

# TAMAM 반작용휠의 미소진동 측정 및 분석

## TAMAM RWA Micro-Vibration Test and Analysis

오시환\*·이승우\*\*·최홍택\*\*·이선호\*\*·용기력\*\*

Shi-Hwan Oh, Seung-Wu Rhee, Hong-Taek Choi, Seon-Ho Lee and Ki-Lyuk Yong

Key Words : RWA(반작용휠), Micro-Vibration(미소진동), Jitter(지터).

### ABSTRACT

In this paper, we briefly introduce the test bench and test method of RWA micro-vibration. TAMAM RWA (Reaction Wheel Assembly) micro-vibration was measured on a KISTLER dynamic plate which can measure time signals of three orthogonal forces and torques simultaneously up to 400Hz, and test data was analyzed. Measured data were evaluated with respect to the wheel spin rate and the static/dynamic unbalances were estimated from the extracted first harmonic component. The estimated static and dynamic unbalances were 0.79g·cm and 17.4g·cm<sup>2</sup> respectively. The resonance mode and two rocking modes were observed as a results of its frequency analysis. Several higher order harmonic components were observed, which comes from its rotor shape as well as the wheel bearing.

### 기호설명

$F_x$ : x 방향 불균형력,  $F_y$ : y 방향 불균형력  
 $C_x$ : x 방향 불균형토크,  $C_y$ : y 방향 불균형토크  
 $U_s$ : 정적 불균형,  $U_d$ : 동적 불균형

### 1. 서론

고 정밀의 광학장비를 탑재하고 있는 위성은 광학장비의 시선각 (LOS; Line-Of-Sight) 지터에 대한 해석 및 요구조건 설정 등이 매우 중요하다. 위성에 있어서 광학장비는 내부 교란이 존재해도 각 병진 방향에 대해 LOS 지터 요구조건에 맞도록 지향하고 안정성을 유지하여야 한다.

최근 자세제어 장치 각 구성품들의 기능이 점점 더 정밀해져 가며, 복잡하고 다양한 임무의 수행을 위해 고도의 지구지향 정밀도를 갖는 것이 첨단 위성체의 세계적인 추세이며, 고정밀의 광학 탑재체를 사용하여 정밀도 높은 영상을 제공할 수 있게 한다. 그러나 위성체에서 발생할 수 있는 미소진동의 영향으로 고정밀 광학 탑재체의 영상 품질을 저하시킬 수 있으며, 이러한 미소진동을 제거 혹은 회피하기 위해 미소진동의 원인과 그 특성에 대한 세심한 분석이 요구된다.

반작용휠은 인공위성에 사용되는 대표적인 구동기 중의 하나로서 작용-반작용 법칙을 이용한다. 회전체의 각운동량 변화를 이용하여 위성의 자세를 변화시킨다. 이러한 반작용휠은 위성의 임무 수행 시 일정 속도로 회전하고 있다가 자세를

변화시켜야 하는 경우 자세제어 로직에 의하여 회전속도를 변화시킨다. 그러므로 반작용휠을 사용하는 위성은 내부에 회전체에 의한 진동이 항상 존재하게 된다. 과거에는 이러한 진동은 그 크기가 작아 위성의 임무 수행에 별 영향을 미치지 못했으나 최근에 들어와 고정밀 지향 위성이 개발되면서 상대적으로 반작용휠에서 발생하는 진동에 의한 영향이 위성의 임무 수행 능력을 저하시키는 하나의 중요한 요인으로 대두되기 시작하였다.

여러 문헌<sup>(1),(2)</sup>에 의하면 위성 본체의 시물레이션 및 전달함수 측정으로부터 광학장비에 영향을 미치는 구조 진동의 가장 큰 요인중의 하나가 반작용 휠에 의한 미소진동으로 밝혀져 있다.

