MIRIS 충격시험에서의 광학계 안정성 확보를 위한 연구 RESEARCH FOR ROBUSTNESS OF THE MIRIS OPTICAL COMPONENTS IN THE SHOCK ENVIRONMENT TEST

문봉곤¹, Yoshikazu Kanai², 박성준¹, 박귀종¹, 이대희¹, 정웅섭¹, 박영식¹,
표정현¹, 남옥원¹, 이덕행¹, 이승우³, Toshio Matsumoto⁴, 한원용¹

¹한국천문연구원, ²Genesia Corp., ³한국항공우주연구원, ⁴ISAS/JAXA

B. -K. MOON¹, Y. KANAI², S. -J. PARK¹, K. -J. PARK¹, D. -H. LEE¹, W. -S. JEONG¹, Y. -S. PARK¹,
J. -H. PYO¹, U. -W. NAM¹, D. -H. LEE¹, S. -W. REE³, T. MATSUMOTO⁴, AND W. HAN¹

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 305-348, Korea

E-mail: bkmooon@kasi.re.kr

²Genesia Corporation, Mitaka, Tokyo 181-0013, Japan

³Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 305-333, Korea

⁴Institute of Space and Astronautical Science/Japan Aerospace Exploration Agency, Kanagawa 252-5210, Japan

(Received March 09, 2012; Accepted June 08, 2012)

ABSTRACT

MIRIS, Multi-purpose Infra-Red Imaging System, is the main payload of STSAT-3 (Korea Science & Technology Satellite 3), which will be launched in the end of 2012 (the exact date to be determined) by a Russian Dnepr rocket. MIRIS consists of two camera systems, SOC (Space Observation Camera) and EOC (Earth Observation Camera). During a shock test for the flight model stability in the launching environment, some lenses of SOC EQM (Engineering Qualification Model) were broken. In order to resolve the lens failure, analyses for cause were performed with visual inspections for lenses and opto-mechanical parts. After modifications of SOC opto-mechanical parts, the shock test was performed again and passed. In this paper, we introduce the solution for lens safety and report the test results.

Key words: instrument: mechanics; shock: payload; infrared: imaging

1. 서론

과학기술위성 3호의 주탑재체는 한국천문연구원 천문우주기술개발센터에서 개발하고 있는 다목적 적외선 영상시스템 MIRIS(Multi-purpose Infra-Red Imaging System)이다(Han et al., 2010; Ree et al., 2010; Moon et al., 2010; 문봉곤 등, 2008; 문봉곤 등, 2009). MIRIS는 지구의 적외선 영상을 3 - 5 μm 에서 촬영하는 지구관측카메라(Earth Observation Camera, EOC)와 천문학적 목적으로 0.9 - 2.0 μm 근적외선에서 관측하는 우주관측카메라(Space Observation Camera, SOC)로 구성되어 있다. 이 두 카메라는 독립적인 하드웨어로 구성되어 있으며 지구관측카메라는 비행모델을 납품 완료 했으며(Lee et al., 2011), 우주관측카메라는 비행모델 개발을 마무리하고 있는 단계에 있다(참고로, 이 논문이 출판되는 시점에는 SOC 납품이 완료될 것이다). SOC의 주요 과학 목

적은 우리은하의 $360^\circ \times 6^\circ$ 근적외선(Paschen α Line) 방출 지도를 작성하고, 황도 북극을 중심으로 한 근적외선 우주배경복사를 관측하는 것이다. 과학기술위성 3호는 러시아의 드네프르(Dnepr) 발사체에 의해 2012년 10월경에 발사 될 예정이다.

위성 탑재체의 개발은 여러 가지 환경시험을 거쳐서 우주 인증을 받는다. 그러한 환경시험 중에서 주요 시험으로는 열진공시험, 진동시험, 충격시험 등이 있다. 과학기술위성 3호의 발사체는 러시아의 드네프르이며, 이 발사체의 발사 환경을 고려한 시험이 이뤄졌다. 이 발사체는 CDR(Critical Design Review) 이후에 결정되었기 때문에 실제로 공학인증모델(Engineering Qualification Model, EQM)의 개발이 완료되었고, 비행모델에 대한 개발이 이뤄지고 있는 시점이었다. EQM은 비행모델 개발을 위한 검증 모델로 개발된 것으로서 비

행모델 구조와 거의 동일한 모델이다. CDR 이전에 EQM에 대해서 수행했던 환경시험은 열진공시험과 진동시험이었으며 이 모든 시험을 통과했다.

이 상황에서 과학위성을 주관하는 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 광학계를 가지고 있는 모든 탑재체에 대해서 충격시험을 수행하기로 결정했으며, 주 탑재체에 대한 EQM 충격시험을 2011년 3월에 수행하였다. 이 충격 시험은 발사체에서 위성이 화약폭발로 분리될 때 발생하는 충격을 모사하고 검증하기 위해 수행하는 환경시험이다. 그런데 충격 시험 결과로 주 탑재체의 SOC 광학계가 파손되는 사건이 발생했다. 충격 시험은 항우연에서 보유하고 있는 ‘Shock Simulator’를 이용해서 수행했으며, 이 시험 장치는 위성의 어댑터 바닥 중앙에서 압력에 의해서 조절되는 피스톤이 충격을 가하는 구조를 가지고 있다.

