

論文

소형 위성용 반작용 휠 개발 및 궤도내 구동 결과 분석

김지철*, 최윤호*, 이상철**, 오화석**

Development and On Orbit Data Analysis
About Reaction Wheel of Small Satellite

JiChul Kim*, YunHo Choi*, Sangchul Lee** and Hwa-suk Oh**

ABSTRACT

An on-board reaction wheel is payload of small satellite for space environment test. The reaction wheel is designed for considering physical, electrical, and environmental requirements. In this paper, we report design, manufacturing process and operation performance verification. Furthermore, the specifications of environmental test are performed under environmental conditions for guarantee of stability and reliability. The operation and environment test results are presented to meet the requirements at the reaction wheel flight model.

Key Words : Small Satellite(소형 위성), Reaction Wheel(반작용 휠), Flight Model(비행 모델), On-orbit data(궤도 내 데이터), Operation Test(구동 시험), Analysis(분석)

1. 서 론

저궤도 지구관측을 목표로 하는 소형 위성의 경우 정밀 지향은 물론 빠른 기동성으로 많은 영상정보를 획득하기 위해서 고기동/고정밀 자세 제어 기술을 요구하고 있으며, 이러한 기술은 향후 위성시장에서 경쟁력을 높이는 핵심기술이 되고 있다. 따라서 위성의 자세제어 시스템은 센서, 구동기, 소프트웨어로 구성돼 있으며, 위성의 성능과 매우 밀접한 관계를 가지고 있다. 특히, 유도무기나 우주 발사체의 제어 시스템과 유사하기 때문에 우주 선진국에서 기술이전을 극히 제한하는 분야로 독자적인 기술개발의 필요성이 매우 높은 분야다. [1][2]

근래에 많은 위성이 자세제어를 위한 구동장치

로 모멘텀형 구동기를 많이 사용하는데, 이 중 소형위성에서는 특히 비교적 제어법칙이 간단하고 발생토크의 양이 적당한 반작용 휠을 많이 사용한다. 따라서 위성 산업에 대한 관심과 연구가 증가하고 있는 국내에서도 위성의 자세제어 구동기의 연구가 한창이다. 이로 인하여 많은 부분이 국산화를 성공하였지만 자세제어계의 핵심인 모멘텀형 구동기의 국내 기술 개발 수준은 실험실에서 하는 연구용 정도이며, 엔지니어링 모델에도 미치지 못하고 있다.[3]

본 연구팀은 2013년 1월 발사한 100kg 급 위성인 '나로과학위성'에 국내 최초로 자체 개발한 반작용 휠을 탑재하였다. 우리나라 발사장에서의 우주궤도로 진입한 첫 번째 위성인 '나로과학위성'은 3개월의 목표 수명을 넘어서 6개월 동안 탑재체들의 우주기술 시험을 진행하였다. 본 논문은 나로과학위성에 탑재한 구동기의 개발 과정과 성능 시험 및 환경시험에 대하여 기술하고, 궤도 내 위성 자세제어에 주 구동기로 활용된 반작용 휠의 데이터를 분석하여 그 성능을 검증하였다.

2015년 10월 10일 접수 ~ 2015년 12월 19일 심사완료
게재 확정일 (2015년 12월 20일)

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : jimoon@kau.kr

경기도 고양시 덕양구 항공대학로 76

2. 위성 반작용 휠 개발

2.1 요구조건

나로과학위성은 나로호 발사일정에 맞출 수 있도록 개발 기간이 1년으로 제한되어 상대적으로 짧은 개발 기간에 개발되었다. 따라서 설계 수명 역시 기술검증 탑재체가 3 개월, 과학관측 임무가 1년으로 설정하였다. 하지만 기존의 기술검증 탑재체였던 반작용 휠은 지상시험 결과 과학관측 임무를 하는 동안 주 구동기로의 사용 가능성을 인정받아 1년의 임무 수명을 고려하였다. 또한 위성 본체에서 요구되는 크기, 무게 등의 물리적 조건을 만족해야 하며, 위성본체의 전력조절분배 장치에서 요구하는 전기적 특성과 자세제어계에 속해 있는 인터페이스 장치의 인터페이스 및 프로토콜, 데이터 생성량이 조건을 만족해야 한다. 성능 및 환경 시험에서는 100kg 급 소형위성의 기동에 사용할 수 있는 성능을 만족해야 하고, 위성의 발사환경과 우주환경을 모사한 지상에서의 환경시험을 통해 궤도 진입 후 운용 가능성을 확보해야 한다. Table 1과 2는 위에서 열거한 반작용 휠의 기본 요구조건과 성능 요구조건을 정리한 표이다.

