

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.5.439>

외삽법을 이용한 천리안위성 충격시험 분석

이호형*

COMS Shock Test Assessment by Using the Extrapolation Method

Ho-Hyung Lee*

ABSTRACT

The COMS(Communication, Ocean, and Meteorological Satellite) is subjected to shock loads when the stage or fairing of a launch vehicle is separated and the satellite is separated from the launch vehicle during the launch vehicle flight. And, after the satellite is separated from the launcher, the COMS is subjected to shock loads when the solar array is deployed, Ka-Band communication antenna is deployed, and meteorological imager radiator cover is released. In order to validate the satellite safety against these shock loads on ground, shock tests were performed. In this paper, the shock tests performed in the course of the COMS development are described, and the method to assess the test result is presented with an example of Geostationary Ocean Color Imager(GOCI). In Ariane-5 launch vehicle, the clampband release shock for satellite separation is lower than the fairing or stage separation. In this paper, the extrapolation method to take into account the maximum shock load from the launch vehicle by using the satellite separation shock test result is also introduced.

초 록

천리안위성(COMS)은 발사체에 실려 비행하는 동안 발사체의 단이나 위성덮개가 분리될 때와 위성이 발사체로부터 분리될 때 충격 하중을 받는다. 그리고, 발사체에서 분리 후 태양전지판이 전개 전개될 때, 통신안테나가 전개될 때, 그리고 기상탑재체 라디에이터 덮개가 전개될 때 충격하중을 받게 된다. 이들 충격하중에 대한 위성의 안전 여부를 지상에서 검증하기 위하여 충격 시험이 수행되었다. 본 논문에서는 천리안위성 개발 과정 중에 수행된 충격시험과 시험분석 과정을 소개하고, 해양탐재체(해양관측카메라)의 예를 이용하여 시험 결과에 대한 분석 방법을 소개하였다. 아리안-5 발사체의 경우 위성분리를 위한 조임띠 해제 충격이 위성덮개나 단분리 충격보다 낮다. 본 논문에서는 위성분리 충격시험 결과를 이용하여 발사체로부터 위성이 받는 최대 충격을 고려하기 위한 외삽법 또한 소개되었다.

Key Words : COMS(천리안위성), Shock Test(충격시험), Satellite Separation(위성분리), Solar Array Deployment(태양전지판 전개), Communication Antenna Deployment(통신안테나 전개), Extrapolation(외삽법)

† 2012년 1월 30일 접수 ~ 2012년 4월 17일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 정지제도위성체계팀
교신저자, E-mail: hhlee@kari.re.kr
305-806 대전광역시 유성구 과학로 169-84

1. 서 론

위성 구성품들은 발사체에 실려 비행하는 중에 발사체의 단 분리, 위성덮개(fairing) 분리 또

는 위성 분리시 발사체로부터 충격 하중을 받게 되고, 발사체에서 분리된 후 위성의 태양전지판이나 통신안테나가 전개될 때에도 충격 하중을 받게 된다.

이러한 발사체의 단 분리, 위성덮개 분리, 위성 분리 등이나 위성의 각종 부속물의 전개에는 주로 폭발 장치가 사용되며, 이러한 폭발장치로부터 발생하는 충격하중은 높은 하중이 순간적으로 발생했다가 빨리 사라지는 특성을 갖고 있다. 이러한 하중에 의하여 발생될 수 있는 문제는 주요 구조물의 변형이나 파단 보다는 크리스탈이나 세라믹, 또는 수지로 된 물건 등의 균열이나, 납땜 부위의 단락, 밀봉 부위의 파손, 릴레이나 스위치의 고장, 아주 작은 전기/전자 부품 같은 가벼운 구조물의 변형 등에 의한 비행 부품의 고장이다[1].

이러한 폭발 충격하중을 시간 영역에서 수학적 함수로 표현하기에는 그 형상이 너무 복잡하여 위성 구성품에 대한 폭발 하중의 영향을 이해하기 위해서 공학자들은 다른 도구를 필요로 한다. 더군다나, 위성 구성품의 인증 시험을 위해서 폭발 필스를 재현하는 것은 사실상 불가능하다. 충격 하중에 의한 파손가능성을 추정하기 위한 방법으로서 충격응답스펙트럼(Shock Response Spectrum, SRS)이 유용한 도구이다. 충격응답스펙트럼은 주어진 시간적 하중 환경에 대하여 어떤 고유진동수와 정해진 댐핑 값을 갖는 1 자유도계(single-degree-of-freedom)의 진동체가 받게 되는 최대 절대 가속도 값을 진동체의 고유진동수를 변경하여 가면서 구한 값이다. 통상 5%의 댐핑 값을 가정하고, 이는 특성계수(quality factor) $Q=10$ 에 해당된다[2].