MIRIS SOC 설계 및 개발은 이미 적외선 분야에서 우주개발의 경험을 다양하게 보유하고 있는 일본 ISAS/JAXA의 자문을 거쳐서 이뤄졌으며, 우주 환경시험에 대한 고려도 함께 이뤄져 있었다. 하지만 예상치 못한 결과가 발생하여 렌즈파손의 원인을 분석해야 했으며, 원인 분석과 더불어 해결 방법을 새롭게 제시해야 했다. 그리고 그 해결 방법을 이용한 수정보완을 거쳐서 충격 재시험을 2011년 10월에 수행하였고 그 시험을 통과했다. 이 논문에서는 렌즈파손 원인분석과 해결 과정, 그리고 충격 재시험 결과를 기술한다.

2. MIRIS SOC 렌즈파손 개요 및 원인 분석

2.1. 충격시험 요구조건 및 시험환경

충격 시험은 로켓 발사체가 발사된 후 우주에서 ‘Pyrotechnic Device’를 폭발시켜서 위성을 발사체와 분리할 때 발생하는 충격을 모사하고 검증하는 것이며 ‘Separation Shock Test’라고 말해지기도 한다(NASA GSFC, 1996). 충격 시험의 요구조건은 각 주파수에 대해서 위성에 적용되는 가속도를 표현하는 프로파일 형태로 주어지며, 이 충격에 대해서 위성과 위성에 포함된 모든 탑재체는 견뎌야 하고 그 기능을 유지해야 한다. 이러한 충격 시험에서 적용하는 입력 프로파일은 발사체와 위성체를 연결하는 어댑터 하부에 부착한 충격 센서를 통해서 측정된다. 일반적으로 입력 프로파일은 우주환경 시험의 일반 문서로 정의되어 있으며, 발사체와 위성의 인터페이스 환경에 따라 그 프로파일은 조금씩 달라진다(NASA GSFC, 1996). 드네프르 발사체가 결정된 후 그 값은 그림 1과 같이 검정색 긴 점선으로 제시되었으며, 렌즈가 파손된 후 안 사실이지만 러시아 발사체 팀에서 확인한 결과에 의하면 이 값은 평균값이 아니라 상한값으로서 입력 충격량은 이 값을 초과하지 말아야 했다. 하지만, 2011년 3월의 충격 시험

은 30 Hz ~ 1,000 Hz 저주파수 영역에서 드네프르 요구조건보다 대체적으로 더 높은 값으로 수행되었고(그림 1의 검은색 실선 참조), 탑재체는 본래의 값보다 더 심한 충격을 받았을 것으로 여겨진다.

충격 시험의 실험 구성은 다음과 같다. 실제 위성의 형상 및 질량과 동일한 STSAT-3 EQM STM(Structure Thermal Model)에 MIRIS EQM을 탑재하고, 그 위성을 항우연에서 소유하고 있는 Shock Simulator 어댑터에 조립한다. 충격 시험의 입력 요구조건인 입력 프로파일을 확인하기 위해 그 어댑터에는 충격센서 3개가 중심을 기준으로 약 120도 간격으로 부착되어 있다. 이 충격센서의 응답 결과는 그림 2에서 FIXTURE01, FIXTURE02, 그리고 FIXTURE03의 값으로 표시되었고, 그 충격응답 스펙트럼(Shock Response Spectrum, SRS) 평균값은 그림 1에서 FIXTURE_AVERAGE(검은색 실선)으로 나타내었다.

충격 시험에 사용된 방법은 항우연에서 개발한 Shock Simulator를 이용해서 Pyrotechnic Device 폭발을 모사하는 것이었다. 이 Shock Simulator는 특정 압력으로 피스톤이 어댑터의 바닥 중심점을 아래쪽에서 충격함으로써 그 충격량을 전달한다. 이 충격량의 조절은 압력의 조절로 하게 되며, Pyrotechnic Device의 입력 프로파일을 맞추기 위해 수십 회의 충격 예비 실험이 이뤄진다. 이 실험의 장점은 충격 시험을 적은 비용으로 빠른 시간에 할 수 있는 장점이 있지만, 단점은 Pyrotechnic Device의 입력 프로파일을 모든 주파수 영역에서 정확히 구현하기 힘들고 원치 않는 수직 방향(Y축 방향)으로의 변위(혹은 속도) 성분이 추가될 수 있다는 사실이다. 그리고 충격시험의 Time Chart(그림 2 참조)를 보게 되면, 일반적으로 Pyrotechnic Device의 입력 프로파일은 약 0.03초 이내에 충격량이 감쇄하여 끝나지만 항우연 Shock Simulator는 약 0.1초 이상 충격이 지속된다. 이것은 각각의 고유진동수에서 받는 가속도의 지속시간을 단일펄스 형태가 아니라 더 길게 만든다.

