

특집

항공우주분야 소음진동 연구

위성에서의 진동저감기술 적용사례

김 흥 배*
(한국항공우주연구원)

1. 머리말

주어진 고유 임무를 성공적으로 수행키 위하여 위성은 그림 1과 같은 수많은 구동장치를 탑재하게 된다. 특히 관측위성의 경우에는 탑재체로부터 획득한 영상 데이터를 지상으로 전송하기 위하여 사용되는 안테나 구동장치나, 적외선 영상을 촬영하기 위하여 사용되는 극저온 냉각기, 위성의 자세제어 등을 위하여 탑재되는 반작용 휠로부터 발생하는 미소 가진에 의하여 위성체 및 탑재체가 정상상태로부터 상대변위가 발생함에 따라 광학 탑재체 초점면(focal plane) 상의 영상운동을 야기 시킨다. 특히 해상도가 증가할수록

그림 2와 같이 상대적인 영향이 커짐에 따라 촬영된 영상의 품질을 크게 저하시킬 수 있다. 이에 따라 그림 3과 표 1과 같이 위성체의 초기 개발단계부터 각 가진원을 파악하고, 가진원별로 허용 가능한 영상 흔들림(jitter)량을 할당한다. 때에 따라 탑재 부품의 가진에 의한 영상품질이 요구조건을 만족 못시킬 경우, 부품으로부터 위성체로 전달되는 가진력의 크기를 저감할 필요가 있다.

위성체에 탑재되는 대표적인 가진원으로는 그림 4와 같은 위성의 자세제어 구동원인 반작용 휠(reaction wheel)이 있다. 구동 시 위성체로 전달되는 가진력을 최소화하기 위하여 정밀한 정/동적 밸런싱(static and dynamic balancing) 작업이 이