Table 1. Requirement Matrix

Requirement Title	Value
Mass	< 2 kg
Power Consumption	< 5.5 W
Power Voltage	DC 28 V(Unregulated)
Electrical Interface	RS422, n, 8, 1
Protocol	RSI-05/28 protocol
Amount of data	< 80 Mbits
Design Lie Time	> 1 year
Thermal Req.	-10 ~ 50 ℃
Vibration Req.	발사 환경

Table 2. Performance Requirement

Requirement Title	Value
Angular Momentum	< 0.36 Nms
Reaction Torque	> 5 mN-m
Induced Vibration	Static : < 0.5 g.cm Dynamic : < 5 g.cm ²
Flywheel Inertia	0.00114 ±10% kg.m ²
Momentum Alignment	±15 arc minutes
Speed Range	Maximum ±3000 rpm

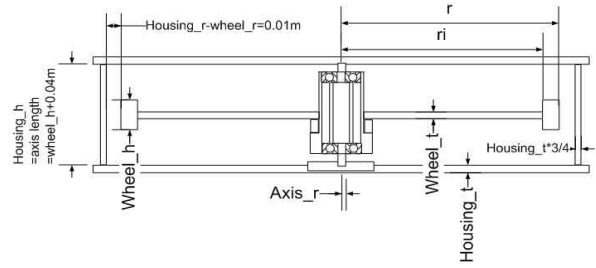


Fig. 2. Basic Shape & Parameters of RWA

2.2 구동기 설계

반작용 휠은 일정한 관성값을 갖는 회전체의 속도를 변화시키기 위하여 발생하는 돌림힘을 반작용 휠이 탑재되어 있는 위성체에 전달이 되는 작용·반작용의 원리를 이용한 위성 자세 제어용 구동기이다. 따라서 반작용 휠의 설계를 하려면 목표로 하는 각운동량과 돌림힘이 필요하다. 앞에서 정의한 성능 요구조건을 만족하는 구동기의 기본 형상 설계를 위해 큰 관성 휠을 일정한 회전속도로 정확하게 구동이 가능한 Outer Rotor형 Coreless Brushless DC Motor로 모터 종류를 결정하였다. 여기에 Radial/Rocking Frequency, 베어링 보정정격수명, 탄성계수, 가공공차 등을 입력 변수로 하여 기본 형상을 설계한다. Figure 1에 반작용 휠의 기본 형상 및 변수를 나타냈다.

설계된 기본 형상을 기초로 하여 반작용 휠의 모터를 설계한다. BLDC 모터는 회전자인 자석과 고정자인 전류가 흐르는 코일이 서로 밀어내는 원리를 이용하여 회전하게 된다. 따라서 자석에서 일정한 거리에 있는 코일이 받는 자력의 세기는 모터의 특성을 결정하는 중요한 요소이다. 본 논문에서는 자계해석을 위하여 영구자석을 등가 자화전류로 치환하여 공극에서 자력을 해석하는 등가자화전류법을 이용하였고, Fig. 2에 자석에서 일정 거리에 떨어져 있는 부분에서의 자계해석값과 실제로 측정한 자력의 세기를 비교하여 프로그램의 타당성을 검증하였다.

