

위성체 이송용 콘테이너의 방진시스템 특성연구

◦ 김 홍 배 ◦ 문 상 무 ◦ 우 성 현 ◦ 이 상 설 ◦

A Study on the Dynamic Characteristics of S/C Shipping Container Isolation System

Hong-Bae Kim, Sang-Mu Moon, Sung-Hyun Woo, Sang-Seol Lee

ABSTRACT

A Spacecraft container must afford the satellite a relatively benign thermal, vibration, and particle environment that is oblivious to the extreme temperatures, sand, dust, vibrations and shocks that can accompany the transportation. This paper discusses the extensive yet simple vibration test and validation of one such spacecraft container used for KOMPSAT-1 spacecraft, which was transported from KARI Taejon, Korea to Vandenberg Air Force Base(VAFB) on September 30 and launched successfully December 21, 1999. The test results are presented and compared with the design requirement. The dynamic characteristics of shipping container, such as natural frequencies, satisfied the design requirement and showed that shipping container was well designed and manufactured. This kind of know-how will help to develop the next generation of Korean space program, such as KOMPSAT-2 and Korean tele-communication satellite.

1. 서론

위성체 이송용 콘테이너는 위성의 안전한 운반을 목적으로 사용되는 지상지원장비의 일종으로, 탑재물이 장착된 위성체를 기계적 충격으로부터 보호하는 역할을 수행한다. 진동절연 뿐만 아니라 온도 및 습도 환경을 위성체에 알맞게 유지시켜주는 동조장비와 연결할 수 있도록 특별히 설계된 콘테이너를 사용하는 것이 일반적이다.

다목적 실용위성 1호(아리랑 1호)의 경우, 미 TRW 사와의 기술협력을 통하여 위성체 이송 콘테이너 설계 및 제작기술을 이전 받았으나, 아리랑 2호 및 국산통신위성과 같은 향후 위성프로그램에 있어서는 독자적인 기술을 통한 개발 및 운영이 요구된다. 특히 2호의 경우 정밀 지상관측을 위한 고해상도 카메라(Multi Spectral Camera)를 비롯한 각종 자세제어계를

탑재하고 있어 운송과정 중 발생하는 충격은 위성체에 매우 치명적이다. 이에 따라 항공우주 연구소를 비롯한 참여 기업 연구원들은 현재 개발업무를 진행중이며, 본 연구에서는 개발과정의 일환으로 아리랑 위성 1호에 사용되었던 이송 콘테이너의 동적 특성분석 시험 내용을 언급코자 한다. 시험을 통한 방진 시스템의 분석결과 방진용 스프링으로 사용되는 Wireflex는 하중조건에 따라 강성이 급격하게 변동하는 비선형거동을 지닌것으로 판명되었으며, 운송과정중 발생할 수 있는 동적/정적하중에 대한 구조적강도검증 및 절연특성분석시험을 체계적으로 수행하였다. 이러한 결과는 향후 우주비행체 이송시스템의 기본설계자료로 매우 유용하게 사용될 것이다.

2. 아리랑 1호 운송 콘테이너 형상

아리랑 1호의 운송에 사용되어진 콘테이너의 형상은 그림 1과 같다. 콘테이너의 외형은 3.2(L) × 2.4(W) × 2.7(H)m의 크기로

* 정회원, 한국항공우주연구소, 연구원
** 한국항공우주연구소, 연구원

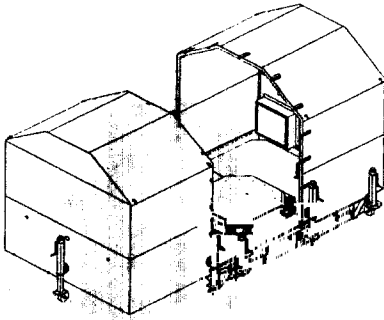


Fig. 1 KOMPSAT-I Shipping Container and Its Shock Isolation System.

알루미늄 허니컴 판재와 구조적 강도 보장을 위한 알루미늄 각재로 제작되어 있다. 덮개는 위성체 탈장착시 넓은 공간이 확보되도록 양쪽으로 완전 분리가 가능하게 설계되었다. 컨테이너의 중간에는 위성체를 지지하기 위한 강건한 구조의 받침대와 이를 지지하면서 외부의 충격을 차단하여 위성체를 보호하기 위한 와이어 스프링으로 구성되어 있다.