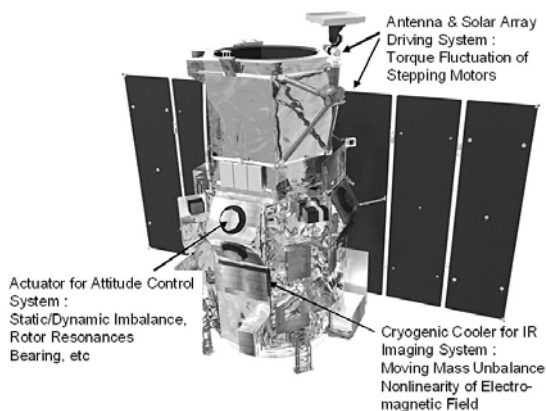


그림 1 관측 위성의 일반적인 가진원

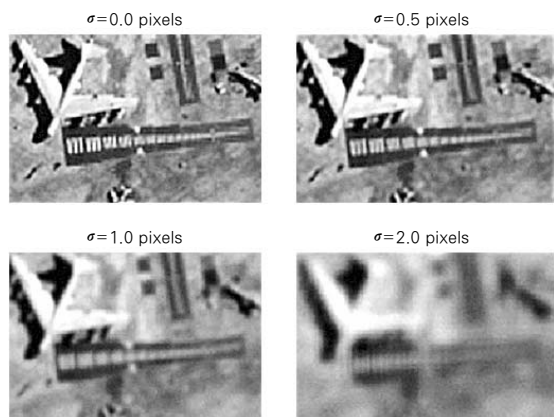


그림 2 Jitter 레벨별 영상품질 예

* E-mail : hbkim@kari.re.kr / (042) 860-2395

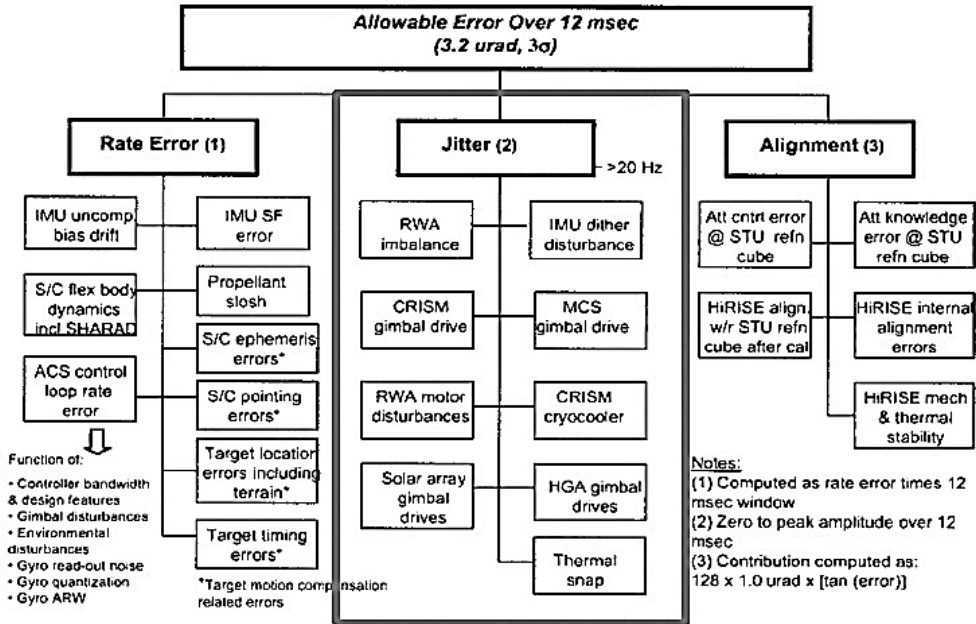
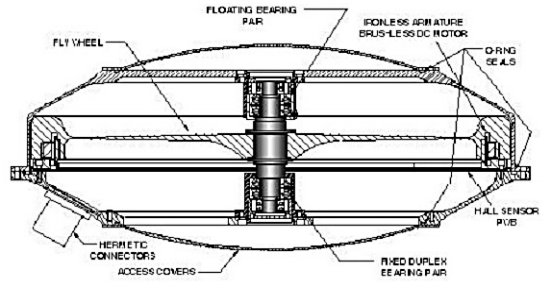


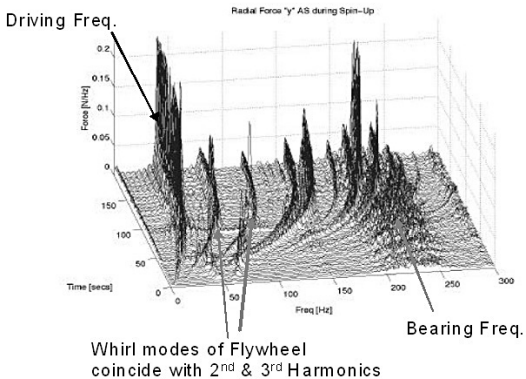
그림 3 HiRISE 위성의 pointing stability tree

표 1 HiRISE 위성의 가진원별 jitter 할당량

Error Category/Term	Allocation (microrad)
IMU Uncompensated Bias Drift	0.02
IMU Scale Factor Error	0.01
S/C Flexible Body Dynamics (including SHARAD)	0.07
Propellant Slosh	0.05
Target Location Errors (including terrain)	0.01
Target Timing Errors	0.09
S/C Ephemeris Errors on Motion Compensation	0.02
S/C Pointing Errors on Motion Compensation	0.01
ACS Control Loop Rate Error	0.60
RWA Imbalance	1.25
IMU Dither Disturbance	0.27
CRISM Gimbal Drive	0.10
RWA Motor Disturbances	0.13
CRISM Cryocooler	0.63
HGA Gimbal Drives	0.57
Thermal Snap	0.00
MCS Gimbal Drive (gimbal motion assumed paused)	N/A*
Solar Array Gimbal Drives (gimbal motion assumed paused)	N/A*
Attitude Control Error w.r.t. Star Tracker	0.10
Attitude Knowledge Error w.r.t. Star Tracker	0.10
Calibrated HiRISE Alignment w.r.t. Star Tracker	0.08
Calibrated HiRISE Internal Alignment	0.08
HiRISE Mechanical and Thermal Stability	0.04