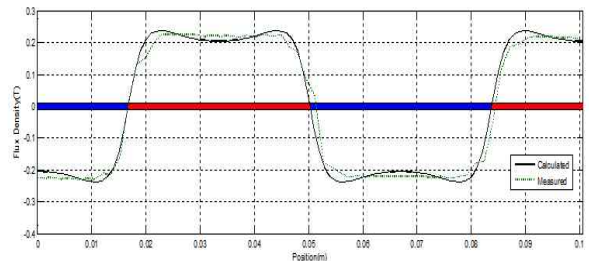


Fig. 3. Simulation of Magnetic Flux

자계해석 결과로 고정자인 코일에 미치는 자속 밀도의 크기를 알 수 있고, 로렌츠의 힘에 법칙에 의해 발생하는 힘의 크기를 결정할 수 있다. 이는 모터의 동특성을 결정하는 중요한 변수가 된다. 과도상태에서의 모터의 동특성을 해석하기 위하여 다음과 같은 전압방정식과 기계적 운동방정식으로 부터 모터 성능을 추정할 수 있다.

$$V = Ri(t) + L \frac{di(t)}{dt} + K_E \omega(t) \quad (1)$$

$$T = K_T i(t) = J \frac{d\omega(t)}{dt} + D\omega(t) + T_L \quad (2)$$

여기서 K_E 는 기전력 상수, K_T 는 토크상수, J 는 휠의 관성 모멘트를 나타내고, D 는 베어링의 마찰계수, T_L 은 부하를 나타낸다.

반작용 휠의 베어링은 요구되는 기능을 만족시키며 정상적인 조건에서 사용하여도 일정 시간 사용 후에는 진동의 증가, 마모에 의한 정밀도 저하, 윤활제의 열화, 궤도면 또는 전동체에 반죽된 응력이 가해짐으로써 생기는 플레이킹 때문에 더 이상 사용할 수 없는 상태가 되는데 이렇게 베어링이 사용할 수 없을 때까지의 총 회전수나 시간을 베어링의 수명이라고 하고, 이는 곧 반작용 휠의 수명이 된다. 따라서 요구조건을 만족하는 베어링의 선택이 필요하다. 베어링의 수명을 계산하기 위하여 정등가하중과 기본정격하중을 계산하게 된다. 여기서 기본동정격하중을 신뢰도 99.7%에 맞추어 계산에 포함하면 성능이 저하되기 이전의 베어링 수명이 계산된다. '나로과학위성'에 탑재된 반작용 휠은 베어링을 Flywheel에 포함시키지 않고 모듈형식으로 분리하였다. 베어링 모듈은 Fig. 3과 같이 베어링, 하우징, 스페이서, 샤프트와 락킹 너트로 구성되어 있다.

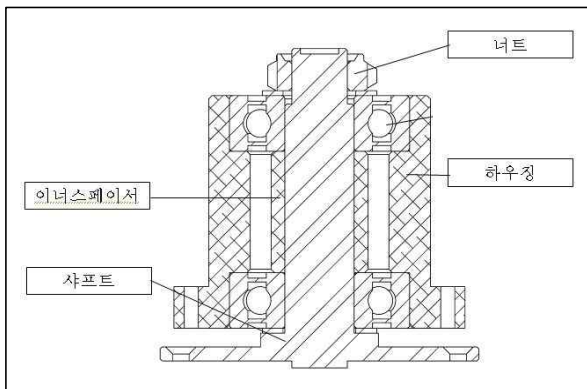


Fig. 4. Cross Section of Bearing Module

2.2 구동기 제작 및 조립

각각 설계한 부품을 조립하는데 있어 요구조건 중 외란을 발생하는 질량 불균형과 모멘트 발생 축 정렬을 만족해야 한다. 따라서 휠과 중심축이 되는 베어링 모듈과 조립 시 정밀 형상 측정을 통한 축 정렬이 우선시 되어야 한다. 본 연구팀에서는 축 정렬을 위한 3축 정밀 측정 장치를 개발하여 μm 단위의 측정을 가능하게 하였고 이 장치를 이용하여 조립 후 저속회전을 하며 휠의 측면을 측정하고 이 데이터를 이용하여 축 정렬을 한다. Figure 4는 휠의 측면이 중심에서 어느 정도 벗어났는지 측정한 결과이다. 하지만 정밀 측정을 통한 중심 축 정렬이 되어도 가공업체에서의 휠 제작에 있어 밀도의 불균형 등에 의한 질량 불균형이 일어날 수 있고, 이에 따라 정적, 동적 외란이 회전시 생길 수 있기 때문에 외란 측정 테이블을 이용하여 회전 시 발생하는 외란을 직접 측정하고 외란을 최소화해야 한다. 외란 측정 테이블에서는 회전하면서 발생하는 불필요한 힘과 토크를 모두 측정하고, 이를 분석하여 불균형 질량의 계산하고 균형을 맞추기 위한 질량 추가를 거쳐 불균형을 최소화 시킨다. Figure 5은 위의 과정을 거치며 보정 전/후 외란이 감소하는 것을 보인 Waterfall 그래프이다.