그림 1은 다목적 실용위성 운송 컨테이너 및 내부에 설치되어 있는 방진용 받침대의 모습을 보여주고 있다.

컨테이너의 외형 크기는 육상수송을 위하여 사용되는 방진 트레일러의 적재 가능 치수 및 항공 수송을 위한 수송기의 적재능력에 의하여 좌우되며, 최대 가능치수는 그림 2와 같다.

3. 컨테이너 설계 요구조건

아리랑 1호 컨테이너의 경우, 운반 시 연료가 빈 상태이며, 이 경우 무게 380kg을 기준으로 하여 약 10%의 설계여유와 받침대 등의 무게 25 kg을 고려하여 총 440kg의 적재질량을 설계기준으로 하였다. 준 정적하중 (Quasi-static Load)은 현재까지 육상, 항공수송과정 및 하역작업등에서 기록된 가장 높은 가속도치를 기준하여 컨테이너의 상하방향으로 최대 4.5G, 길이방향으로 최대 3G, 좌우방향으로 1.7G의 준 정적하중이 설계하중으로 고려되었다. 동적 및 정적 가속도 성분에 의한 위성체와 컨테이너의 충돌을 방지하기 위하여 최소 50mm의 여유를 가지도록 요구하고 있으며, 그림 1과 같이 설치된 스프링과 위성체가 이루는 강체모드에 대한 고유진동수는 위성체의 유연모드와의 동적 연성을 최소화하기 위하여 위성체 자체 고유진동수의 1/3 이하가 되도록 설계되어진다 [1]. 또한 방진시스템의 고유진동수가 너무 낮으면 외부가진력에 의한 변위값이 커짐에 따라 위성체 운송시 위험요소로서 작용할 수 있으므로 최적화된 고유진동수 값의 선정이 중요하다. 다목적 실용위성의 경우 위성체의 수직축 방향으로 약 60 Hz, 수평방향으로는 약 40 Hz의 1차 공진주파수를 가지고 있으므로 컨테이너 방진시스템의 공진주파수는 수직방향에 대하여 약

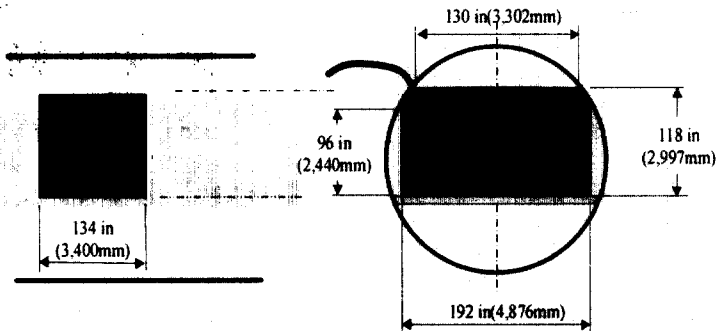


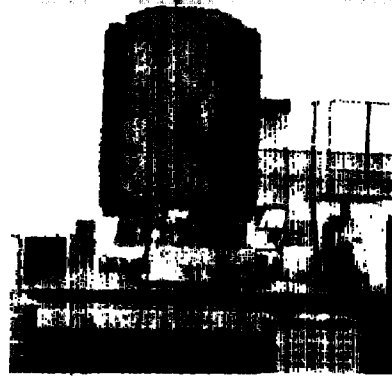
Fig. 2 Maximum Allowable Luggage Envelop of Boeing 747 Freighter

20Hz, 수평방향에 대하여 10Hz 범위에 분포 하도록 설계되었다.