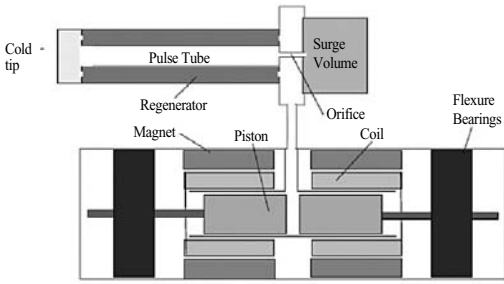
(a) Ithaco사의 TW-22E2000 반작용 휠의 구조



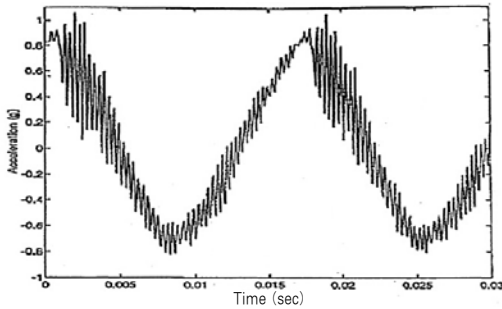
(b) TW-22E2000 반작용 휠의 외력 waterfall plot

루어지나, 반작용 휠의 구조공진 모드와 하모닉 가진 성분이 일치함에 따라 그림 4(b)와 같이 매우 넓은 주파수 대역에 가진력 성분이 존재한다. 위성에 탑재되는 적외선 센서의 경우, 초당 7km의 고속으로 비행하면서 영상을 획득하여야 하

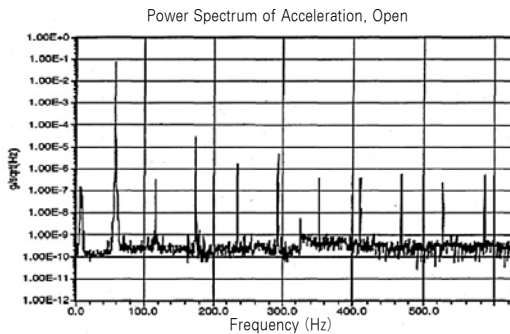
그림 4 반작용 휠 및 외란



(a) 극저온 냉각기의 구조



(b) 극저온 냉각기의 외란(시간파형)



(c) 극저온 냉각기의 외란(PSD)

그림 5 극저온 냉각기 및 외란

므로 고감도(high sensitivity) 센서가 사용된다. 고감도 센서의 경우, 센서의 노이즈등을 최소화하기 위하여 센서는 물론 센서주변의 차폐장치를 영하 200° 정도의 극저온으로 유지하여야 한다. 이를 위해서 그림 5(a)와 같은 극저온 냉각기가 사용된다. 극저온 냉각기의 경우 두 개의 피스톤을 180° 위상차가 이루어지도록 작동함으로써 가진력의 발생을 최소화하나, 운동질량과 전자

기장의 불균형과 작동유체(일반적으로 헬륨) 및 전자기장의 비선형성으로 인하여 그림 5(b), (c)와 같은 외란이 위성체를 가진하게 된다. 이러한 외란성분 중 탑재체의 구조 공진모드와 일치하는 경우, 댐핑이 매우 낮은 위성체 및 탑재체의 특성상 매우 큰 거동을 유발케 한다.

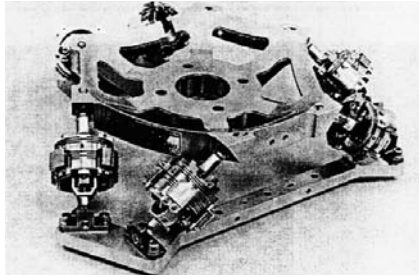
2. 진동 저감 기법

위성 등에 채택되는 일반적인 진동저감 기법은 일반 산업현장에서 많이 사용되는 기법과 마찬가지로 수동형(passive type)과 능동형(active type)으로 분류된다. 수동형의 경우 자동차나 항공기 등의 소음진동제어 분야에서 수십년 동안 채택되어 검증된 기법으로 주로 점탄성(visco-elastic materials)의 에너지 손실 매커니즘을 이용하는 기법이다. 반면 능동형의 경우, 비교적 최근에 채택된 기법으로 외란성분을 계측하고 디지털 신호처리 기법 등을 통하여 외란성분을 제진(vibration suppression)하는 기법으로 주 가진성분은 물론 하모닉 성분까지 최대 1/100 수준으로 낮추는 기법이다.