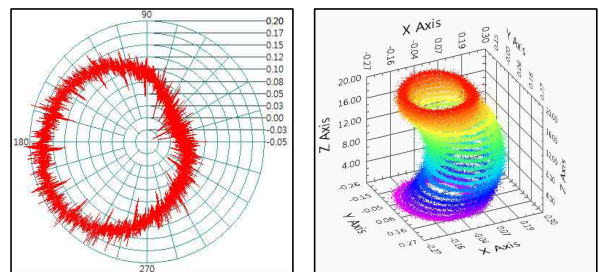


Fig. 5. Configuration Data of Wheel

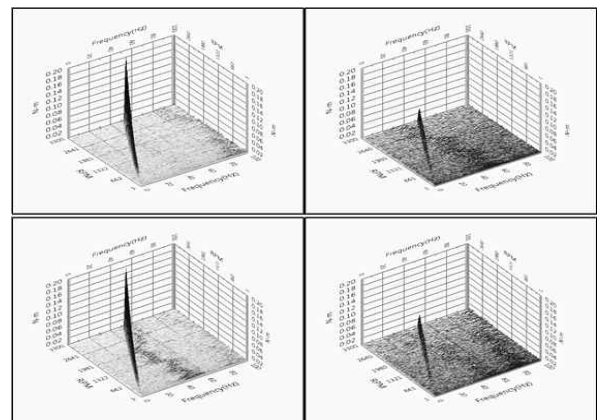


Fig. 6. Balancing Before/after Waterfall

2.3 성능 시험

나로과학위성에서는 일반적으로 돌림힘을 명령으로 넣어주는 토크 모드(Torque Mode)를 주로 사용하지만 위성의 모멘텀을 유지하거나 안전성을 높이기 위하여 속도 모드(Speed Mode)도 필요하기 때문에 개발한 반작용 휠은 두가지 제어 모드를 포함하고 있다. 따라서 각 모드에 대한 응답을 분석하여 반작용 휠의 성능을 분석하였다. Figure 6과 7은 각각 속도 모드와 토크 모드 명령에 따른 반작용 휠의 응답 그래프이다.

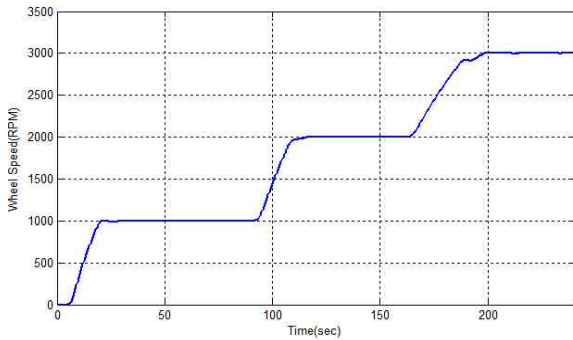


Fig. 7. Response of Speed Mode Control

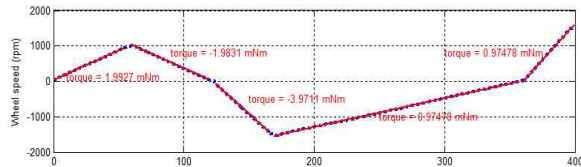


Fig. 8. Response of Torque Mode Control

2.4 환경 시험

환경 시험은 앞서 제시한 요구조건에 명시되어 있는 진동, 열-진공 시험을 수행하였다. 진동 환경시험은 위성에 장착되는 반작용 휠이 이동 또는 발사시 받는 진동을 지상시험을 통하여 모사한 것이다. 진동 시험은 크게 저수준 랜덤 진동, 정현과 진동시험, 랜덤 진동시험으로 구성되고 Fig. 8과 같은 순서로 수행한다.