충격 시험에 사용된 절차를 요약하면 충격 시험 전 후에 저준위 ‘Sine Sweeping Test’를 수행하여 위성체 및 탑재체의 고유 진동수 변화가 있는지를 확인하며, 그 강도 및 볼트의 체결 특성이 변했는지 확인하게 된다. 특이할 사항은 2011년 3월 시험에서는 충격 시험 후에 Y축 방향으로 진동시험이 추가되었다는 사실이다. 이 시험은 러시아 발사체 팀의 요구에 의해서 수행되었고, STSAT-3 STM Y축 방향에 대해서만 ‘Un-notched Test’를 다시 수행해야 했다. 이전 진동시험은 ‘Notched Test’였기 때문에, 100 Hz 부근에서 Shaker에 노치(Notch)를 주면서 실험을 수행했다. 하지만 그 실험은 충분한 신뢰도를 주지 못하여 Un-notched Test가 수행되

그림 1. SOC의 충격응답스펙트럼(SRS). 이 그림에서 짧은 점선이 SOC Bottom 센서 응답에 대한 SRS를 나타내고, 일점쇄선이 SOC Side 센서 응답에 대한 SRS를 나타낸다. 참고로, 긴 점선의 Reference 입력 프로파일과 점점쇄 실선의 실제 입력프로파일을 함께 나타냈다. 여기서, 주목할 사실은 화살표로 표시한 100 Hz 부근에서 SOC Bottom이 실제 충격 입력 값에 비해 크게 증가하여 약 100 G 가량으로 증가하는 현상을 나타냈다.

었다.

충격 시험 당시에 SOC에 부착된 센서는 2개이다. 이 센서들은 가속도 센서로서 한 방향으로 약 5,000 G 까지 측정할 수 있다. 이 센서들을 통해 위성의 충격 입력 프로파일에 대한 SOC에서 받은 응답을 확인할 수 있다. 일반적으로 그 응답 곡선은 SRS 형태로 표현한다. 이 SRS의 가로축은 각각의 특정 질량에 대한 고유 주파수를 나타내고 세로축은 그 주파수영역에서 받을 수 있는 가속도 최대값을 나타낸 것이다. 실제 충격 시험에서 나오는 그래프는 시간에 따른 충격 가속도 값이 표현된다. 충격은 짧은 시간에 이뤄지기 때문에 그 진폭은 충격 시작점에서 가장 큰 가속도 값을 나타내고 시간이 지남에 따라 급격히 감소한다. 그림 2는 2011년 3월에 있었던 충격 시험에서 측정된 그래프이다. 이 Time Chart를 알려진 계산식을 이용해서 환산하여 표현하면 SRS 그래프를 얻을 수 있다. 그림 1은 그 결과를 나타낸 SOC의 SRS이다. 이 그래프를 통해서 우리는 SOC가 어떤 주파수 대역에서 공명을 일으켰는지 알 수 있고, 최대로 받은 가속도 값을 추정할 수 있게 된다. 우리는 그림 1의 SRS를 분석하면서, 100 Hz 부근에서 위성체와의 공명으로 인해 SOC Bottom에서의 응답이 입력 프로파일(25 G at 100 Hz)보다 약 4배 이상 더 강한 힘을 받은 것으로 확인했다.

이 공명의 가장 큰 원인은 위성체의 Y축 방향의 1차 모드(고유진동수)가 100 Hz에 있었다는 사실이다. 반면에 다른 X축과 Z축 방향의 위성체 고유진동수는 22 ~ 24 Hz 부근에 있었다. 과학기술위성 3호의 주 탑

재체 주요 요구조건은 그 고유진동수가 100 Hz 이상이어야 하고 발사 환경과 우주 환경에 견딜 수 있도록 하는 것이다. 이 의미는 위성체 고유진동수는 탑재체와 공명을 피하기 위해 X축, Y축, Z축 모든 방향에서 100 Hz 보다 훨씬 낮게 설계되어야 한다는 사실을 전제로 하고 있다. MIRIS SOC의 1차 고유진동수는 124 Hz에 있었고 SOC 렌즈 모듈의 고유진동수는 약 100 ~ 140 Hz 부근에 있었다. MIRIS SOC의 설계는 주 탑재체 요구조건을 충실히 따랐고, SOC EQM 제작 후에 진동시험(Random Vibration Test)을 통과하면서 그 문제가 없는 것으로 여겨졌다. 하지만, CDR 이후 항우연의 Shock Simulator를 통해 충격 시험을 수행하면서, 렌즈 모듈의 100 Hz 공명이 나타났고 이것은 MIRIS SOC 렌즈를 움직이면서 치명적인 손상을 주는 역할을 했다. 항우연 Shock Simulator는 Y축 방향으로 피스톤 충격을 가하는 방식으로 그 충격 시험을 모사한다. 따라서 실제 Pyrotechnic Device 폭발 시험보다 Y축 방향으로 가속도 성분이 더 추가되었을 가능성이 높다. 이 효과와 더불어 위성의 상하 움직임을 더 크게 만들어서 MIRIS SOC의 상대적인 변위량을 더 크게 만들었을 가능성이 높다.

위성체는 과학기술위성 3호의 성격상 복합재로 새로 개발되는 품목이었고, 이 렌즈 파손 사건이 일어난 당시에는 이미 모든 부품들이 제작 완료되어 비행모델을 조립 완료한 상태였다. 위성체의 Y축 방향 고유진동수를 다시 수정하여 낮추는 것이 가장 쉬운 해결 방법이었지만, 이미 개발된 복합재 부품을 수정해서 다시 만

그림 2. 충격시험의 Time Chart(2011년 3월). 위 3개의 그래프는 입력 프로파일의 FIXTURE01, 02, 03의 충격 센서 응답값을 나타내고, 아래 2개의 그래프는 MIRIS SOC Bottom과 Side에서의 충격센서 응답값을 나타낸다.

드는 것은 현실적으로 매우 힘든 상황이었다. 결국 우리는 주탑재체 MIRIS SOC의 구조물을 부분적으로 수정하기로 결정했고, 이 문제의 해결을 위한 원인 분석과 더불어 해결책을 제시해야 했다.