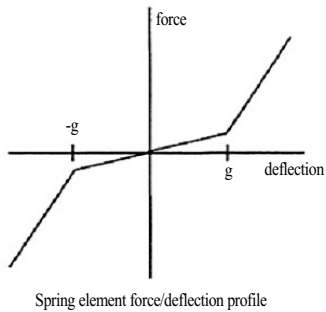
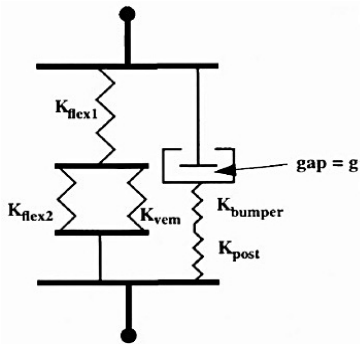
능동형 저감기법은 진동 저감에 있어서는 매우 효율적이거나, 탑재 장비의 신뢰성을 매우 중요시하는 우주분야의 특성상 수동형 저감기법으로의 문제 해결이 최우선시 되는 것이 일반적이다.

2.1 수동형 저감장치

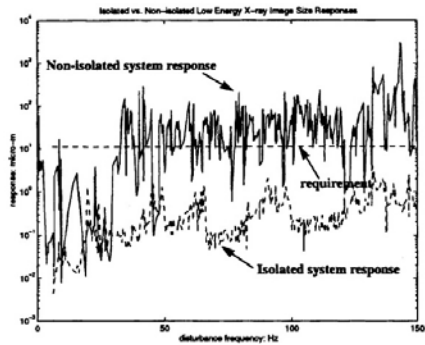
그림 6은 NASA에서 1998년 개발한 AXAF(advanced X-ray astrophysics facility) 우주망원경의 반작용 헬륨 진동저감장치이다. AXAF에 탑재된 X-ray 망원경은 매우 얇은 막 형태의 반사경을 채용함에 따라 약 10 Hz 정도부터 구조공진이 존재하였고, 가시광선이나 적외선에 비해 X-ray라는 파장이 매우 짧은 광선을 집속함에 따라 매우 작은 가진원이라도 영상의 품질에 영향을 주었다. 이에 따라 절연 주파수(isolation frequency)가 1~2 Hz 대역에 존재하는 스텐다 플랫폼형상의 저감장치를 개발하였다. 이러한 매우 유연



(a) 진동저감장치 시제품

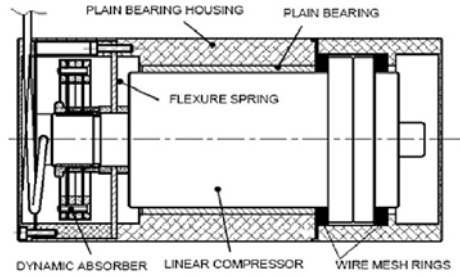


(b) 스트럿 강성 배열 및 특성도

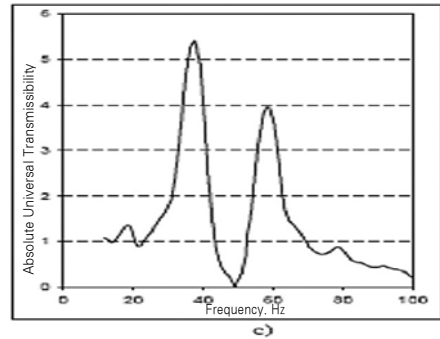


(c) 저감 전후의 응답비교

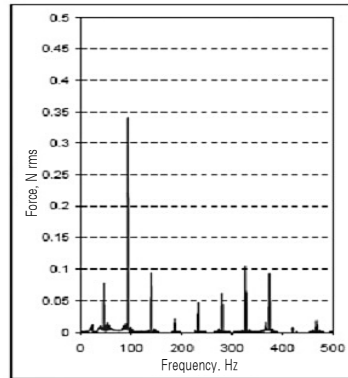
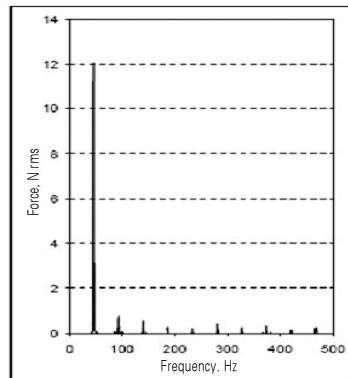
그림 6 AXAF 반작용 휠 진동저감장치