저수준 랜덤 진동시험은 정현과 진동시험 및 랜덤시험의 전/후의 고유진동수 변화를 비교함으로써 정현과 및 랜덤시험에 의한 구조체의 물리적 변화가 있는지를 분석하고 랜덤진동에 의한 반작용 휠의 고유진동수를 구하기 위해 실시한다. Figure 9는 축 방향과 반경방향의 진동시험 결과이고, 정현과 진동과 랜덤진동 후 구동기의 구조적 파손이 없음을 나타낸다.

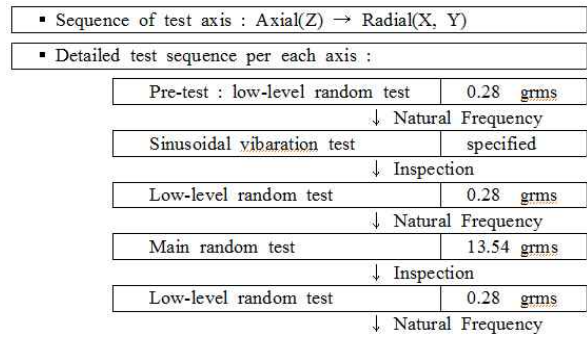


Fig. 9. Vibration Test Sequence

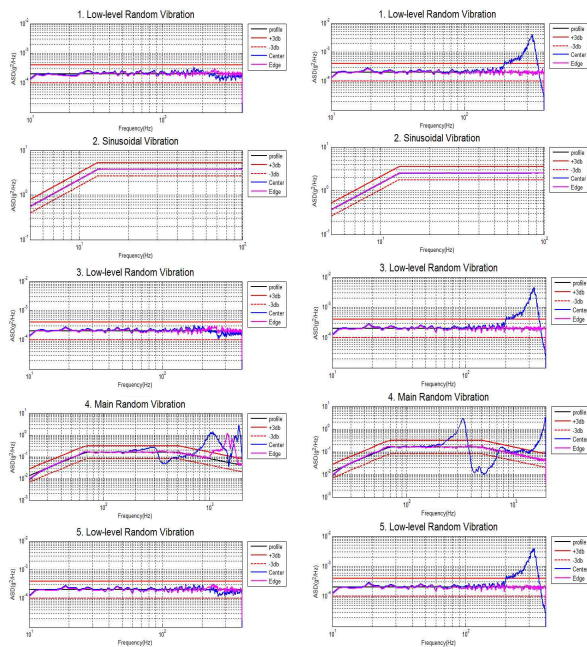


Fig. 10. Vibration Test Result (Axial/Radial)

열-진공 환경시험은 위성이 궤도를 회전하며 임무를 수행할 때 태양 및 지구에 의해 받을 수 있는 열주기를 모사하여 이 상황에서 부품 및 탑재체가 구동 가능한지 보기 위한 지상시험 절차이다. 따라서 우주 환경인 진공 상태에서 위성체가 요구하는 온도 조건을 2.5 주기로 수행하며 성능 시험을 실시한다. Table 3에 자세한 값과 성능 시험 결과를 정리하였다.

Table 3. Thermal Vacuum Cycle Test Result

	CoId	Hot	CoId	Hot	CoId
온도	-11.8 ℃	48.5 ℃	-11.6 ℃	48.5 ℃	-11.7 ℃
Torr	8.96E-5	3.43E-4	6.30E-5	1.88E-4	6.81E-5
Oper. Test	Pass	Pass	Pass	Pass	Pass

3. 우주 성능 검증

3.1 우주 인증 시험

2013년 1월 30일 나로과학위성은 목표 궤도 진입을 성공하였고, 초기접속시험을 성공 한 후 기본적인 위성 운용 시험을 수행했다. 기본 운용 시험 후 탑재체의 우주 기술검증을 수행하게 된다. Figure 10은 최종 조립이 된 나로과학위성에 탑재된 반작용 휠을 사진이고, Table 4는 위성 궤도 진입 후 반작용 휠의 운용 시험 일정을 정리한 표이다. Figure 11과 12는 2013년 3월 23일과 2013년 3월 25일에 각각 수행한 속도 모드와 토크 모드에 대한 결과이다.