2.2. 렌즈파손 원인 및 분석

MIRIS SOC 렌즈 파손이 발견된 시점은 ‘Post Test’가 종료된 후였다. 더욱 아쉬운 점은 시험연락을 기다렸던 MIRIS 관련자가 참석하지 못한 상태에서 위에서 열거한 일련의 충격시험과 Pre/Post Test가 수행되었다는 것이다. 그래서 MIRIS 담당자들이 MIRIS SOC에 대한 육안 검사를 현장에서 실시하지 못했고, 최초 파손된 시점을 확인할 수 없었다. 결국 우리는 모든 시험이 끝난 상황에서 렌즈파손이라는 결과를 통보 받았고, 이 결과로부터 렌즈파손 원인을 분석해 나가야 했다. 파손 현장에서는 진동시험(Y축 Random Vibration Test)을 거치면서 렌즈 파편들이 작은 가루들로 많이 분쇄되어진 현상을 볼 수 있었고, 큰 파편들도 Barrel 내부에 함께 놓여 있는 상태였다. 위성체와 분해하기 직전에 각 볼트들의 조임 토크를 확인했으며 그 상태는 정상이었다. 그리고 GFRP 파이프를 포함한 외곽 기계구조물은 파손되지 않고 정상적인 상태였다.

MIRIS SOC를 위성에서 분해한 후에 그 상태를 유

지한 채 한국천문연구원 실험실로 가져왔다. 내부 광학계 상태를 확인하기 위해 SOC 분해를 단계별로 실시했다. 이 분해과정에서 내부 기계 구조부의 볼트 조임 토크도 함께 확인했으며, 그 상태는 풀리지 않고 정상이었다.

렌즈를 포함하고 있는 SOC Barrel을 분해했다. 그 결과를 요약하면 SOC의 5개 렌즈 중에서 G1, G4, 그리고 G5가 파손되었고, G2와 G3는 파손되지 않은 상태였다. G4렌즈는 G5렌즈에 의해 Y축 진동시험에서 파편의 충격에 의해 파손된 것으로 확인되었고, G2렌즈의 중앙에는 파손된 G1렌즈의 파편이 충돌한 흔적이 남아 있었다. G3렌즈는 충돌이나 파손된 흔적은 없었고 원래의 모습을 유지하고 있었다(그림 3 참조).

렌즈를 분해하면서 렌즈를 지지하고 있는 광기계부 ‘Flexure’, ‘Spacer’, ‘Retainer’에 대한 육안검사를 함께 수행했다. 그 결과를 요약하면 파손된 G1, G5 렌즈와 직접 접촉을 했던 Spacer 접촉면의 모서리 부분에서 강한 힘에 의해 찍힌 자국들이 생겼으며, 스프링 역할을 하는 Flexure 2와 Flexure 3의 경우에는 강한 충격에 의해 그 두께가 영구 변형되었다. 그 외의 다른 부품들은 정상 상태를 유지하고 있었다. Flexure 2는 G2와 G3렌즈를 지탱하고 있는 스프링 구조물이고, Flexure 3은 G4와 G5렌즈를 누르고 있는 스프링 구조물이다. 그림 3은 그 예로써 G1 광기계부 구조물의 분해 후 모습을

그림 3. SOC Barrel 단면도(위)와 G1렌즈와 조립된 광기계부(아래). 광기계부 다른 부품들은 정상이었으나, 단지 Spacer 1과 Spacer 6의 렌즈 접촉면에서 양쪽 방향으로 그 모서리가 강한 힘을 받아서 찍힌 흔적들을 나타냈다.

나타낸다.

이들 결과로부터 렌즈파손이 가능한 시나리오는 아래와 같이 추측할 수 있다(그림 4 참조).

- 1) SOC의 공명 주파수는 100 Hz 근처에 있고, 그 주파수에서 측정된 SRS는 100 G로써 입력 프로파일보다 4배 더 큰 값에 해당한다.
- 2) Barrel에서 시뮬레이션된 Acceleration Amplitude는 SOC Bottom 측정값보다 거의 2배 더 크기 때문에, 100 ~ 200 G의 가속도를 Barrel이 받은 것으로 계산할 수 있다.
- 3) 또한 Flexure의 고유진동수는 100 Hz 근처에 있어서 SOC와 공명한다.
- 4) 100 Hz 근처의 가속도는 렌즈에 적용한 Flexure Pre-load를 초과해서, 렌즈를 Barrel로부터 분리시킨다.
- 5) 그 가속도는 Flexure의 항복 강도보다 훨씬 컸고, Flexure를 영구 변형시켰다.
- 6) 렌즈들은 허공에서 광축의 수직방향 힘에 의해 Shift/Tilt 되었다.
- 7) 렌즈들은 Shift/Tilt된 상태를 유지하면서 다시 Barrel에 접촉하였고, 접촉될 때 그 접촉 면적은 부분적으로 바뀌었다.

그림 4. 렌즈파손 시나리오 요약.

그림 5. SOC 렌즈 파손 해결 방안 기본 개념. 위성체의 고유진동수를 수정 변경하지 않고, SOC만 변경하는 방법으로써 위 열거된 3가지 방법으로 요약할 수 있다.

8) 렌즈 접촉이 Sharp-corner Interface로 바뀐 경우에는 렌즈 스트레스가 급작스럽게 증가했다.