반작용휠의 주요 진동 원인은 휠의 회전으로 발생하는 정적 불균형, 동적 불균형 그리고 축방향 운동이다. 반작용휠의 정적 불균형은 휠 회전축과 휠 무게중심의 불일치로부터 발생하며, 이는 휠 회전축 직각 방향으로 휠 회전 주파수 배수성분의 강제 조화진동을 유발한다. 또한 동적 불균형은 휠 회전축과 휠의 주관성축의 불일치로부터 발생하며, 이는 휠 회전축 직각방향으로 휠 회전 주파수 배수성분의 조화 토크를 발생시킨다. 그리고 휠의 축방향 운동은 회전축과 베어링 레이스의 불일치로부터 발생하며, 이는 휠 회전축 방향으로 휠 회전 주파수 배수성분의 강제 조화진동을 발생시킨다.

그러므로 본 연구에서는 실제로 TAMAM 반작용휠의 미소진동을 측정하고 분석하여 보았다.

\* 한국항공우주연구원 위성제어그룹  
E-mail : oshysh@kari.re.kr  
Tel : (042) 860-2446, Fax : (42) 860-2603

\*\* 한국항공우주연구원 위성제어그룹

## 2. 시험 장비

### 2.1 시험 장비

반작용휠의 시험 장비는 크게 3 가지로 구분할 수 있다. 3 축 힘과 토크를 동시에 측정할 수 있는 KISTLER platform 과 방진 시스템 그리고 DSP 보드이다<sup>(3)</sup>.

#### (1) 방진 시스템

바닥으로부터 들어오는 진동을 고립시키기 위하여 850kg 의 질량을 가지는 화강암 정반 밑에 air spring 시스템을 구축하였다.

#### (2) KISTLER platform

화강암 정반 위에 힘/토크 측정 센서인 KISTLER multi-component force plate 를 고정시켰으며 정반과 air spring 시스템을 포함한 전체 시스템의 각 축 주파수 응답은 다음 그림과 같다.

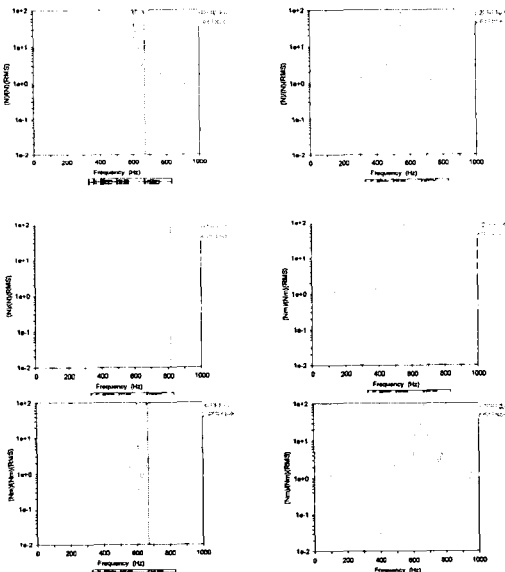


Fig. 1 그림 1. KISTLER platform 의 각축 FRF

특성이 가장 좋지 않은 y 축 FRF 는 400Hz 에서 약 2 배의 이득을 가짐을 볼 수 있다. 이는 센서와 정반의 약한 접합부 특성에 의해 생긴 결과이며 이 특성을 강화시키면 고유 진동수를 현재의 550Hz 에서 약 800Hz 까지 끌어 올릴 수 있다.

#### (3) DSP 보드

이는 반작용휠의 속도를 제어하고 센서로부터 출력되는 불균형 힘 및 토크를 획득하는 장비이다. 본 실험에서는 dSPACE 사의 DS1103 보드를 사용하여 휠의 속도를 제어하였고 회전 속도 및 6

축 불균형 신호를 획득하였다.

## 3. 시간 영역 특성

### 3.1 반작용휠의 자유 회전 감속 특성

반작용휠의 회전 속도를 2500rpm 까지 올린 후 자유 감속시키면서 시간에 따른 속도의 변화를 측정하였다. 그 결과는 Fig 2 에 나타나 있다.