위성의 개발 단계에서 충격 환경에 대하여 임무 탑재체나 주요 위성 구성품이 받는 충격하중을 예측하거나 추정하는데, 이를 위한 방법으로는 (1) 유한요소법(finite element method, FEM)과 통계적 에너지 해석(statistical energy analysis, SEA)을 이용하는 해석적인 방법, (2) 시험 모델이나 비행모델을 이용하는 지상시험을 통하여 측정하는 방법, (3) 이전의 측정 자료를 이용하여 추정하는 방법이 있다. 해석적인 방법에서 유한요소법은 낮은 진동수 대역에서 유용한 결과를 제공하고, 통계적 에너지 해석은 중간단계 및 높은 진동수 대역에서 유용한 결과를 제공하는 것으로 알려져 있다[1].

미국 항공우주국(NASA, National Aeronautics

and Space Administration)에서는 폭발 충격에 대한 각종 표본 시험을 수행한 바 있으며, 이들 표본 시험 결과로부터 얻어진 충격 하중 예측 방법이 고다드우주비행센터의 환경 검증 규격서[3]에 요약되어 있다. 이는 충격 하중이 발생 위치로부터의 거리와 중간 연결 형태에 따라 어떻게 감쇄되는지를 보여준다. 한재홍 등[4]은 저궤도위성을 대상으로 하여 표본 시험 결과로부터 얻어진 예측 방법[3]에 의하여 예측된 충격하중과 해석적인 방법에 의하여 예측된 값을 저궤도위성 개발시 수행된 충격시험에서 측정된 값과 비교하였다. 표본 시험 결과로부터 얻어진 예측 방법[3]에 의한 예측은 아주 높은 진동수 대역을 제외하고는 상한치의 한계를 잘 제공하고, 단순화된 통계적 에너지 해석 방법은 저궤도위성 시험에서 측정된 시험치와 가까운 결과를 제공하는 것으로 보고되었다[4].

천리안위성은 국내 개발된 최초의 정지궤도위성으로서 기상관측임무, 한반도 주변의 해양 관측 임무 및 국내 개발된 Ka-Band 통신탑재체의 우주에서의 운용을 통한 인증 임무를 위하여 개발되어 2010년 6월 27일 발사되었다.

천리안위성의 충격하중에 대한 검증을 위하여 위성 분리시험 및 태양전지판 전개시험, Ka 밴드 통신안테나 전개시험, 기상탑재체 라디에이터 덮개 전개 시험이 항공우주연구원에서 수행되었다. 위성 분리시험은 발사용역업체에서 제공된 발사체 어댑터(adapter)를 사용하여 발사용역업체와 공동으로 역할을 분담하여 수행되었다.

본 논문에서는 천리안위성 개발 과정 중에 수행된 충격시험과 시험분석 과정을 기술하고, 천리안위성에 탑재된 임무 탑재체 중의 하나인 해양탐재체(해양관측 카메라)에 대한 충격하중 분석의 예를 이용하여 충격시험 결과에 대한 분석 방법을 소개하였다. 보통 위성분리시의 충격이 발사체 단분리나 위성덮개 분리시의 충격보다 크기 때문에 위성분리 시험에서 측정된 값을 그대로 충격분석에 사용하나, 천리안위성을 발사한 아리안 5 발사체는 위성 분리를 위한 조임띠(clampband) 해제 시의 충격보다 위성덮개나 최종 단 분리 시의 충격이 더 크기 때문에, 위성 분리시험 결과가 발사체로부터 받는 충격하중의 최대치를 의미하지 않는다. 본 논문에서는 이런 경우 위성분리시험에서 얻은 결과를 이용하여 발사체로부터 받을 것으로 예상되는 최대 충격치를 구하는 외삽(extrapolation)법 또한 소개되었다.