(a) 동흡진기를 이용한 진동저감 개념도



(b) 동흡진기에 의한 진동저감 특성



(c) 진동저감 전후의 외란 비교

그림 7 극저온 냉각기 진동저감장치

한 저감장치의 경우, 우주공간 상에서의 저감 성능은 뛰어나지만, 지상에서 우주공간까지 발사하는 과정에서 받게 되는 고하중에 대해서 매우 취약함에 따라 그림 6(b)와 같은 충격흡수장치(bumper)를 채택하였다. 그림 6(c)는 저감장치 채택 전후의 응답비교선도이며, 저감장치 채택 후 요구조건을 만족시킴을 볼 수 있다.

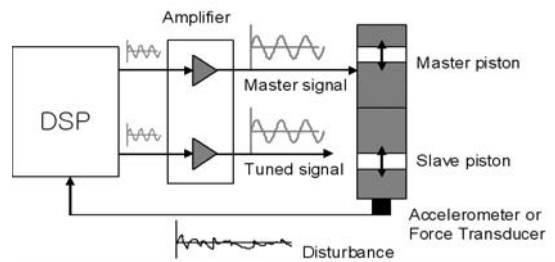
적외선 검출기용 냉각기의 경우, 다른 구동장치와는 달리 특정 주파수(45~55 Hz)로 운영이 되는 것이 일반적이다. 이러한 경우 그림 7과 같이 동흡진기(dynamic absorber)를 채택하여 주 가진력이 존재하는 특정주파수 부분의 가진력 성분을 저감시키는 기법이 매우 효율적이다. 이러한 기법은 지상 및 항공기 등에서 사용되는 적외선 검출기의 진동저감 기법으로 많이 채택되어 왔으며, NASA GSFC가 개발한 AMS-02 프로그램(국제 우주정거장의 시험 모듈)에서 스테어링 형의 극저온 냉각기의 지동저감에도 채택이 된 바 있다. 그림 7(b)는 축방향에 대한 전달률(transmissibility) 선도로 가진 주파수인 50 Hz 근방에서 전달률이 매우 낮아짐을 볼 수 있다. 그림 7(c)는 동흡진기 장착 전후의 냉각기 축방향 외란 성분을 비교한 선도로 주 가진성분인 50 Hz 가진력이 1/100 이하로 저감됨을 볼 수 있다.

2.2 능동형 저감장치

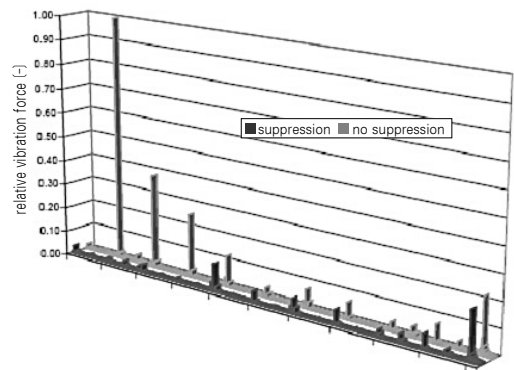
1990년대부터 디지털 신호처리기술등의 발달로 인하여 우주 관측분야에 능동형 제어기법을 이용한 저감기술들이 채택되고 있다. 특히 극저온 냉각기의 경우 앞서 언급한 바와 같이 운동질량과 전자기장의 불균형, 작동유체 및 전자기장의 비선형성으로 인하여 기존의 저감기법으로는 외란을 줄이는데 한계가 있다. 따라서 디지털 신호처리 기술을 이용한 능동제어기법이 가장 많이 채택되고 있는 분야이다. 일반적으로 적외선 센서의 경우, 가시광선 대역 센서 등에 비하여 해상도가 매우 낮은 관계로 외란에 의한 영향이 상대적으로 작다. 그러나 대부분의 위성 및 우주 망원경의 경우, 가시광선은 물론 X-선 영역과 같

이 외란에 매우 민감한 센서들을 동시에 탑재하는 것이 일반적이다. 따라서 외란에 대한 영향평가는 탑재된 센서 중 가장 민감한 것을 기준하여 수행된다.