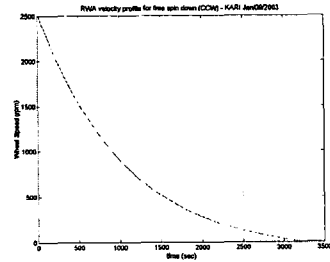


Fig. 2 자유 감속하는 반작용휠의 회전 속도  
반작용휠은 회전 마찰력이 매우 작아 2500rpm 에서 정지하기까지 약 1 시간 정도의 시간이 소모됨을 알 수 있다.

### 3.2 3 축 불균형력 및 불균형토크

반작용휠이 자유 감속하면서 측정한 3 축 불균형력과 토크의 시간 영역 선도는 Fig. 3 에 나타나 있다. 이 때 x, y 축은 반경 방향이고 z 축은 회전축 방향이다.

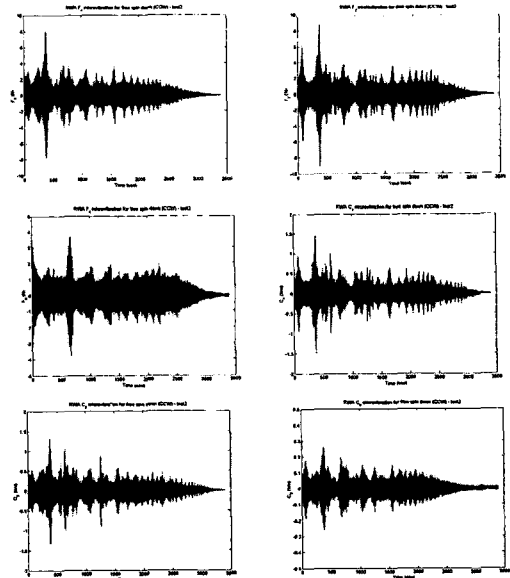


Fig. 3 자유 감속하는 반작용휠의 시간 영역 선도

반작용휠의 속도가 감소하면서 가진되는 진동 주파수 성분도 함께 감소하게 되는데 이들이 공진 모드를 만나면 불균형신호의 크기가 일시적으로 커짐을 확인할 수 있다.

#### 4. 일차 하모닉 성분 추출

4.1 불균형력/토크의 일차 하모닉 성분 추출  
 시간 영역 신호로부터 회전속도와 같은 일차 하모닉 성분의 크기를 추출하였다. 그 결과는 Fig. 4 와 같다.

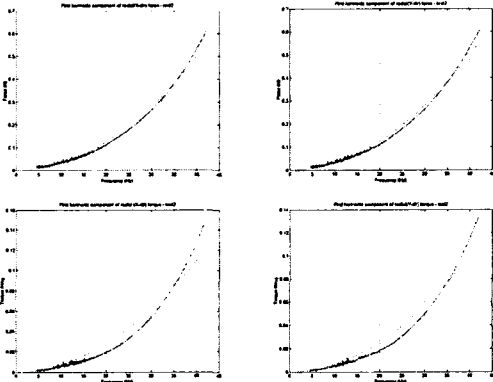


Fig. 4 불균형력의 일차 하모닉 성분

실선은 실제 측정된 데이터로부터 추출해낸 성분이고 점선은 일차 하모닉 성분을 속도에 대한 이차 함수로 가정하여 curve fitting 을 수행 한 것이다.