II. 본 론

2.1 충격 시험 준비

위성에는 측정하고자 하는 여러 위치에 가속도계를 부착하고, 시험 요구조건에 정해진 대로 위성을 준비한다. 예를 들면, 가압제 탱크와 추진제 탱크는 각각 정해진 압력으로 가압하고, 전지(battery)는 시험이 수행되는 동안 위성이 발사준비시의 전기 요구조건을 유지할 수 있도록 90% 이상 충전시킨다. 또한, 조립 및 시험 시 위성 구성품을 보호하기 위하여 장착한 덮개는 모두 제거한다(예, 추력기 덮개, 태양전지판 덮개, 임무탑재체 덮개 등).

위성 분리 충격시험을 위해서 위성은 발사용역 업체에서 제공한 발사체 어댑터에 조임띠(clampband)로 결합된다. 태양전지판은 접혀진 상태이고, 발사체 어댑터와 결합된 위성은 크레인에 의하여 지상으로부터 30cm 정도 들어 올려진다. 들어 올리는 높이는 바닥으로 떨어진 발사체 어댑터가 튀어 올라와 위성에 손상을 주지 않는 높이면 된다. 바닥에는 위성으로부터 분리된 발사체 어댑터가 지상에 떨어질 때 충격을 흡수하도록 완충재를 설치한다. Fig. 1은 위성 분리 충격시험을 위한 준비 상태를 보여준다. 태양전지판 전개시험에서는 태양전지판이 상부의 레일에 매달린 채로 전개가 이루어지도록 하고(Fig. 2), 통신 안테나 전개시험은 반사판에 헬륨 풍선을 매달아(Fig. 3) 각각 무중력 상태를 모사한다.

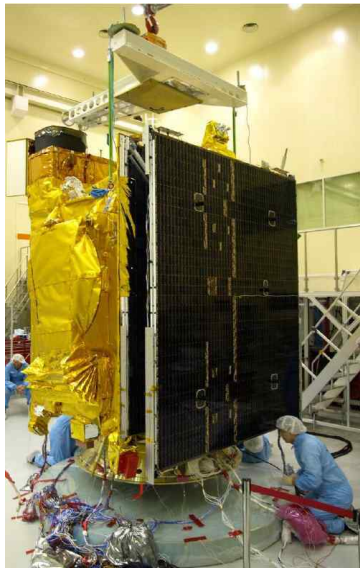


Fig. 1. Separation shock test



Fig. 2. Solar array deployment test

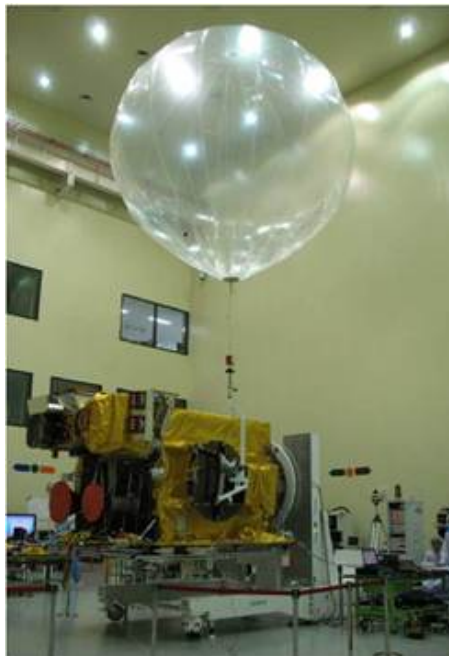


Fig. 3. Communication antenna deployment test

2.2 분석 방법

아리안 5 발사체는 전술한 바와 같이 위성이 발사체 어댑터에 결합되는 조임띠(clampband)가 위성분리를 위하여 폭발에 의하여 해제될 때에 위성에 가해지는 충격하중이 위성덮개 분리나 발사체의 최종 단이 분리될 때에 위성에 가해지는 충격하중 보다 작기 때문에 위성분리시험으로 측정된 충격값이 발사체로부터 받는 충격하중을 대표한다고 할 수 없다. 발사체로부터 발생하는 최대 하중에 대하여 완벽하게 지상에서 검증을 하