9) 결국, 어떤 렌즈들은 항복 강도를 초과하게 되어 파손되었다.

충격시험은 렌즈에 작은 크랙이나 파손을 일으켰고, 그 후에 진행된 진동시험은 그 파손을 더욱 확장시켰다.

3. MIRIS SOC 렌즈파손 문제 해결

3.1. 해결 방법 기본 개념

렌즈 파손의 원인 분석을 통해서 SOC 렌즈를 보호하기 위한 해결책을 3가지 방향으로 결정할 수 있었다(그림 5 참조). 이 방법은 기존에 제작된 비행모델 광학계를 그대로 이용할 수 있으며, 렌즈 이격을 그대로 유지하여 현재의 광학적 성능을 변화시키지 않으면서 기계구조부와 광기계부만 개선하는 것이다.

첫째는 위성체 Y축 고유진동수 100 Hz와 공명을 일으키지 않도록 SOC 고유진동수를 더 높이는 방법이다. 즉, SOC의 고유진동수를 100 Hz에서 더 많이 떨어지도록 증가시키고, Flexure를 포함한 렌즈 모듈의 고유진동수도 SOC와 공명을 하지 않도록 현재보다 더 높이는 것이다. 이것은 현재 SOC를 지지하고 있는 GFRP 파이프 구조물을 더 강화시키고, Flexure를 개선하고

표 1. SOC 광기계부 제작규격

Item	Original Design	Modification	Remark
<i>SOC Structure</i>	162 Hz	≥ 162 Hz	Natural Frequency
<i>Flexure (Lens Module)</i>	100 - 160 Hz (Aluminum)	300 - 350 Hz (Titanium)	Pre-load 증가
<i>Lens Interface</i>	Tangential	Tangential + Toroidal	(Yoder, 2008)

표 2. 최종 티타늄 Flexure의 특성 요약

Item	Deform. (mm)	Spring Constant (Measure) (N/m)	Flexure Damage Safety Factor	Target Pre-load (G)	Natural Frequency (Measure) (Hz)	Ref. Preload (Measure) (G)	Lens Damage Safety Factor	Material (Yoder, 2008)
Flexure 1	0.700	1.53E+06 (1.01E+06)	2.6	231.6	350.7 (284.8)	140	5.0	Titanium 6A14V
Flexure 2	0.800	1.44E+06 (8.99E+05)	2.1	181.2	299.7 (237.1)	114	2.5	Titanium 6A14V
Flexure 3	0.583	2.08E+06 (1.33E+06)	2.5	181.5	347.1 (278.0)	140	2.3	Titanium 6A14V

Pre-load를 더 높임으로써 해결할 수 있다. 참고로 GFRP 파이프 구조물을 가진 SOC는 Y축 방향에서 162.4 Hz가 첫 번째 모드이기 때문에 Y축 방향의 진동에서 공명을 이룬다고 말하기는 힘들지만, 구조개선을 통해서 그 시험결과를 비교해보기로 했다.

둘째는 Flexure Pre-load를 충분히 증가시켜서 충격과 진동 시험에서 렌즈의 움직임을 막는 것이다. 이 Pre-load는 적어도 100 G 이상이 될 것이기 때문에 렌즈가 Pre-load에 의해 받는 스트레스도 함께 고려해서 결정해야 한다.

셋째는 Spacer 중에서 Tangential Interface하는 모든 부품을 양쪽 모서리가 곡률을 가지도록 하여 Tangential과 Toroidal Interface를 함께 구현하는 것이다(Yoder, 2008). 이것은 렌즈가 약간의 움직임이 발생하더라도 렌즈의 안전을 유지할 수 있도록 하기 위한 보조 조치이다. 하지만, 이 곡률을 정할 때에 렌즈 스트레스에서 허용할 수 있는 반경으로 유의해서 결정해야 한다.

3.2. 최종 광기계부 제작규격

우리는 SOC 렌즈파손 문제 해결을 위해 광기계부의 변경 설계를 진행했으며, 그 디자인에 대한 해석과 더불어 진동과 열수축 환경을 함께 고려하였다. Dummy Barrel 충격시험을 통해 SOC를 지지하는 기존의 GFRP 지지대는 그대로 이용하기로 결정했다. Flexure는 그 재질을 알루미늄에서 티타늄으로 변경하고 그 고유진동수를 300 Hz 영역으로 더 높였으며, 렌즈를 접촉하는

Spacer의 형상을 부분적으로 수정했다. 최종 렌즈를 지지하는 Pre-load는 181 ~ 231 G로써 기존의 값보다 6 ~ 7배 더 증가시켰다. 광기계부 제작 규격을 표 1에서 정리하였다.

최종 적용된 Flexure Pre-load는 측정된 Dummy Barrel 충격시험의 결과에서 Barrel의 SRS를 근거로 기존에 고려했던 Pre-load를 더 높인 값이다. 이 값은 렌즈의 ‘Damage Safety Factor’를 2 이상 유지하고 렌즈 Pre-load에 의한 렌즈의 변형으로 광학 성능에 영향을 주지 않는 범위에서 거의 최대값으로 적용되었다. 표 2는 최종 적용된 Flexure의 특성을 요약하고 있다.

