

인공위성 반작용휠 미소진동 감쇠기의 성능 측정 Performance Test of Isolator for Reaction Wheel Micro-Vibration

오시환*·서현호·임조령·이승우

Shi-Hwan Oh*, Hyun-Ho Seo, Jo Ryeong Yim and Seung-Wu Rhee

Key Words : RWA(반작용휠), Micro-Vibration(미소진동), Isolator (감쇠기), Satellite (인공위성)

ABSTRACT

Reaction Wheel Assembly (RWA) is one of the major disturbance sources that have influence upon the Line of Sight (LOS) of payload. A micro-vibration induced by RWA is propagated through the satellite structure and decrease the LOS stability performance of payload. This effect shall be analyzed through the jitter analysis. If a requirement or specification of payload jitter level is found to be not satisfied according to the jitter analysis campaign, some modification or redesign should be done on the satellite structure or a couple of isolator should be attached on the RWA interface in order to reduce the transmitted vibration level of RWA. The purpose of RWA isolator test is to roughly evaluate the performance of vibration suppression level with a passive RWA isolator made of rubber. For this test, actual RWA is used as a vibration source and a couple of cube-shaped rubber mount designed for satellite is used as a passive isolator. There may be several considerations in order to accommodate RWA isolator to spacecraft such as not only vibration reduction performance but also thermal conduction problem, mechanical size, RWA alignment problem, etc. But in this report, the feasibility of RWA isolator is analyzed only in a vibration suppression point of view. As a result, high frequency vibration of RWA above 50Hz is perfectly attenuated with isolators, however, first harmonic components below 50Hz became larger due to the additional low frequency resonance modes of roll, pitch, yaw rigid body motion of RWA + bracket.

기호설명

F_x : x 방향 불균형력, F_y : y 방향 불균형력
 C_x : x 방향 불균형토크, C_y : y 방향 불균형토크

1. 서론

반작용휠은 인공위성에 사용되는 중요한 구동기 중의 하나로서 작용-반작용 법칙을 이용하여 위성의 자세를 변화시킨다. 이러한 반작용휠은 위성의 임무 수행 시 일정 속도로 회전하고 있다가 자세를 변화시켜야 하는 경우 자세제어 로직에 의하여 회전속도를 변화시키므로 반작용휠을 사용하는 위성은 내부에 회전체에 의한 진동이 항상 존재하게 된다. 이러한 진동은 위성의 탑재체에까지 전달되며 탑재체가 광학 장비인 경우 영상의 해상도를 저하시키는 중요 요인중의 하나로 작용한다. 그러므로 반작용휠의 미소진동 측정 및 해석 기법, 위성구조체 내부에서의 미소진동의 전달 및 전파 특성, 탑재체에 전달되는 미소진동의 특성 및 크기 예측은 이미 위성선진국에서 지속적으로 연구되어 온 분야이며 고해상도 관측 위성에는 항상 적용되어 온 기술이다.

국내에서도 다목적실용위성 2, 3, 5 호, 과학기술위성 2 호 등 고정밀 관측을 필요로 하는 위성

의 개발이 진행됨에 따라 이러한 미소진동 측정, 예측 기술 (jitter analysis)이 필요하게 되었다⁽¹⁾. 이러한 미소진동 예측 결과를 통해 반작용휠의 미소진동이 무시할 수 없는 탑재체의 성능 저하를 일으킨다고 판단될 경우 위성 구조체의 설계 변경, 반작용휠의 장착위치 변경, 진동 감쇠기 사용 등의 다양한 방법을 통하여 미소진동의 전달량을 감소시켜야 한다. 본 논문에서는 반작용휠 미소진동의 전달량을 감소시키기 위하여 타 위성에 사용되었던 감쇠기의 진동 저감 성능을 측정하여 보았고 이를 위해 실제 인공위성 반작용휠을 미소진동 유발체로 사용하였다.

2. 시험 구성

2.1 미소진동 시험장비의 동특성

반작용휠의 시험 장비는 3 축 힘과 토크를 동시에 측정할 수 있는 KISTLER plate 와 방진 시스템 그리고 DSP 보드로 구성되어 있으며 전체 시스템의 주파수 응답 특성을 Fig. 1 에 나타내었다. 6 개의 FRF (Frequency Response Function) 중 가장 안 좋은 동특성을 가지고 있는 성분은 y 축 힘과 x 축 토크 성분이며 이 때의 고유진동수는 665 Hz 이다. 이는 KISTLER plate 의 마운팅 특성을 강화시켜서 이전보다 약 100Hz 이상 고유진동수를 끌어 올린 결과이다⁽²⁾.