기 위해서는 위성덮개와 발사체의 최종단을 이용하여 충격시험을 수행해야 되나, 발사체 업체로부터 이러한 대형 구조물을 가져다가 시험을 수행하는 것은 불가능한 일이다. 발사체에서 발생되는 하중은 발사체 어댑터를 통하여 위성체에 전달된다. 위성이 발사체와 결합된 부위에서부터 위성체 내에서의 하중이 전달되는 특성은 위성의 구조가 바뀌지 않는 한 위성이 분리될 때나, 위성덮개가 분리될 때나 동일할 것으로 가정하는 것은 무리가 없다. 예를 들어, 위성분리를 위한 조임띠(clampband)의 폭발로 발생된 충격이 위성이 발사체에 결합된 부위에서 10g이고, 이때 해양탐재체가 1g의 충격을 받고, 자이로가 2g의 충격을 받은 것으로 측정되었다고 하자. 페어링이나 발사체의 최종 단이 분리될 때에 위성이 발사체에 결합된 부위에서 측정된 최대 값이 15g 라면, 페어링이나 발사체 최종단이 분리될 때에 해양탐재체는 최대 1.5g, 자이로는 최대 3g의 하중을 받게 될 것으로 추정하는 것이다. 이와 같이 위성분리시험에서 측정된 값을 이용하여 위성덮개나 최종 단이 분리될 때에 각각의 위성 구성품이 받을 것으로 예상되는 충격하중을 추정하는 것이다. 이런 의미에서 이를 외삽법(extrapolation method)라고 한다. 아래 'a'에서 'f'는 외삽법을 이용하여 위성분리시험에서 측정된 값을 이용하여 발사체로부터 위성 구성품이 받을 것으로 추정되는 최대 충격하중을 구하는 방법을 단계적으로 설명한 것이다.

- a. 위성이 발사체 어댑터와 결합되는 접속 부위에서 90도 간격으로 4 군데에서 위성분리 시험시 측정된 충격의 산술 평균 스펙트럼인 평균 조임띠 충격(average clampband shock)을 반경방향 및 축방향에 대하여 구한다.
- b. 위성이 발사체 어댑터와 결합되는 접속 부위에서 발사체로부터 전달되는 최대 충격으로 정해진 스펙트럼을 기준 충격(reference shock)이라 칭한다.
- c. 반경방향 및 축방향에 대하여 각각 평균 조임띠 충격에 대한 기준 충격의 비의 스펙트럼을 구한다.
- d. 'c'에서 구한 반경방향 및 축방향의 비의 스펙트럼을 비교하여 두 방향 모두를 망라하여 최대값을 취하여 이를 기준 비율(reference ratio)이라고 칭한다.
- e. 'd'의 기준 비율을 해당 구성품의 위치에서 측정된 값에 곱하여 구성품의 환산 충격(scaled shock)을 구한다.

- f. 'e'의 환산 충격에 3dB를 더하여 해당 구성품의 한계 환산 충격(limit scaled shock)을 구한다. 이 한계 환산 충격이 해당 구성품이 발사체로부터 받을 것으로 예상되는 최대 충격이다. 외삽법으로 구한 값에 3dB를 더하여 그 구성품이 받을 것으로 예상하는 최대 충격으로 간주하는 것은 구성품의 안전을 위하여 마진을 확보하기 위함이다.

Figure 4는 위의 'a'에서 설명된 4 군데 중 한 곳에서 측정된 반경방향 충격의 실제 측정치의 시간 영역의 함수이고, Fig. 5는 이 실제 측정치로부터 구한 충격응답스펙트럼(SRS)이다.

분석 대상 구성품이 안전한지 여부는 위의 'f' 단계에서 구한 '한계 환산 충격'을, 태양전지판 전개시험, 통신안테나 전개시험 및 기상탐재체 라디에이터 덮개 전개시험시 해당 구성품의 위치에서 측정된 충격을, 해당 구성품의 충격 규격