4. 충격 재시험 결과

4.1. 충격 재시험 개요

2011년 10월 6일 항우연 환경시험장에서 Shock Simulator를 이용하여 충격 재시험을 수행했다. 이 시험에 사용된 충격량은 Dummy Barrel 충격시험을 통해 확인했던 1.8 Bar(no pad)를 동일하게 적용했다. 사용된 시험 환경은 위성 EQM STM과 MIRIS EQM을 조립하여 수행했으며, SOC의 구성은 기존과 동일한 GFRP 지지대를 사용하고 Barrel 내부의 광기계부(Flexure, Spacer)만 개선된 상태였다.

충격 시험을 위해 준비해야 할 중요한 것 중의 하나는 충격 센서의 부착 위치를 정하는 것이다. 2011년 3월에 있었던 첫 충격 시험에는 SOC에 단지 2개의 충격 센서밖에 없었다. 그래서 충격 시험 후 Barrel에서의 충

그림 6. 충격 재시험 장면(2011년 10월 6일). 항우연 우주환경시험실에서 Shock Simulator를 이용하여 충격 재시험이 이뤄졌다.

그림 7. SOC Barrel/Dewar에서의 SRS. 최종 충격 재시험에서 얻은 Barrel 주변의 SRS 결과를 보여주는 그래프로써, 100 Hz에서는 약 2배 가량 높은 210 G를 나타내고 개선되는 Barrel 내부의 고유진동수 영역인 200 - 300 Hz에서는 약 120 G 이하의 값으로 측정되었다.

격량을 전혀 알 수 없었다. 또한 위성체 바닥에서 얼마만큼의 충격이 SOC 입력으로 가해졌는지도 알 수 없었다. 이러한 어려움을 미연에 방지하기 위해서 충격 센서의 위치를 충분히 확보했으며, Dummy Barrel 충격시험과 동일한 위치를 사용했고 단지 Dummy Barrel내부에 부착했던 2개의 센서만 제거했다. 그림 6은 SOC의 위성 재조립 후에 항우연에서 Shock Simulator를 이용하여 다시 충격 시험을 수행한 모습을 나타낸다.

4.2. 충격 재시험 결과

개선된 SOC EQM의 충격 재시험 결과를 SRS 그래프를 통해서 분석 비교했다. 충격시험에 적용된 입력 프로파일은 드네프르 발사체팀에서 제공한 스펙을 기준으로 삼았으며, 400 Hz이상의 고주파수 영역에서는 스펙보다 조금 높게 측정되었다. 이것은 Shock Simulator가 실제 스펙보다 좀더 심한 충격을 주었다고 할 수 있지만, Shock Simulator가 최적으로 구현할 수 있는 입력 프로

Barrel front surface

Barrel rear surface

그림 8. 충격시험 후 Post-shock Test를 마친 후에 SOC를 분해하여 Barrel 전면과 후면을 육안 검사하는 모습. 램프에 비춰서 내부도 함께 확인했으며 외관 및 내부에 파손 흔적은 발견되지 않았다.

그림 9. Y축 ‘Sine Sweep Test’ 결과(SOC Top). SOC 모드 120.24 Hz는 2.2 Hz(1.8%) 이내에서 변하고, 다른 높은 주파수에서는 그 경향이 비슷하다.

파일의 한계이기 때문에 허용할 수밖에 없다. 실제 Pyrotechnic Device의 충격은 스펙에서 제공된 것처럼 Shock Simulator의 입력 프로파일보다는 낮을 것으로 판단하기 때문에 이 시험에 통과되면 향후 수행되는 모든 충격 시험에서 문제가 없을 것으로 여겨진다.

그림 7은 충격 재시험 후에 측정된 SOC Barrel에서의 SRS 그래프를 나타낸다. 200 - 300 Hz 영역에서 SRS는 120 G 이하의 값을 나타냈으며, 이 값은 설계에서 고려한 Flexure의 Pre-load 181 ~ 231 G보다 작은 값으로써 렌즈 모듈은 움직이지 않은 것으로 판단된다. 그리고 SRS의 100 Hz에서 나타난 210 G 효과는 무시할 수 있는 양임을 확인했다.

충격 재시험 전후에 현장에서 SOC 렌즈에 대한 사진 촬영 및 육안 검사가 이뤄졌다. 이 검사는 충격 시험으로 인한 렌즈의 급격한 파손만을 확인할 수 있는 방법이다. 이 검사 결과 렌즈의 외형에서 파손 현상은 확인되지 않았으며, 충격시험 전후 사진을 대조했을 때

그림 10. 최적 초점면에서 충격재시험 전의 PSF 이미지(좌)와 시험 후의 PSF 이미지(우). 이 기기의 측정오차는 $\pm 5 \mu\text{m}$ 이고, 측정파장은 632.8 nm (He-Ne Laser)이다. 참고로, 이 그림은 컴퓨터 화면에서 스크린 캡처한 영상이므로 그 사이즈의 절대비교는 정확하지 않다.

형상의 전후 모습은 변화가 없는 것으로 확인되었다. 그리고 현장에서 위성 주변이나 내부에 렌즈의 파손 흔적이나 파편도 확인되지 않았다.

그림 8은 Post-shock Test가 종료된 후 SOC를 위성에서 분해하고 다시 SOC 내부에 있는 Barrel 만을 분해하여 육안 검사를 더 자세히 실시한 모습이다. 부가적으로 분해를 하는 과정에서 볼트의 토크는 정상적으로 조여져 있는 것을 재확인 했다. Barrel 검사는 램프를 비추면서 정밀하게 이뤄졌으며 전면, 후면 모든 방향에서 렌즈를 바라보면서 수행되었다. 하지만, 렌즈의 크랙이나 파손 가루들이 묻어나거나 발견되지 않았다.