* 한국항공우주연구원 위성제어그룹
E-mail : oshysh@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2446, Fax : (042) 860-2898

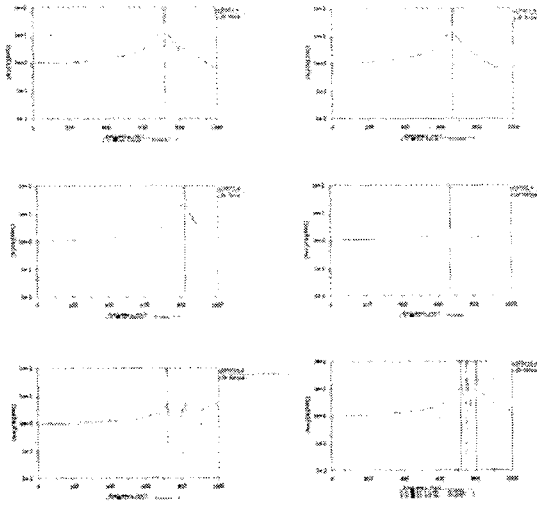


Fig. 1 시험장비의 6축 FRF

2.2 반작용휠 감쇠기

본 시험에서 사용된 반작용휠 미소진동 저감용 감쇠기의 사진은 Fig. 2에 나타나 있다.

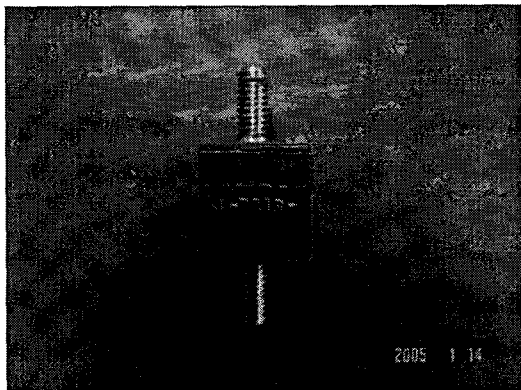


Fig. 2 반작용휠 미소진동 감쇠기

이는 실제 인공위성에 사용되었던 감쇠기이며 직사각기둥의 고무 상하에 볼트가 감싸여 있는 형상이다. 상하에 위치하는 두 개의 볼트는 서로 연결되어 있지 않아 상부 또는 하부로부터 들어오는 진동은 가운데 위치하는 고무로 인하여 반대편으로 저감되어 전달된다. 감쇠 고무의 재질 특성에 따라 진동 저감이 이루어지는 주파수 영역이 결정되며 아울러 진동이 증폭되는 영역이 존재하게 되는 것이 일반적이다. 능동 진동제어의 경우, 피드백 제어방법을 이용하면 수동 제어에서와 같이 spill-over 현상이 존재하지만 피드포워드 제어 방법은 이러한 spill-over 현상 없이 모든 주파수 영역에서 진동을 저감할 수 있다는 장점이 있

다. 그러나 인공위성 시스템에는 단순하면서도 강한 성능 가지는 진동 저감 방법을 적용하는 것이 일반적이기 때문에 수동 감쇠기를 이용한 진동 저감 방법이 주로 적용된다. 본 시험에서는 감쇠기를 각각 4개, 6개, 8개 사용했을 때의 감쇠 성능을 측정하였다. 감쇠 고무의 특성 뿐 아니라 사용 개수도 진동 저감 특성을 좌우하기 때문이다. 감쇠기의 사용 개수는 반작용휠의 무게와 밀접한 관련이 있으며 동일한 주파수 대역의 진동을 저감 시키고자 할 경우 반작용휠의 무게가 무거울수록 더 많은 개수의 감쇠기가 필요하다.

반작용휠의 진동저감을 위해 사용되는 감쇠기는 본 시험에서 사용된 마운트 타입 외에 고무 재질로 된 얇은 패드이나 진동을 저감하는 특성을 가진 재질로 구성된 볼트 또는 너트 등도 포함될 수 있다.

2.3 감쇠기 성능측정시험 방법

감쇠기의 성능 측정 방법은 인공위성 반작용휠의 미소진동측정 시험방법과 유사하다^(2~4). 먼저 감쇠기를 장착하기 전에 반작용휠을 KISTLER plate에 단단히 고정시키고 반작용휠을 최대 속도까지 끌어 올린 후 자유 감속 시키면서 발생하는 미소진동을 측정한다. 그리고 감쇠기를 장착하고 동일한 조건 하에서 역시 반작용휠을 최대 속도까지 끌어 올린 후 자유 감속 시키면서 발생하는 미소진동을 측정한다. 두 측정 결과를 비교함으로써 감쇠기의 성능을 측정할 수 있다.