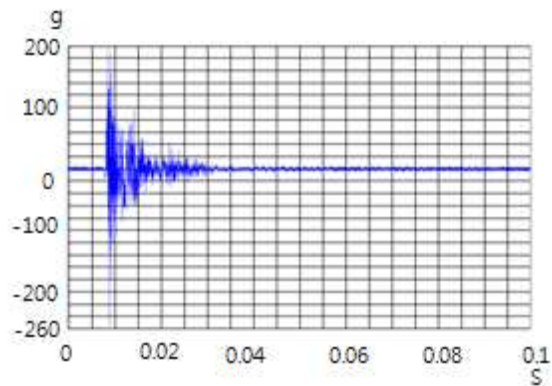


Fig. 4. Shock measurement at the clampband

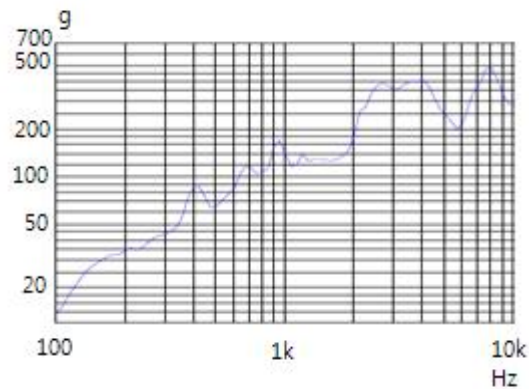


Fig. 5. Shock Response Spectrum at the clampband

이나 해당 구성품의 인증시험(qualification test) 스펙트럼과 비교해 보아야 한다. 해당 구성품의 충격 규격은 구성품의 충격 설계 기준이고, 인증 시험 스펙트럼은 구성품 제작 후 실제 인증시험을 수행한 수준이다.

태양전지판, 통신안테나, 기상탑재체 라디에이터 덮개의 전개 시험시 위성의 각 구성품의 위치에서 측정된 충격값은 그 값이 바로 각 구성품이 받는 하중 값이므로 위의 외삽과정을 거칠 필요가 없다.

발사체 업체에서는 충격 규격이나 인증시험 스펙트럼이 이들 측정치나 한계 내부 충격 보다 전체 스펙트럼에서 3dB이상 클 때 그 구성품은 충격하중에 대하여 안전한 것으로 판정하도록 요구하였다. 외삽법으로 한계 환산 충격을 구할 때 이미 3dB를 추가하였는데, 여기에 또 3dB 이상의 마진이 확보되어야 위성 구성품이 안전하다고 판단하는 것이므로 결과적으로 발사체로부터 오는 충격하중에 대해서는 최소 6dB의 마진이 요구되는 것이다.

Figure 6에는 위성이 발사체 어댑터와 결합되는 부위의 4 군데서 반경방향으로 측정된 충격이 가는 선으로 나타나 있고, 이들의 평균으로 구한 반경방향 평균 조임띠 충격은 굵은 선으로 나타나 있다.

Figure 7은 본 논문에서 사용된 두 가지 기준 충격을 보여준다. Spec-Radial과 Spec-Axial은 발사 업체와 항공우주연구원 사이에 사전 합의되어 위성 설계의 기준으로 사용한 충격 수준과 발사체 사용자 설명서에 공표된 조임띠 충격 수준 중 최대값을 택하여 설정된 반경방향 및 축방향 기준 충격이다. 먼저 이 기준 충격을 적용하여 위성 각 구성품에 대한 분석을 수행한다. 모든 구성품이 안전하다고 판단되면 그것으로 분석이 완료된다. 그러나, 일부 구성품이 3dB 마진을 확보하지 못하여 안전하지 않은 것으로 판단되면, 발사 업체로부터 최근의 발사체 비행시 측정된 비행 기록으로부터 발사체 업체가 허용할 수 있는 최소한의 마진만을 적용하여 설정한 비행한계하중(FLL, Flight Limit Loads)를 제공받아 Spec-Radial과 Spec-Axial 대신에 적용하여 안전하지 않은 것으로 분석된 구성품에 대한 분석을 다시 수행한다. FLL-Radial과 FLL-Axial은 각각 천리안위성 충격분석에 사용된 반경방향 비행한계하중과 축방향 비행한계하중이다.

Figure 8은 위의 'c'와 'd'의 과정에서 설명된

기준 비율에 대한 그림이다. Fig. 6의 평균 조임 띠 충격에 대한 Fig. 7의 Spec-Radial의 비율이 Radial로 표시된 가는 선이고, Spec-Axial의 비율이 Axial로 표시된 가는 선이며, 이들 중 최대치만을 취한 Max 선이 기준 비율이다.

2.3 분석 결과

분석을 수행함에 있어서 위에 설명된 바와 같이 발사체로부터 전달되는 충격하중은 물론, 태양전지판 전개시 발생하는 충격, 통신안테나 전개시 발생하는 충격 및 기상탑재체 라디에이터덮개 전개시 발생하는 충격에 대하여 모든 위성 구성품들이 위의 여러 충격 하중들을 견디고 궤도에 올라가 정상 작동을 할 수 있는가 여부를 분석해야 한다. 본 논문에서는 중요 위성 구성품 중의 하나인 해양탑재체(해양관측 카메라)에 대한 분석 결과를 이용하여 충격시험 분석 방법을 제시하였다.