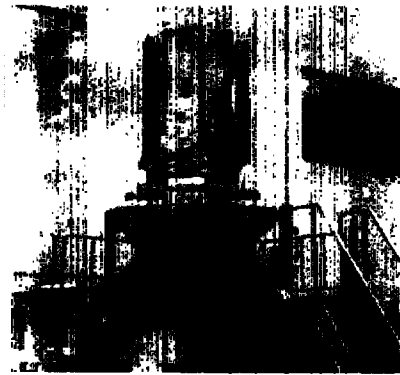
4. 콘테이너 동특성 분석시험

아리랑 1호 콘테이너의 방진 시스템에 대한 동특성 분석시험은 1호의 발사가 이루어진 후 2호기의 설계를 위한 기술확보를 위하여 항공우주연구소의 우주시험동에서 진행 중이다. 위성체운송 시 위성체가 받게되는 진동환경은 첫째로 방진차량에 탑재되어 육상운송이 이루어지는 경우 차량의 급가/감속에 의한 최대 0.7G 가량의 동적가진이 존재하며, 항공수송 시에는 항공기 급상승/하강으로 인하여 최대 4 ~ 5G의 정적하중이 존재하고, 제트엔진의 소음 및 진동으로 인한 랜덤진동가진이 위성체에 부가될 수 있다[2]. 본 연구에서는 이러한 진동환경에 대하여 이송용 콘테이너가 위성체를 안전하게 보호할 수 있도록 설계/제작되었는지 확인하는 검증시험내용을 기술한다.

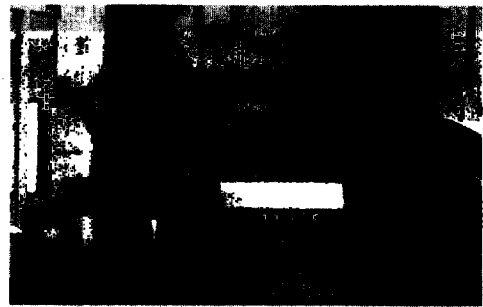
먼저 방진 시스템의 강제 모드 공진 주파수 파악시험이 우주시험동에서 운영중인 전자기 가진기를 사용하여 수행되었는데, 가진기 고정치구의 탑재능력을 감안하여 시험 대상물의 바닥 치수가 최대 2 x 2m로 제한된 관계로 그림 3(c)와 같이 콘테이너의 방진 스프링만을 분리하여 수직방향시험시는 그림 3(a)와 같이 slip table에 수직방향시험시는 그림 3(b)와 같이 head expander에 각각 별도의 고정치구를 사용하여 확실히 고정한 후 시험이 진행되었다. 위성체의 묘사를 위하여, 그림 3에 나타난 바와 같이 아리랑 1호기 개발과정에서 제작/운영되었던 구조개발모델(Structural Development Model)을 사용하였다. 구조개발모델의 외형치수, 질량특성, 모드특성등은 실제 비행모델(Flight Model)과 매우 유사하며, 동특성 분석시험을 통하여 검증되었으므로, 본시험을 수행하는데 가장 적합한 것으로 판단되었다. 가진기의 제어를 위하여 2개의 가속도계를 Head Expander와 Slip Table에 각각 설치하였으며, 위성체와 받침대의 강제모드 형상 검출을 위하여 15개의 가속도계를 각 위치별로 설치하였다. 방진을 위하여 사용되는 와이어 스프링은 하중의 증가에 따라 스프링 강성이 감소하는 연화 스프링(Softening Spring)특성을 지녔으며[1], 이러한 비선형특성을 시험적으로 파악하기 위하여 0.25G-peak에서 1G-peak까지 하중 조건을 증가시키면서 Sine Sweep 시험을 수행하였다.



(a)



(b)



(c)

Fig. 3 Vibration Test Set-up of KOMPSAT S/C Isolation System. (a) Lateral Axis. (b) Vertical Axis. (c) S/C & Wireflex Spring Attachment.

하중이 매우 낮은 경우, 수직방향(Z축)에 대하여 약 28Hz 근방에서 받침대와 위성체가 일체로 운동하는 상하 운동모드가 존재하며, 하중을 증가하여 약 1G-peak에 이르러서는 그림 7과 같이 20 Hz까지 공진주파수가 감소하는 것으로 나타났다. 표 1에 나타난 바와 같이 운송과정 특히 육상운송과정, 하역작업 및 항공기 착륙 시 위성체에 가해지는 하중은 대부분 수직축에 부과되며[1,3], 위성체에서 검출되는 가속도 레벨이 약 1G-peak 정도인 것을 감안하면, 수직축에 대하여 제시된 고유진동수 요구조건은 만족하는 것으로 판단된다. 수평축에 대한 동적하중은 차량의 급제동과 같은 극히 제한적인 경우에 위성체에 부과되며, 그 크기도 수직축에 비해서는 상대적으로 작은 것으로 알려져 있다[1,3]. 그림 5에 나타난 바와 같이 0.25G-peak 정도의 매우 낮은 가속도레벨로 스위핑하는 경우, 약 10Hz 부근에 받침대와 위성체 일체의 회전모드가 존재하며, 하중을 증가시키면, 그림 6과 같이 공진주파수는 약 7Hz 부근까지 감소하는 것으로 나타났다. 그러나 수평축에 대한 동적하중이 일반적으로 매우 낮은 것을 감안하면, 컨테이너의 설계요구조건인 10Hz 고유진동수를 만족하는 것으로 판단된다.