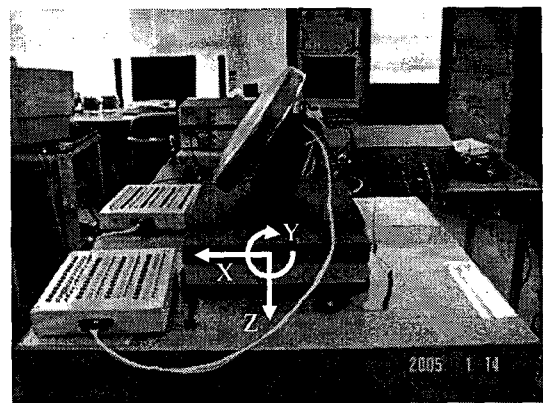


Fig. 3 감쇠기 부착 전(후)의 시험 구성

일반적으로 반작용휠은 지지구조물을 이용하여 위성에 부착되며 본 시험에서는 이 구조물 밀면에 감쇠기를 부착했을 때와 부착하지 않았을 때의 발생 진동을 측정하였다.



Fig. 4 감쇠기가 부착된 모습

3. 시험 결과 및 분석

3.1 감쇠기 사용 전의 미소진동 특성

감쇠기를 사용하기 전의 진동 특성을 파악하기 위해 반작용휠의 회전 속도를 2500rpm 까지 올린 후 자유 감속시키면서 6 자유도 진동을 측정하였다. 그 결과는 Fig. 5~7 에 나타나 있다.

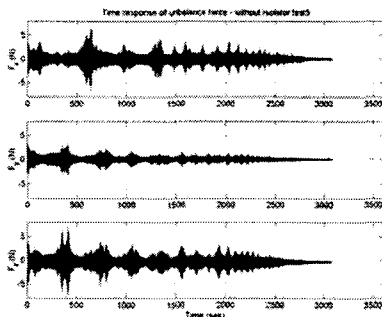


Fig. 5 3 축 미소진동력

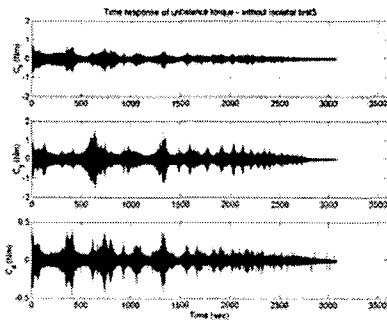


Fig. 6 3 축 미소진동 토크

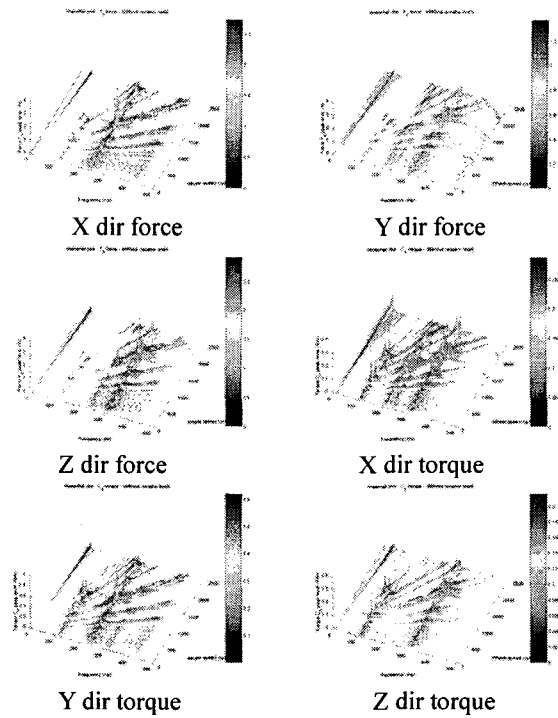


Fig. 7 6 축 미소진동 waterfall 스펙트럼

3.2 감쇠기 사용 후의 미소진동 특성

4 개, 6 개(x 축), 6 개(y 축), 8 개의 감쇠기를 Fig. 8 과 같이 각각 붙이고 3.1 절과 동일하게 미소진동을 4 번 측정하였으며 4 개의 감쇠기를 사용했을 때의 결과를 Fig. 9~11 에 나타내었다.