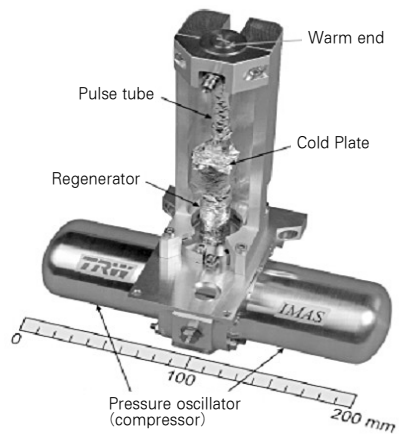
그림 8(a)는 두 개의 피스톤을 지닌 극저온 냉각기의 능동형 진동저감장치의 개념도를 보여주



(a) 극저온 냉각기 능동 진동제어 개념

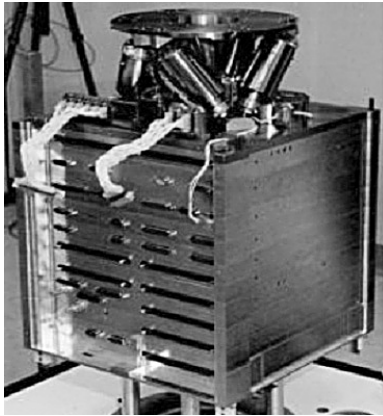


(b) 저감제어 전후의 외란비교

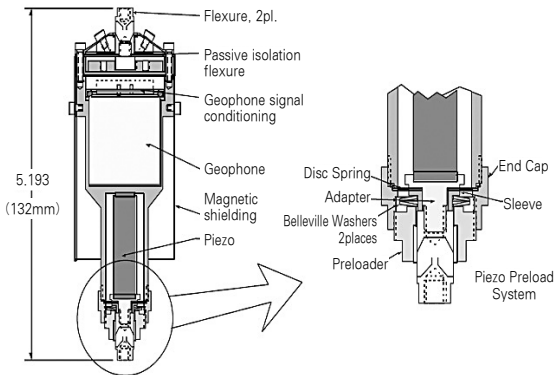


(c) 극저온 냉각기(미 TRW사)

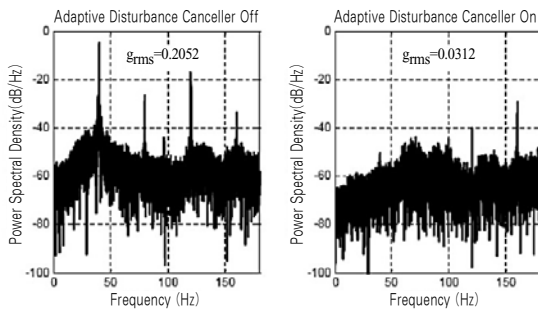
그림 8 극저온 냉각기 능동 진동저감장치



(a) PICOsat에 장착된 모습



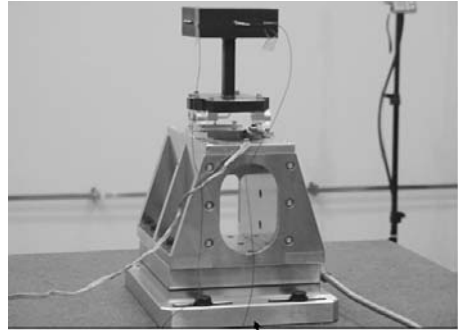
(b) Strut 세부 구조도



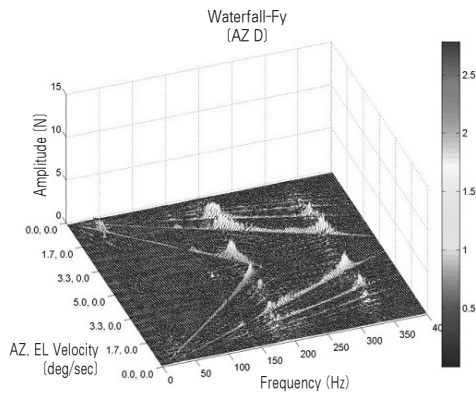
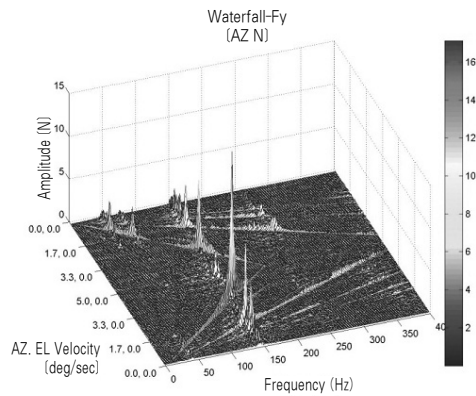
(c) 진동절연 전후의 외란비교