본 시험에서는 동적하중에 대한 동특성분석 시험뿐만 아니라, 항공기의 돌발사태시나, 육상운송시 돌출부위 통과시 위성체에 부과되는 준정적하중에 대한 방진시스템의 구조적강도를 점검하기 위한 Sine Burst 시험도 수행하였다. 일반적으로 준정적하중에 대한 검증시험은 정적하중을 구조물에 직접 부과하는 것이 일반적이거나, 유압 가진기와 같은 별도의 시험장비가 소요되고, 그 시험절차 또한 매우 난이하다. 이러한 불편함을 피하고자, 제시된 시험방법이 그림 8과 같은 Sine Burst 시험이다 [4]. 최근에 우주분야 구조물 검증시험에 많이 적용되고 있으며; 별도의 시험장비가 필요없이 진동시험과 동일한 치구를 사용하는 등 편리성이 뛰어나다. 준 정적하중을 위성체 방진계에 부과하기 위해서는 방진시스템의 공진주파수에 비하여 매우 낮은 가진주파수 (약 1/3 이하)로 하중을 부과하여야 하나, 고유진동수가 낮은 방진계의 경우, 가진기의 방진계 공진주파수 및 가진기 변위 제한치를 고려하여야 한다[4]. 앞에서 언급된바와 같이 수평축에 대한 공진주파수가 수직축에 비하여 낮으므로, 이를 기준으로 한 경우, 가진 주파수는 10 Hz 보다 낮아야 하며, 가진기 자체의 방진주파수가 3-4 Hz 이고, 가진기의 최대 변위가 +/-25mm 인 것을

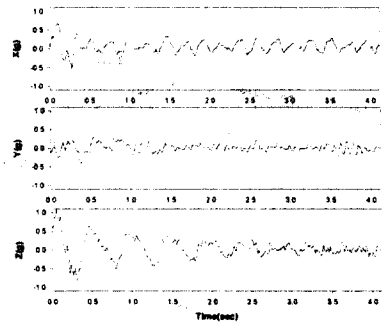


Fig. 4 Typical Acceleration Signal of the Recorded Event.

Table 1 Recorded Event List for KOMPSAT FM Transp.

#	Date	Time	Peak X(g)	Peak Y(g)	Peak Z(g)
1	10/1	18:38:15	0.535	0.441	1.072
2	10/1	18:39:43	0.596	0.402	1.233
3	10/1	18:44:12	0.515	0.481	1.132
4	10/1	18:51:12	0.717	0.402	1.032
5	10/1	19:00:18	0.616	0.657	1.172
6	10/1	19:02:20	0.374	0.504	1.032
7	10/1	19:19:47	0.677	0.618	1.152
8	10/1	20:00:49	0.677	0.520	1.132
9	10/1	20:05:55	0.616	0.245	1.291
10	10/1	20:10:38	0.637	0.539	1.253
11	10/1	21:00:16	0.556	0.363	1.212
12	10/1	21:02:54	0.717	0.324	1.092

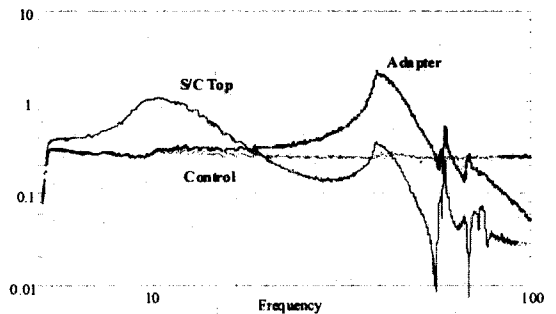


Fig. 5 Sine Sweep Test(X-Axis, 0.25G)