4.2 정적/동적 불균형의 계산  
 추출된 일차 하모닉 성분으로부터 정적 및 동적 불균형 계산은 다음의 식으로부터 이루어진다<sup>(4)</sup>.

$$U_s = \frac{\sum F_\Omega \cdot \Omega^2}{\sum \Omega^4}, \quad U_d = \frac{\sum C_\Omega \cdot \Omega^2}{\sum \Omega^4}.$$

여기서  $F_\Omega$  는 회전주파수  $\Omega$ 에서 일차 하모닉 불균형력의 크기이고  $C_\Omega$  는 일차 하모닉 불균형토크의 크기이다. Fig. 4 로부터 계산된 정적/동적 불균형의 값은 각각  $0.79g \cdot cm$  와  $17.4g \cdot cm^2$  로서 매우 작은 값에 속한다. 일반적으로 반작용휠은 회전 관성에 비해 상당히 작은 정적/동적 불균형을 가진다. Fig. 4 에서 보면 정적 불균형에 대해서는 y 축 불균형력으로부터 계산 된 값이, 동적 불균형에 대해서는 x 축 불균형토크로부터 계산 된 값이 약간씩 더 큼을 알 수 있는데 이는 KISTLER platform 의 주파수 특성 때문에 발생

한 오차이다. 이론적으로는 x 축 데이터나 y 축 데이터 모드 반경 방향의 진동이기에 때문에 같이 나와야 한다.

#### 5. 주파수 영역 응답

Fig. 3 의 데이터를 이용하여 회전속도 구간 별로 FFT 를 수행하였고 이를 waterfall spectrum 으로 나타낸 그림이 Fig. 5 ~ Fig. 11 이다.