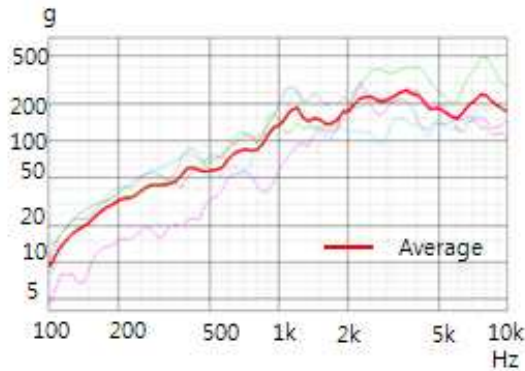


Fig. 6. Average clampband shock in radial direction

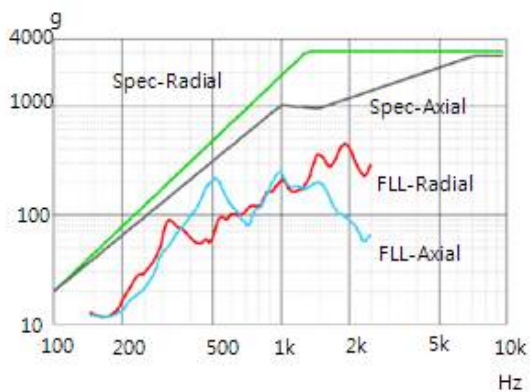


Fig. 7. Reference shock of Ariane-5 at the clampband

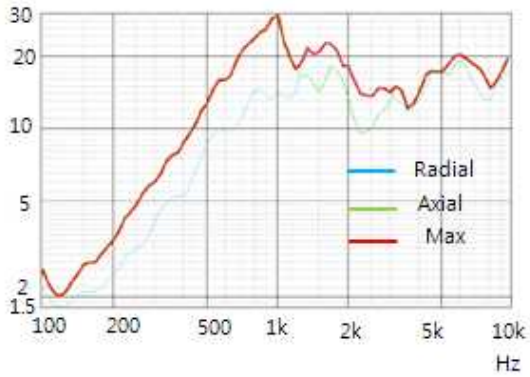


Fig. 8. Reference ratio

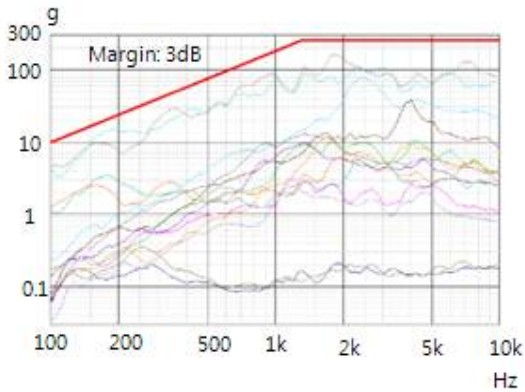


Fig. 9. Assessment on GOCI using "Spec-Radial" (in-plane direction)

해양탐재체의 분석에는 해양탐재체 접속 평판 (GOCI Payload Interface Plate)에 장착된 가속도 계로 측정된 값이 사용되었다.

해양탐재체는 Table 1의 충격 수준을 견딜 수 있도록 설계 제작되었다. 따라서 해양탐재체가 장착된 위치에서 충격 시험으로 측정되었거나 외삽법으로 환산된 충격이 Table 1의 수준보다 낮아야 한다.

위성분리시험 결과를 발사체 충격 규격, 즉, Fig. 7의 Spec-Radial과 Spec-Axial에 대하여 외삽 (extrapolation)하여 분석하였을 때에는 발사체로부터 오는 충격이 평면 방향 및 평면에 수직인 방향 모두 결정적 요인으로 작용하였으며, 평면 방향 (in-plane) 충격 여유는 3.0dB로 요구조건을 만족하였으나, 평면에 수직 방향(out-of-plane) 충격 여유는 -0.9dB로서 요구조건인 3.0dB 여유를 만족시키지 못했다. Fig. 9는 발사체 충격 규격에 대하여 외삽하였을 경우의 평면 방향(in-plane) 충격에 대한 분석 결과를 보여주고, Fig. 10은 평면에 수직인 방향(out-of-plane)의 분석 결과를 보여준다.