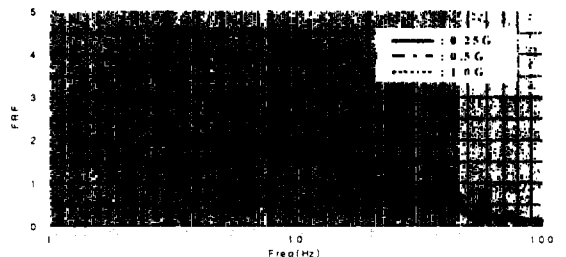


Fig. 6 Comparison of FRFs for Different Loading Condition(X-Axis)

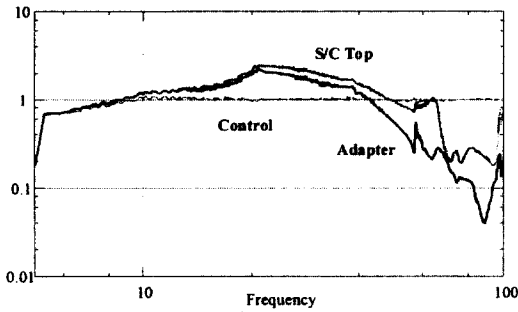


Fig. 7 Sine Sweep Test(Z-Axis, 1.0 G)

감안하여, 가진주파수를 7 Hz(변위 : +/- 20mm)로 선정하였다.

Sine Burst 시험의 기본 파형은 그림 8과 같이 시작점에서부터 최대치까지 점차적으로 증가한 후, 최대치를 약 5 ~10 주기 유지하고, 종료 시에는 다시 0으로 감소하여야 한다.

본 시험에서는 위의 조건을 만족하도록 각 영역을 1초로 하여 가진파형을 선정하였다. 각축에 대한 시험결과는 그림 9 ~ 12와 같다. 수평축(X, Y축)의 경우, 위성체를 지지하고있는 받침대의 가속도가 X, Y축 별로 1G에서부터 3G가 되도록 가진레벨을 조정하여 하중을 부과하였다. 1G를 초과시 가진 주파수와 방진계의 공진 주파수가 매우 근접하여 위성체 상단의 응답은 가진성분과 위상차가 약 90°에 가까우며, 가진에 비하여 응답의 크기가 큰 것으로 나타났다. 가속도레벨을 점차적으로 증가시킨 결과 하중의 증가로 인한 고유진동수의 급격한 감소현상으로 인하여, 최대 3G를 초과시에는 위상차가 180°를 나타내면서 위성체 상단의 응답이 가진성분에 비하여 작아지는 현상을 나타내고 있다. 이러한 현상은 준정적하중 조건에 적합하지 않는 시험조건으로 향후 별도의 적합한 시험조건을 찾아내야 할 것으로 생각된다.

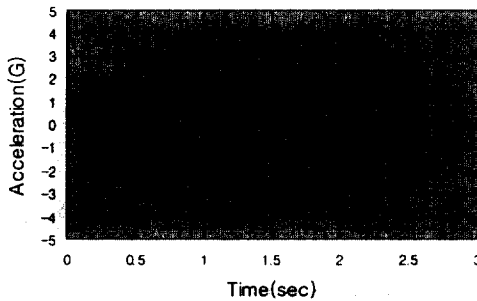


Fig. 8 Sine Burst Test Profile

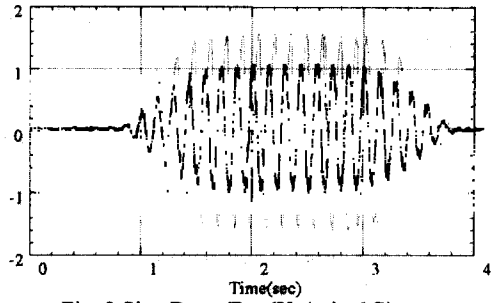


Fig. 9 Sine Burst Test(X-Axis, 1G)