결과 그래프의 가장 위에 있는 그래프는 반작용 휠의 속도 데이터이고 아래는 위성의 자세 그래프이다. 속도 모드는 500 rpm씩 증가하여 명령을 주었고, 토크 모드는 각각 2.5, 5.0 mNm의 명령에 대한 응답을 보여준다. 속도 모드에서 중간에 속도가 줄어드는 영역은 위성 본체와의 통

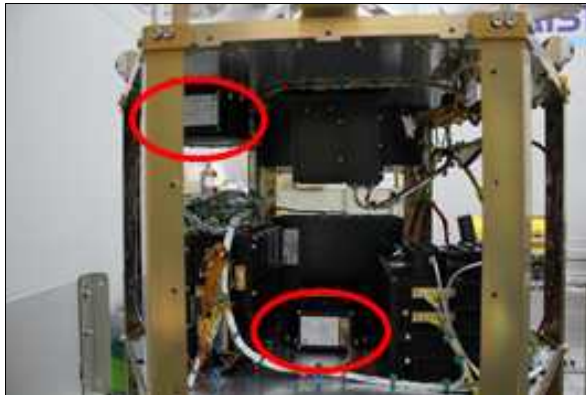


Fig. 11. Reaction Wheel for STSAT-2C

Table 4. Reaction Wheel Operation Schedule

순번	수행 일시	시험 항목
1	2013년 02월 05일	Initial Check
2	2013년 02월 14일	Rwa_p 기본 운용
3	2013년 02월 26일	Rwa_r 기본 운용
4	2013년 02월 28일	Rwa_p 시나리오 운용
5	2013년 03월 19일	Rwa_r 시나리오 운용
6	2013년 03월 23일	Rwa_p speed mode
7	2013년 03월 25일	Rwa_p Torque mode
8	2013년 03월 31일	Rwa_r speed mode

신 에러로 인하여 리셋현상이 일어나는 것을 확인하였고, 리셋 현상을 제외한 모든 영역에서 $\pm 10\%$ 이하의 정상상태 오차를 보였다. 또한 토크 모드는 일정한 속도 증가와 감소가 일정한 토크가 발생하는 것을 검증한다. 또한 위성의 자세변화를 통해 반작용 휠에서 발생하는 회전력이 위성에 잘 전달되고 있음을 확인 할 수 있다.