충격시험 전후 구조부의 고유진동수 변화 및 구조제진전성을 판단하기 위해 저준위 ‘Sine Sweep Test’ 방법으로 Pre/Post-shock Test를 수행했다. 이 Sine Sweep Test는 조립된 위성의 X축, Y축, Z축 모든 방향에서 이뤄졌으며, 인공위성센터에서 수행되었다. 이 시험을 통해 충격시험 전후 SOC 구조체의 변화를 확인할 수 있으며, 그림 9는 SOC Top에 부착한 진동센서에서 측정한 그 반응결과를 충격시험 전후에 대해 비교하고 있다. 이 그래프에서 전후의 결과값이 5% 이내에서 일치하기 때문에 그 구조적인 변화는 없는 것으로 결론지었다.

충격 시험 전후에 렌즈를 장착하고 있는 광학계의 성능은 필수적으로 확인되어야 한다. 만약 충격 시험을 통해서 렌즈는 파손되지 않고 광학적 성능이 급격하게 변했다면 이것 또한 심각한 문제가 될 수 있다. 이러한 상황을 미연에 방지하고 충격시험 전후의 안정성을 확인하기 위해서 PSF(Point Spread Function) 측정을 통해 광학계의 성능을 비교 분석했다. PSF는 광학계 구성요소의 작은 Tilt나 De-center 효과에 의해서 그 변화 양상을 가장 잘 보여주는 광학성능 지표이다. 또한 SOC의

망원경 광학계는 $F/2$ (Aperture 80 mm)의 값을 가지는 빠른 광학계이기 때문에 렌즈의 조그만 움직임에도 PSF 형상과 크기를 크게 변화시킬 수 있다. 참고로 SOC 검출기의 한 픽셀 크기는 $40 \mu\text{m}$ 이며 적어도 PSF의 FWHM(Full Width at Half Maximum)이 이 한 픽셀 내에 들어온다면 이미징에 전혀 문제가 없다. 또한 SOC 망원경 광학계는 냉각해서 운영하는 적외선 광학계임에도 불구하고 상온과 저온에서 모두 이미지 성능을 확인할 수 있도록 설계되어있기 때문에, 실험실 온도인 상온에서 이미지의 문제가 발생하지 않으면 저온에서도 그 문제가 발생하지 않는다.

그림 10은 최적의 초점면에서 측정한 PSF 결과이다. 충격 재시험 전후에 FWHM 크기를 보면 시험 전에는 약 $23 \mu\text{m}$, 시험 후에는 약 $28 \mu\text{m}$ 으로써 그 측정오차 내에 들어올 수 있다. 그리고 재측정 과정에서 실험자 에러도 약간 포함되었을 것으로 예상된다. 하지만 그 결과는 매우 고무적이었고 SOC 검출기의 한 픽셀 크기가 $40 \mu\text{m}$ 이라는 것을 고려할 때 이 정도의 차이는 광학성능에서 무시할 수 있는 양이다. 또한 최적의 초점면에서 CCD 검출기를 앞(In-focus)/뒤(Out-focus)로 0.1 mm 만큼 움직였을 때 PSF 결과를 비교하여 렌즈의 Tilt/De-center 여부를 확인하였다. 왜냐하면 렌즈가 약간의 움직임이 발생하면 Through Focus 위치에서 PSF 형상과 크기가 급격하게 달라지는 경향을 확인할 수 있고, 이미 SOC 광학계의 조립 정렬의 과정을 거치면서 그 변화가 큰 영향을 준다는 사실을 경험했기 때문이다. 결과적으로 충격 재시험 전후의 PSF 형상과 경향은 매우 비슷하다는 것을 알 수 있었고, 이 사실로부터 SOC 렌즈는 충격 재시험 전후에 움직이지 않았다는 것을 확신할 수 있었다. 즉, 충격 재시험을 통해 SOC 렌즈는 파손이 일어나지 않았고 그 광학성능도 유지하고 있었다.

5. 결론 및 토의

한국천문연구원은 과학기술위성 3호 주탑재체 다목적 적외선 영상시스템 MIRIS를 개발하고 있다. 이 위성은 2012년 10월경에 러시아의 드네프르 발사체에 의해 발사될 예정이다. 한국천문연구원은 MIRIS를 구성하고 있는 우주관측카메라와 지구관측카메라를 개발하여 현재 MIRIS 비행모델을 납품 완료하였다.

우주관측카메라 SOC는 2011년 3월 EQM 충격 시험 때 발생한 렌즈의 파손 문제로 인해 그 개발 과정이 연기되었다. 2009년 8월 CDR 이후 SOC 비행모델을 제작하여 2010년 말부터는 비행모델의 성능 시험을 수행하였다. 하지만 항우연에서 주관하여 실시한 EQM MIRIS에 대한 충격 시험 과정에서 SOC 렌즈가 파손되고, 렌즈파손 문제에 대한 해결 대책을 연구하는 과정에서 그

전체 일정이 함께 지연되었다.