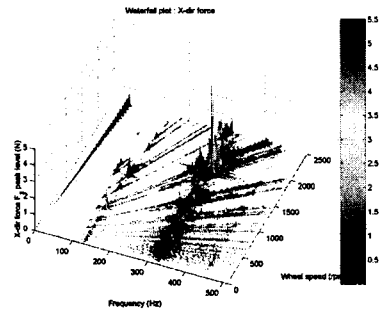


Fig. 5 waterfall 선도; x 방향 불균형력

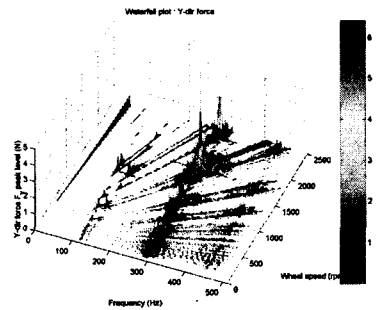


Fig. 6 waterfall 선도; y 방향 불균형력

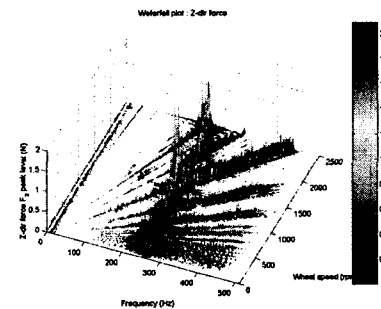


Fig. 7 waterfall 선도; z 방향 불균형력

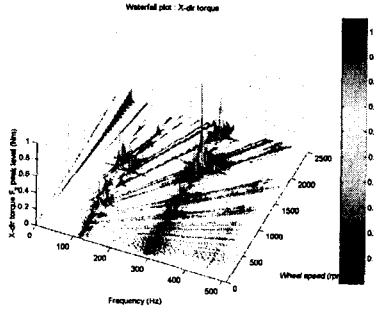


Fig. 8 waterfall 선도; x 방향 불균형토크

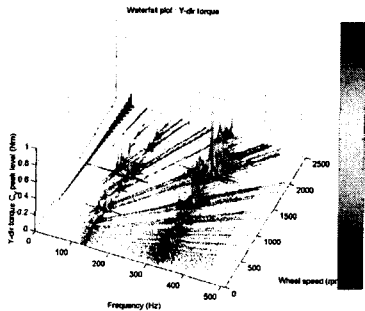


Fig. 9 waterfall 선도; y 방향 불균형토크

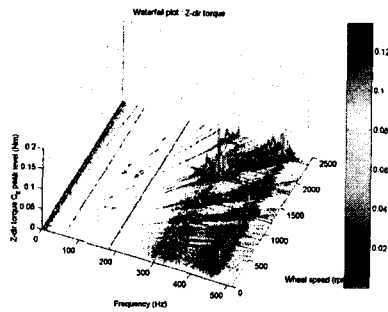


Fig. 10 waterfall 선도; z 방향 불균형토크

반경 방향 선도에 대해서는 50Hz 미만에서 일차 하모닉 성분을 볼 수 있고 회전 속도에 관계 없는 구조 공진이 약 300Hz 부근에서 발생함을 알 수 있다. 축방향 병진 운동의 구조 공진은 약 250Hz 부근에 존재한다. 반경 방향 불균형토크 선도에서 회전 속도가 0Hz 일 때는 약 130Hz 이나 속도가 점점 커지면서 하나는 150Hz 쪽으로, 또 다른 하나는 100Hz 쪽으로 갈라지는 rocking 모드가 존재함을 볼 수 있다. 이 모드는 자이로스코픽 현상에 의해 발생하며 반경 방향 불균형력 선도에서는 나타나지 않는 것이 정상이나 본 TAMAM 휠에서는 반경 방향 불균형력 선도에서도 나타남을 볼 수 있다. 이는 반작용휠의 비선형적 특성에서

기인한다.

일차 하모닉 성분 이외에 회전 속도의 2 배, 3 배, 8 배, 11 배 등의 주파수에서도 진동의 크기가 큼을 볼 수 있는데 이는 휠의 베어링에 의한 특성이며 또 반작용휠 내의 회전체 모양이 비축대칭 형상이 아님을 인하여 나타난다. 이러한 고차 하모닉 성분이 rocking 모드, 구조 공진 등의 모드와 만나면 매우 큰 피크가 뿜을 볼 수 있다.

반작용휠에서 발생하는 진동은 일차 하모닉에 의한 영향은 상대적으로 매우 작으며 주로 구조 공진과 rocking 모드에 의하여 발생한다.

이러한 진동은 위성의 구조체를 통해 각종 탑재체에 전파되며 탑재체의 성능을 저하시키는 요인으로 작용할 수 있다. 이를 예측하기 위해서는 반작용휠의 미소진동 측정 결과와 위성 구조체를 이용한 지터 해석이 수행되어야 하며 필요할 경우 실험이 동반되어야 한다.

## 6. 결론

본 논문에서는 TAMAM 반작용휠의 회전 시 발생하는 미소진동을 측정하였고 이를 분석하였다. TAMAM 반작용휠에서 발생하는 진동은 일차 하모닉에 의한 영향은 상대적으로 매우 작으며 주로 구조 공진과 rocking 모드가 고차 하모닉 성분과 만나는 교점에서 크게 발생함을 볼 수 있었다. 이러한 진동은 회전 속도에 비해 상당히 작은 편이나 고정밀 인공위성의 광학 탑재체 성능을 저하시키거나 위성 정밀 지향도를 떨어뜨리는 원인이 될 수 있다.

## 후기

본 연구는 과학기술부, 산업자원부와 공공기술연구회의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) P. C. Hughes, 1979, "Stability of proportional-plus-derivative-plus-integral control of flexible spacecraft," *J. of Guidance & Control*, Vol. 2, No. 6, pp. 499-503.
- (2) B. Wie and Q. Liu, 1993, "Classical and robust  $H_{\infty}$  control redesign for the Hubble space telescope", *J. of Guidance, Control & Dynamics*, Vol 16, No 6, pp.1069-1076
- (3) 오시환, 이승우, 2002, "인공위성 반작용휠의 미소진동 측정, 해석 및 저감 기술", 한국항공우주공학회, Vol. 30, No. 8, pp. 126-132.
- (4) R. A. Masterson, 1999, D. W. Miller and R. L. Grogan, "Development of Empirical and Analytical Reaction Wheel Disturbance Models," AIAA-99-1204