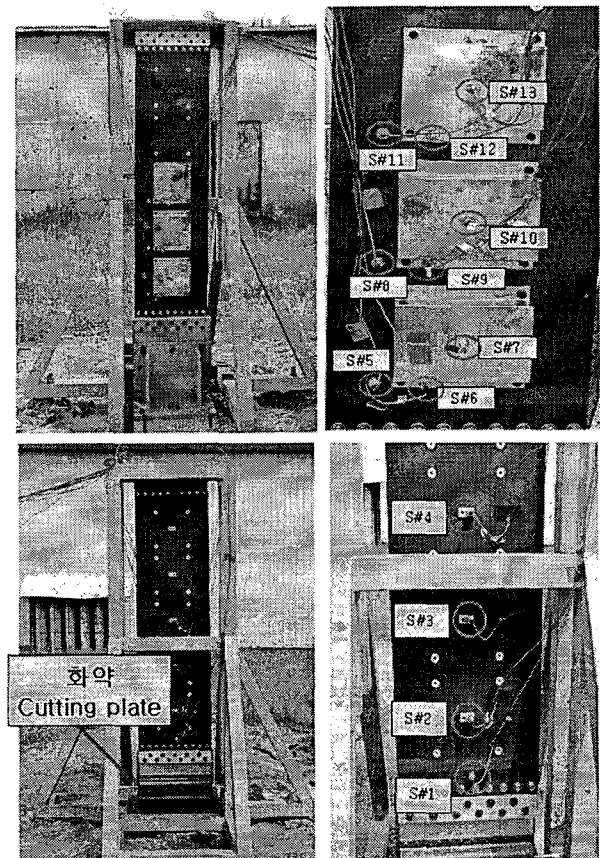


그림 5 충격 시험 치구 및 센서 위치

표 4 시험 장비 및 센서 특성

	모델명	수량	비고
가속 도계	350A96 (PCB, S01~S08 적용)	8 ch.	측정 범위 최대 $\pm 100,000g$
	2225 (Endevco, S09~S13 적용)	5 ch.	측정 범위 최대 $\pm 10,000g$
장비	PULSE 3560 (B&K)	1 set	16 channel 측정 대역폭: 25.6 kHz

2.2.2 PTFE 소재 isolator 부착 시 시험(2차 시험)

PTFE 소재 isolator의 성능을 시험하기 위해 충격량 source인 Cutting plate와 가장 가까운 탑재물에 제작된 시체를 설치하였다.

센서의 부착위치는 그림 5와 동일하게 하였고 그림 6에 isolator 설치 형태를 나타내었다..

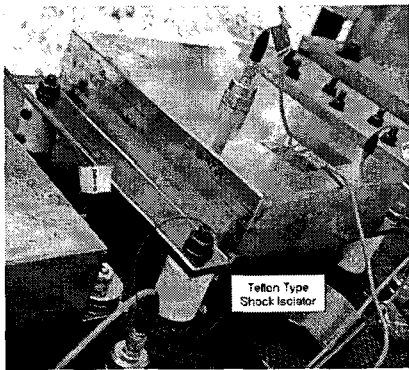


그림 6 PTFE 소재 isolator 설치 모습

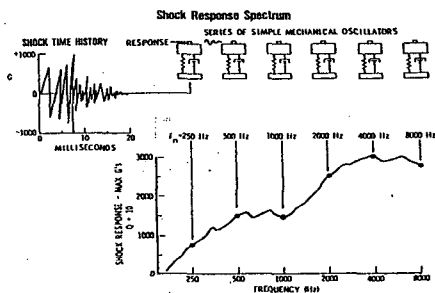


그림 7. Shock Response Spectrum 개요

2.2.3 PTFE 소재 isolator 성능 시험 결과

충격량 저감 시험을 통해 얻어진 데이터를 바탕으로 PTFE 소재 isolator의 성능을 평가한다.

파이로 충격의 특성을 고려하여 그 충격량을 비교하기 위해 SRS(Shock Response Spectrum), 시간 영역 비교,

Fourier Spectra등의 여러 방법이 제시되었지만 현재 MIL spec등에서 권장하고 또한 가장 널리 사용되는 방법은 SRS를 이용한 비교 방법이다.

SRS 방법은 그림 7과 같이 시간 영역에서의 충격 가속도 값을 각 주파수에 해당하는 1자유도의 기계적 시스템에 대입 하였을 때 발생하는 최대의 가속도 값을 각 주파수 영역에 대해 표시한 것이 SRS 값이고 SRS를 제시할 때는 감쇠 관련 값인 amplification factor(Q)를 명확히 규정하여야 정확한 비교가 가능하게 된다. 일반적으로 Q=10의 값을 많이 사용하고 있다.