SOC 렌즈파손의 원인은 몇 가지로 요약할 수 있다. 첫 번째는 Shock Simulator 충격 시험에서 러시아 발사팀에서 제시했던 요구사항을 초과하는 충격 입력 프로파일을 적용함으로써 과도한 충격이 위성체와 SOC에 전달되었다. 두 번째는 위성체 STM의 Y축 방향(충격 방향) 1차 모드가 100 Hz에 있었는데, 이 모드가 SOC와 공명을 일으켜서 Barrel에 높은 가속도를 주었다. 세 번째는 100 G 이상의 매우 높은 가속도를 받은 Barrel은 렌즈를 움직이게 하여 렌즈 인터페이스를 Tangential Interface에서 Sharp-corner Interface로 변화시켜 렌즈파손을 촉발하였고, 설상가상으로 추가로 실험한 진동시험에서 그 파손이 확장되었다. 이 문제의 해결 방법은 몇 가지가 있었지만, 이미 개발 완료하고 비행모델을 조립한 위성체를 수정하는 것은 불가능한 상황이었기 때문에 결국 SOC만 수정하여 문제를 해결하기로 결정했다.

렌즈파손 원인을 분석한 우리는 SOC내에서 해결할 수 있는 최적의 방법을 연구하였고, 그 결과 3가지의 해결 방법을 찾게 되었다. 첫 번째, Barrel 구조체의 공명을 막는 것이다. 그래서 Flexure의 형상과 두께를 수정해서 렌즈 모듈의 고유진동수를 300 ~ 350 Hz로 증가시켰다. 두 번째, Flexure의 재질을 티타늄으로 바꾸면서 강도를 높였고, 렌즈안전을 충분히 확보하기 위해 Pre-load를 현재 값보다 약 6 - 7배 더 높여서 181 G ~ 231 G 값으로 설계했다. 그 Pre-load에 대한 진동, 열수축, 그리고 스트레스 해석을 함께 수행했다. Flexure Pre-load는 모든 우주환경 시험에서 기본적으로 렌즈를 움직이지 않도록 하여 그 광학 성능을 유지하게 한다. 세 번째, 렌즈 인터페이스를 결정하는 Spacer의 모양을 부분적으로 수정하였다. Tangential Interface에서 Tangential-toroidal Interface 조합의 형태로 수정함으로써 충격 시험에서 약간의 렌즈 움직임이 발생하더라도 2차 파손을 방지할 수 있도록 보완 하였다.

SOC의 수정방안대로 광기계부가 재제작 및 조립되었고, SOC EQM에 대한 충격 재시험이 2011년 10월 6일 항우연 우주환경실험실에서 Shock Simulator에 의해 다시 이뤄졌다. 이 시험 결과, 충격 시험 전후의 육안검사, Pre/Post-shock Test(Low-level Sine Sweep Test), 광학 성능시험(PSF 측정)을 통해서 SOC 충격 시험이 최종 통과한 것으로 확인하였다.

감사의 글

본 연구는 교육과학기술부 과학기술위성 개발사업 “과학기술위성 3호 주탑재체 다목적 적외선 영상시스템 개발”의 일환으로 수행되었다.

참고 문헌

- 문봉곤, 정웅섭, 차상목, 이창희, 박성준, 이대회, 육인수, 박영식, 박장현, 남옥원, Matsumoto, T., Yoshida, S., 양순철, 이선희, 이승우, 한원용, 2009, MIRIS 우주관측카메라의 기계부 개발, PKAS, 24, 53
- 문봉곤, 진호, 육인수, 박성준, 차상목, 정웅섭, 박장현, 한원용, Matsumoto, T., 2008, MIRIS 우주관측카메라의 기계부 개념 설계, Proc. AI, 2, 17
- Han, W., Lee, D., Park, Y., Jeong, W., Ree, C., Moon, B., Cha, S., Park, S., Park, J., Nam, U., Ka, N., Lee, M., Pyo, J., Seon, K., Lee, D., Yang, S., Rhee, S., Park, J., Lee, H., & Matsumoto, T., 2010, System Design of Compact IR Space Imaging System, MIRIS, SPIE, 7731, 77311W-1
- Lee, D., Han, W., Park, Y., Park, S., Moon, B., Ree, C., Pyo, J., Jeong, W., Nam, U., Lee, D., Park, K., Bae, S., Rhee, S., Park, J., Kim, G., Yang, S., & Kim, Y., 2011, Development of the Earth Observation Camera of MIRIS, JASS, 28, 225
- Moon, B., Jeong, W., Cha, S., Park, Y., Ree, C., Lee, D., Park, S., Nam, U., Park, J., Ka, N., Lee, M., Lee, D., Pyo, J., Rhee, S., Park, J., Lee, H., Matsumoto, T., Yang, S., & Han, W., 2010, Development of Mechanical Structure for the Compact Space IR Camera, MIRIS, Proc. SPIE, 7731, 77311Y-1
- NASA Goddard Space Flight Center General Environment Verification for STS & ELV, Payload, Subsystems and Component, NASA Goddard Space Flight Center, 1996
- Ree, C., Park, S., Moon, B., Cha, S., Park, Y., Jeong, W., Lee, D., Nam, U., Park, J., Ka, N., Lee, M., Pyo, J., Lee, D., Rhee, S., Park, J., Lee, H., Matsumoto, T., Yang, S., & Han, W., 2010, Optical Design and Performance of MIRIS Near-infrared Camera, SPIE, 7731, 77311X-1
- Yoder, P. R., 2008, Mounting Optics in Optical Instruments, 2nd ed., SPIE Press, Washington, p.570, p.730