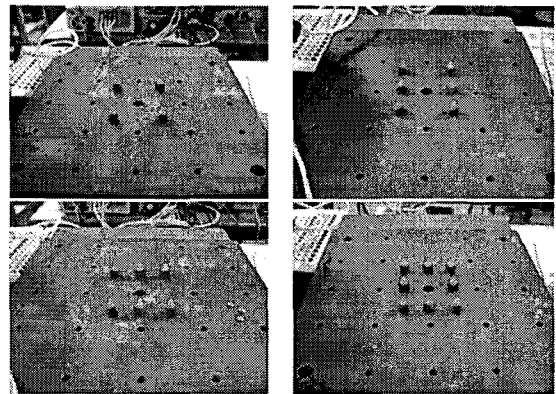


Fig. 8 감쇠기의 위치

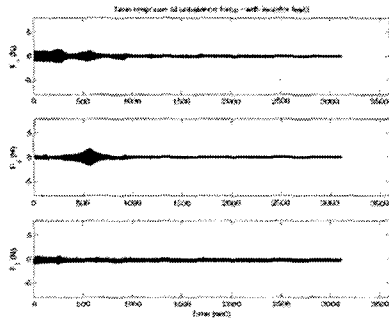


Fig. 9 3축 미소진동력

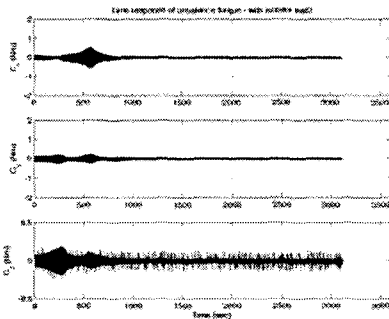


Fig. 10 3축 미소진동 토크

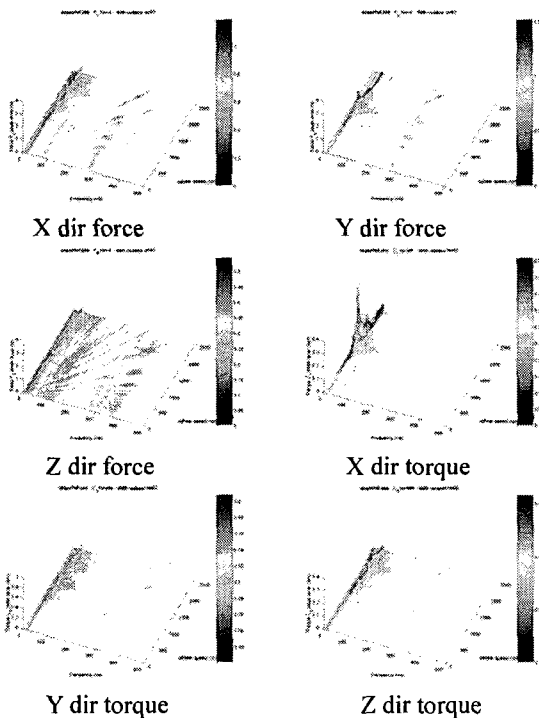


Fig. 11 6축 미소진동 waterfall 스펙트럼

50Hz 이상의 고주파 영역에 존재하는 구조 공진 및 rocking 모드에 의한 진동들이 현저히 저감되었음을 확인할 수 있으나 50Hz 미만에서는

감쇠기를 사용하지 않았을 때보다 진동 레벨이 더 커졌음을 알 수 있다. 그 이유는 감쇠기의 존재로 인해 반작용휠과 지지구조물이 함께 흔들리는 강제 진동 모드가 발생했기 때문이며 속도가 증가함에 점점 커지는 일차 조화 진동의 주파수가 강제 진동 모드를 가진함으로써 감쇠기가 없을 때보다 더 큰 진동을 유발하였기 때문이다. 그러나 50Hz 미만의 저주파 영역의 진동이 증폭되고 고주파 영역의 진동이 감소하는 현상은 반작용휠의 미소진동에 의한 인공위성 탑재체 성능 저하를 감소시키는 역할을 하므로 이러한 감쇠기의 사용은 위성의 성능 저감 차단에 유리하게 작용한다.

4. 결론

본 논문에서는 인공위성 반작용휠의 미소진동을 저감시키는 감쇠기의 성능을 실제 반작용휠을 이용하여 측정하여 보았으며 그 결과 50Hz 이상의 진동이 현저히 감소함을 확인하였다. 50Hz 미만에서는 오히려 진동이 증폭되었으며 이는 감쇠기의 존재로 인한 부가적인 강제 진동 모드의 발생으로 기인하였다. 그러나 인공위성의 지터 해석 결과 이러한 특성의 감쇠기는 반작용휠의 미소진동으로 인한 탑재체의 성능 저하를 감소시켜 위성 전체적으로 볼 때 유하게 작용함을 확인하였다.

참고문헌

- (1) 오시환, 이승우, 2002, "인공위성 반작용휠의 미소진동 측정, 해석 및 저감 기술", 한국항공우주공학회, Vol. 30, No. 8, pp. 126-132.
- (2) 오시환 외, 2003, "TAMAM 반작용휠의 미소진동 측정 및 분석", 춘계학술대회논문집, 한국소음진동공학회, pp. 836-839
- (3) 오시환 외, 2004, "과학기술위성 반작용휠의 미소진동 측정 및 분석", 춘계학술대회논문집, 한국소음진동공학회, pp. 695-698
- (4) 오시환 외, 2004, "RazakSAT 반작용휠의 미소진동 측정 및 동특성 분석", 춘계학술대회논문집, 한국항공우주학회, pp. 259-262