그림 8에 센서 S#1~S#4의 1차 및 2차 시험결과를 나타내었다. 그림 8에서 1차 시험은 "No Isolator"로 2차 시험은 "With Isolator"로 나타내었는데, 각 센서 위치에서의 결과를 비교해 볼때 1차 및 2차 시험의 충격 에너지가 거의 동일하게 전달된다는 것을 알 수 있다. 또한 화약에 의한 충격량이 5000Hz에서 10,000~30,000G의 큰 값을 가짐을 알 수 있다.

제작한 isolator의 성능을 확인하기 위해 설치 전후의 결과를 비교하였다. 결과 비교 그래프를 그림 9에 제시하였는데, 앞서와 마찬가지로 1차 시험은 "No Isolator"로 2차 시험은 "With Isolator"로 나타내었다. 그림 9에서 보면, S#5의 경우에는 탑재물 더미가 아닌 탑재대에 붙인 센서이므로 PTFE 소재 isolator를 적용하기 전후의 SRS 그래프의 크기 및 경향에 차이가 거의 없다. 하지만 탑재물 dummy 체결부 플렌지에 붙인 S#6번 센서의 경우 1000Hz이상의 영역에서 상당한 충격량 저감 효과를 보임을 알 수 있다. 또한 dummy 중앙에 붙인 센서인 S#7역시 상당한 충격저감 효과를 보이고 있다.

이상의 결과로 부터 전체적으로 PTFE 소재 isolator의 사용을 통해서 충격량이 상당히 줄어드는 것을 확인할 수 있었다.

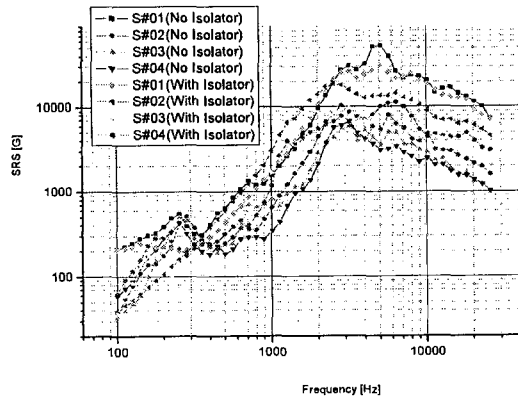


그림 8 SRS 결과 비교 (S#1~S#4)

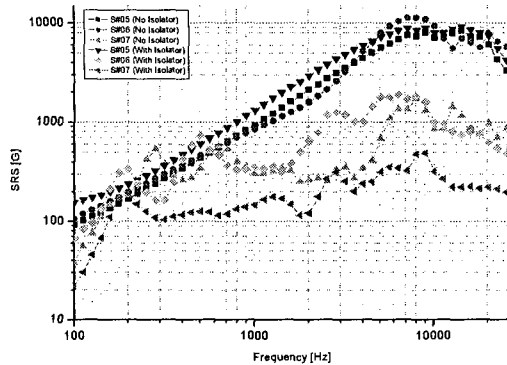


그림 9 SRS 결과 비교 (S#5~S#7)

4. 결론

인공위성 발사체에는 비행 중 단분리, 노즈페어링 분리등을 수행하게 되며, 이때 화약에 의한 파이로 충격이 발생한다. 이러한 충격으로부터 인공위성과 탑재물을 보호하기 위한 isolator의 설계가 많이 진행되고 있는 실정이다. 하지만 상용 고무 isolator의 경우 강도 및 강성 값이 너무 낮아, 탑재대에 주어진 정하중조건 및 설계 주파수 조건을 만족할 수 없다. 상용 플라스틱 계열의 PTFE는 고무에 비해 강도 및 강성 값이 높으므로, 실제 동강성 값을 시험을 통해 구하여 방진 isolator 설계에 이용하였다.

본 연구에서는 PTFE 소재를 이용한 isolator를 제작하였으며, 전달률(Transmissibility) 측정 시험을 통하여 PTFE isolator의 동강성을 측정하여 사용가능한 주파수 대역을 파악 하였다. 또한, 발사체의 실제 단분리 상황을 묘사하기 위해 화약을 이용하여 충격량 발생 하여, 제작한 PTFE 소재 isolator의 성능을 시험하였다.

이상의 연구를 통해 상용의 고무 소재 isolator로 설계하기 힘든 주파수 및 하중 조건에 대해, 기존의 고무 소재 대신 PTFE 소재를 이용함으로써, 발사체의 주파수 요구조건 및 충격량 저감 조건을 만족할 수 있는 isolator를 개발 하였다.

참 고 문 헌

- (1) Edward D. Schaerer and Robert L. Tomkiewicz, "Development of a Pyrotechnic Shock Test Procedure for Specific Test Program at th Johns Hokins University Applied Physics Laboratory", Proceedings of the 64th Shock and Vibration Symposium, 1993.