Table 1. GOCI shock specification

f(Hz)	In-plane (g)	Out-of-plane (g)
100	10	10
1300	250	250
10000	250	250

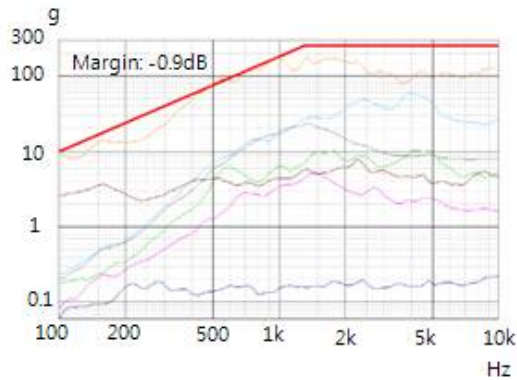


Fig. 10. Assessment on GOCI using "Spec-Axial" (out-of-plane direction)

위성분리시험 결과를 비행한계하중에 대하여 외삽하여 재분석하였을 때에는 발사체로부터 전달되는 하중이 크게 감소하여 평면 방향 충격의 경우 발사체로부터 전달되는 충격 보다는 통신안테나 전개시에 해양탐재체가 받는 충격이 가장 큰 것으로 나타났으나, 10.2dB의 마진을 보여 주었고, 평면에 수직 방향 충격에 대해서는 발사체로부터 오는 충격이 아직도 가장 큰 것으로 나타났으나, 3.1dB의 여유를 보여 주어 요구조건을 만족하였다. Fig. 11은 비행한계하중에 대하여 외삽하였을 경우의 평면 방향(in-plane) 충격의 분석 결과를 보여주고, Fig. 12는 평면에 수직인 방향(out-of-plane)의 분석 결과를 보여준다.

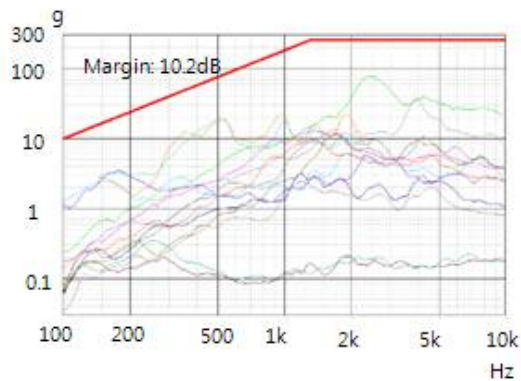


Fig. 11. Assessment on GOCI using "FLL-Radial" (in-plane direction)



Fig. 12. Assessment on GOCI using "FLL-Axial" (out-of-plane direction)

III. 결 론

본 논문에서는 천리안위성 개발과정에서 수행된 충격 시험에 대한 분석을 통하여 충격 시험 분석 방법을 소개하였다. 위성분리시의 충격이 위성덮개 분리나 단분리 시의 충격보다 작을 경우에는 위성분리 시험에서 측정된 값이 위성이 발사체로부터 받는 최대 충격하중을 의미하지 않는다. 이러한 경우 위성분리 시험으로부터 측정된 충격 하중을 이용하여 발사체로부터 받을 것으로 예상되는 최대 충격 하중을 구하는 외삽법 또한 소개되었다. 대부분의 발사체의 경우 위성

분리시의 충격 하중이 발사체 위성덮개 분리 등의 충격하중보다 크기 때문에 통상 위성 분리 시험에서 측정된 값을 그대로 이용하나, 위성 분리시의 충격이 완화된 위성 분리 체계(satellite separation system)가 개발되는 추세이기 때문에 개량된 위성 분리 체계를 채택하는 발사체에 대해서는 본 논문에서 소개된 방법이 효과적으로 사용될 수 있다.

참고문헌

- 1) Daniel R. Mulville, Pyroshock Test Criteria, NASA-STD-7003, May 18, 1999.
- 2) Abigail Harper, et al., General Environmental Verification Standard(GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects, GSFC-STD-7000, April 2005 (superseeds GEV-SE dated June 1996).
- 3) T. Irvine, An Introduction to the Shock response Spectrum, revision R, www.Vibrationdata.com, July 29, 2010.
- 4) Dae-Oen LEE and Jae-Hong Han, et al., "Shock Response Prediction of a Low Altitude Earth Observation Satellite During Launch Vehicle Separation," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 11, No. 1, March 2010, pp. 49-57.