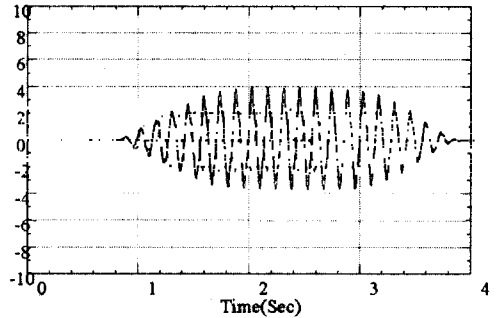


Fig. 10 Sine Burst Test(X-Axis, 5G)

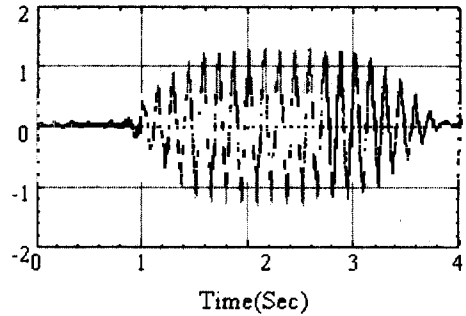


Fig. 11 Sine Burst Test(Z-Axis, 1G)

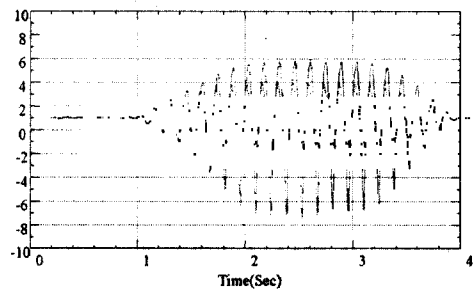


Fig. 12 Sine Burst Test(Z-Axis, 5G)

수직축의 경우에도 수평축과 동일하게 받침대 하단의 응답을 설계기준치에 준하도록 부과하였으며, 그림 11과 같이 하중이 낮은 경우에는 각 위치가 동일한 응답을 나타내나, 하중이 증가할수록 고유진동수 감소로 인한 증폭비의 증가로 인하여 위성체 상단의 응답이 가진 가속도에 비하여 크나, 위성체 상단과 가진성분간 위상은 동일한 것으로 나타났으며, 어느 정도 준정적하중 조건을 만족하는 것으로 알 수 있다. 설계기준 정적하중 부과 전후로 육안 검사 및 모드를 분석한 결과 방진계 및 위성체에는 이상이 없는 것으로 나타났다.

5. 결론

조립 및 환경시험이 완료되어 발사장으로 운송되어지는 위성체는 많은 자본과 인력 및 시간이 투자된 고가의 물품으로 운송시 각별한 주의가 필요하다. 또한 위성체의 운송에 사용되어지는 컨테이너는 운송도중 발생하는 외란에 의한 충격으로부터 위성체를 보호하는 역할을 하므로 그의 적절한 설계와 제작은 위성체의 성공적인 임무수행을 위해 매우 중요한 요소이다.

본 연구에서는 다목적 실용위성 아리랑 2호의 지상지원장비 개발과정의 일환으로 아리랑 1호의 운송 컨테이너에 대한 일련의 동특성분석 시험수행결과 및 분석에 대한 내용을 기술하였다. 분석결과 제작된 컨테이너는 설계 요구조건을 모두 만족하는 것으로 나타났으나, 준정적 하중을 검증하는 과정에서 사용된 Sine Burst 시험의 경우, 방진 시스템의 낮은 고유진동수 및 전자기 가진기 자체의 제한으로 인하여 제약이 있었다. 이는 추후 적합한 방법을 강구하여 2호기 컨테이너에 대한 검증시험 시 반영이 되어야 할 것이다.

본 연구를 통하여 얻어진 정보는 차기의 위성체 운송 컨테이너의 자체 설계 및 개발에 중요한 자료로 사용되어질 수 있을 것이다.

참고문헌

- (1) Singal R. K., Maynard I. K., 1990, "Vibration Validation of a Spacecraft Container", Proceedings - Institute of Environmental Science, pp.509 ~514.
- (2) Harris, M., 1988, Shock and Vibration Handbook 3rd edition, McGraw-Hill, Inc.
- (3) TRW Civil & International Systems Division, Space & Electronics Group, 1999, KOMPSAT FM Spacecraft Transportation form KARI to Launch Site
- (4) Sine Burst Test, Technical Memorandum, NASA Goddard Space Center.