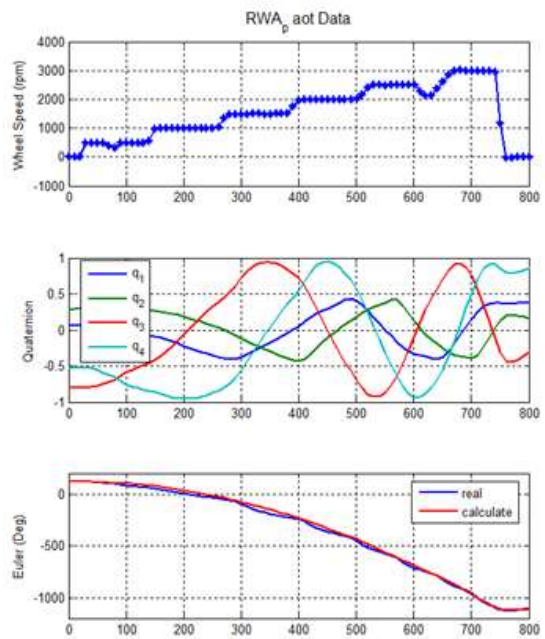


Fig. 12. On-orbit Data of Speed Mode

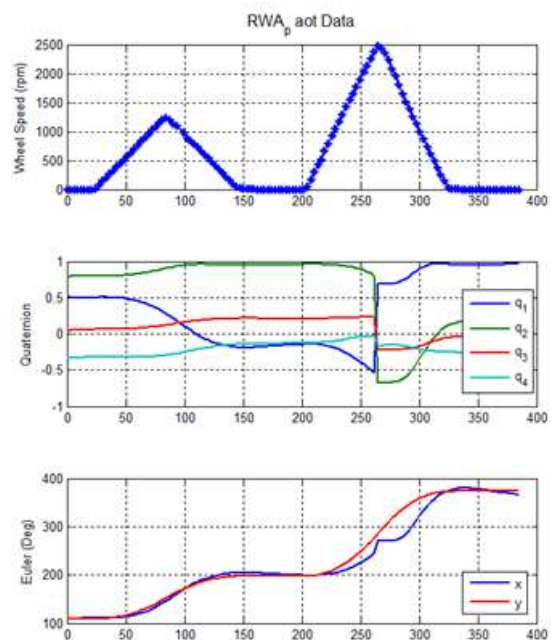


Fig. 13. On-orbit Data of Torque Mode

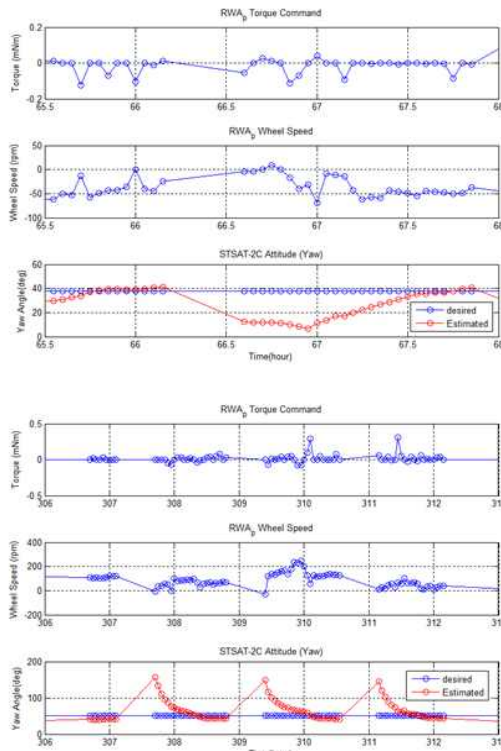


Fig. 14. On-orbit Data of Reaction Wheel for Attitude Control (Yaw)

3.1 주 구동기 활용

2013년 3월까지의 반작용 휠의 모드 별 성능 시험 결과분석을 통해 '나로과학위성'의 주 구동기로서의 활용 여부를 판단하였다. 그 결과 2013년 4월부터 2014년 4월까지 1년간 태양전지판을 이용한 전력생성을 위한 자세제어 주 구동기로 반작용 휠을 활용하였다. Figure 13은 반작용휠을 주구동기로 사용하면서 저궤도에서 air drag 등으로 인해 목표자세로부터 벗어난 위성의 자세제어가 잘 유지되고 있음을 보여주고 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 국내 최초 소형위성용 반작용 휠 개발 과정과 지상 성능, 환경 시험의 결과를 보였다. 또한 실제 궤도 내에서 우주 기술검증 결과와 자세제어 주 구동기로 활용된 데이터를 분석하였다. 이를 통해 임무 수명 1년 동안 기술 검증 시험을 통해 탑재체의 임무를 성공적으로 수행한 것을 확인하였다. 나로과학위성의 자세 측정 주기가 길기 때문에 정확한 구동기 성능의 분석이 미흡하지만 소형위성의 주 구동기 국산화 가능성을 확인 할 수 있었다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) 김지철, 전동익, 최일규, 김준호, 최대균, 최윤희, 장은정, 오화석, "나로과학위성 탑재용 반작용 휠 발사 모델 개발," 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2012.
- 2) 김지철, 이준식, 최윤희, 전동익, 오화석, "나로과학위성 탑재용 반작용 휠 비행 모델 개발 : 우주인증시험," 항공우주시스템공학회 춘계 학술대회, 2013.
- 3) 오승환, 신근수, 오대수, 강경인, 명로훈, "나로과학위성의 자세제어 시스템용 전자석 토크 구동기 설계 및 제작," 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 1491-1495, 2011.
- 4) 강경인, 임철우, 신현진, 이근우, 이준찬, 왕희집, 김지철, "나로과학위성의 운용 결과," 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 902-905, 2014.
- 5) K. Tahk, J. Lee, S. Lee, E. D. Kim, W. Cha, and S. Youn, "Launch environmental test results of KAISTSAT-4 QM," Journal of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 30, 124-129, 2002.
- 6) MIL-STD-810F, Environmental Test Methods and Engineering Guidelines.