그림 9 PICOsat 능동형 진동절연 장치

고 있다. 두 개의 피스톤 중 하나를 주 피스톤(master piston)으로 정하고, 다른 하나를 종 피스톤(slave piston)으로 정하여 종 피스톤의 구동과



(a) 진동저감장치와 측정장치



(b) 진동저감 전후의 외란 비교

그림 10 진동저감장치 개발 사례

형을 변형시킴으로서 냉각기에서 발생하는 외란이 최소화하도록 제어하는 기법이다. 그림 8(b)는 능동제어 전후의 외란 스펙트럼이며, 구동 주파수인 45 Hz 성분뿐만 아니라 하모닉 성분까지 감소함을 보여준다. 이러한 능동 제어형 냉

각장치는 미국 및 프랑스와 같은 우주 선진국의 여러 업체에서 개발되어 위성 및 우주망원경 등에 채택되고 있다.

그림 9는 스튜어트 플랫폼 형태의 능동형 진동 절연 장치이다. 진동원에서 외부로 전달되는 외란을 저감시킬 수 있을 뿐만 아니라 플랫폼 상에 광학 탑재체등을 탑재할 경우, 외부로부터 전달되는 외란이 탑재체로 전달되는 것을 저감시킬 수 있는 기능을 갖추고 있다. 플랫폼을 지지하는 6개의 스트럿은 외란을 감지하기 위한 감지기(geophone)과 외란을 능동적으로 차단하기 위한 압전구동장치(piezo actuator)로 구성된다. 6개의 스트럿을 독립적으로 제어함에 따라 모든 자유도에 대한 외란 성분의 전달을 차단할 수 있다. 그림 9(c)는 능동제어 전후의 외란 성분의 스펙트럼 비교선도이다. 그림 9(a)는 실험용 위성인 PICOsat에 탑재된 능동형 진동절연 장치를 보여주고 있다.

3. 진동저감장치 개발 사례

최근 국내에서도 위성관련 기술의 국산화 일환으로 관련 학계 및 연구기관 등에서 반작용 휠, 극저온 냉각기와 안테나 구동장치와 같은 위성 탑재 구동장치의 진동저감장치에 대한 연구가 매우 활발하게 수행되고 있다. 그림 10은 지상과

달리 우주의 매우 극한 환경에서 운영될 예정인 구동장치에 대한 진동저감장치의 시제품을 보여주고 있다. 대부분의 점탄성 소재의 경우, 상온 근방에서의 감쇄성능은 매우 효과적이거나, 고온이나 저온에서의 성능이 급격히 떨어지는 것이 일반적이다. 그림 10(a)는 극한 환경에 노출되는 위성의 외부에 장착되는 부품의 진동저감용으로 자동차 및 항공기의 엔진과 극저온 냉각장치 등의 진동저감용으로 최근 채택이 많이 되고 있는 소재인 와이어 메쉬(wire mesh)를 사용한 진동저감장치의 시제품이다. 그림 10(b)는 진동저감장치의 채택 후 외란의 스펙트럼성분을 보여주고 있다.

4. 맺음말

이 글에서는 위성에 탑재된 구동원들로부터 발생하는 외란이 위성의 고유 임무 수행에 어떠한 영향을 미치는지와 이러한 영향을 최소화하기 위하여 위성 개발 선진국 등에서 채택하고 있는 수동형/능동형 진동저감 기술 위주로 소개하였다. 최근 국내에서도 위성의 국산화 기술개발의 일환으로 연구기관 및 학계를 중심으로 활발한 진동 제어 및 절연 기술에 대한 연구가 수행 중이다. **KSNVE**