

# 정상모드에서 수신된 텔레메트리를 이용한 외란에 의한 천리안위성 자세영향 분석

박영웅\*, 박봉규\*\*

## Attitude analysis induced by the disturbances on COMS using the received telemetries during normal mode

Young-Woong Park\*, Bong-Kyu Park\*\*

### Abstract

In this paper, there is analyzed the disturbances to impact on COMS attitude and the attitude error using the received telemetries in KARI ground station during normal mode of COMS. COMS was launched successfully at Kourou, French Guiana on the 26th of June, 2010. Up to now after IOT(in-orbit test), COMS is performing well the main mission to measure meteorology and ocean during about half and one year. The disturbances to impact on COMS attitude are mostly by the Sun, by the motion of payload mirror and by the spike happened during operation of earth sensor mirror and wheel. The analysis result on the other cases happened rarely during the nominal operation, is summarized.

### 초 록

본 논문에서는 천리안위성의 자세에 영향을 미치고 있는 외란과 그 영향을 KARI 지상국에 수신된 정상모드 텔레메트리를 통해 분석하였다. 천리안위성은 2010년 6월 26일에 쿠루 발사장에서 성공적으로 발사된 후 궤도상시험까지 마치고 현재까지 약 1년 6개월간 주요 임무인 기상과 해양 관측을 완벽하게 수행하고 있다. 천리안 위성 자세에 영향을 미치는 외란으로는 태양에 의한 것, 탑재체 미러 기동과 지구센서 미러 및 휠 기동에서 발생하는 스파이크에 의한 것 등이 주로 관측되었다. 이외에 운용을 하면서 발생된 특이한 자세영향을 분석한 결과를 정리하였다.

키워드 : 천리안위성(COMS), 자세(Attitude), 외란(Disturbance), 텔레메트리(Telemetry), 미러 기동(Mirror motion), 스파이크(Spike), 정상모드(Normal mode)

## 1. 서 론

2010년 6월 26일 쿠루발사장에서 아리안-5 발사체에 실려 발사된 천리안위성은 궤도상시험을 모두 마치고 모두 정상적인 상태에서 기상/해양

관측 업무를 수행하고 있다. 기상 및 해양 관측에 대한 영상을 촬영하는 것이므로 자세제어기에 의한 자세지향 및 유지 성능이 매우 중요한데, 탑재체가 요구하는 성능을 만족하기 위해서는 자세제어기에 할당된 버짓(Budget)만으로는 충분하지 않고, 영상위치결정시스템이 추가적으로 도입되어 지상장비에 의해 최종 영상품질의 요구성을 만족하도록 보정해 주고 있다.

본 논문에서는 정상모드로 동작하는 천리안위성의 자세에 영향을 주는 내부-외부의 외란에 대한 자세제어 결과를 텔레메트리를 통해 분석한 결과를 정리하였다. 내부 외란에 해당하는 것은 탑재체가 지구관측을 위해 내부에 장착된 미러를 운용하면서 발생하는 것과 위성 자세제어를 위해 항상 사용하게 되는 휠 및 지구센서에 의한 것이 있다. 휠에 의한 외란은 하드웨어적인 특성으로 발생하는 휠 스파이크와 영속도 방향전환 상황에서 발생하는 휠의 정지마찰력에 의한 불연속 토크 현상이 있고 지구센서에 의한 외란은 지구센서 내부에 장착된 미러를 기동하는 모터에서 발생하는 스파이크로 휠과 같이 하드웨어적인 특성으로 구분된다.

외부 외란에 해당하는 것은 간헐적으로 지구센서에 달이 포착되어 지구형상이 달라진 것처럼 감지됨에 따라 자세오차가 계산되는 것과 식기간 전후에 따른 태양복사압 보정 값이 달라지면서 발생하는 자세오차가 있다. 태양복사압 보정은 천리안위성에서 식기간동안 수행하지 않기 때문에 계산된 외란이 그대로 제어기에 바이어스로 반영되면서 발생하는 것으로 설계단계에서 충분한 해석을 수행하였기 때문에 성능 측면에서는 문제가 없이 운용되고 있다.

탑재체 미러 기동에 따른 외란에 대해서는 2장에서, 휠 기동에 따른 외란에 대해서는 3장에서, 지구센서에 나타난 외란에 대해서는 4장에서 천리안위성으로부터 전달된 텔레메트리를 통해 그 영향을 분석하였다.

그림에서 표기된 TM 코드에 대해 간략히 정리하면, 'SPSTPExxx'로 된 것은 자세를 의미하고 'SEGYPOxxx'로 된 것은 각속도를 의미한다. 그리고 'xxx' 자리에 ROL, YAW, PIT로 표기된 것

은 각각 롤축, 요축, 피치축을 의미한다. 특정 TM은 해당 그림이 있는 곳에 기술하였다.

## 2. 탑재체 미러 기동 영향[1]

### 2.1 기상 탑재체 (MI)

천리안위성 기상탑재체의 시야각 방향은 지구를 향하도록 정렬되어 있어서 미러의 남북기동은 롤 자세에 영향을 주고, 동서기동은 피치 자세에 영향을 준다. 그런데 영상촬영을 위한 지속적인 남북기동과 동서기동은 짧은 시간 반복적으로 운용되기 때문에 각 축 자세에 크게 영향을 주지 않지만, 촬영지역을 이동하는 기동과 탑재체 성능유지를 위한 특별 기동(후체보정, 알베도보정)에는 자세영향이 두드러지게 감지되는 것을 확인할 수 있었다. 본 절에서는 특별 기동에 관한 자세 영향만을 분석하였다.

기상탑재체 미러 기동속도는 10도/초이며, 후체보정은 매30분마다 영상을 촬영하기 전에 180도 남북기동이 수행되고, 알베도보정은 하루에 한번 90도 남북기동이 수행된다. 이러한 탑재체 미러기동에 의한 외란에 대해 천리안위성의 운용 초기 텔레메트리와 안정기에 접어든 현재의 텔레메트리를 이용한 결과를 그림 1.부터 그림 3.에서 보여주고 있다.

그림 1.에 나타난 자세 영향을 분석해보면, 미러의 후체보정(Block Body Calibration, BBCAL)은 18초 동안 남쪽으로 180도 회전되었기 때문에 위성의 자세는 반대로 (+)롤오차가 발생되었다. 그리고 바로 지구지향 위치로 돌아오는 과정에서 위성의 (+)롤오차를 제어하기 위한 (-)롤제어토크가 관성처럼 작용하면서 미러의 환원에 따른 외란에 추가적인 영향을 더하는 현상이 발생하여 (-)롤오차가 (+)롤오차에 비해 크게 나타나고 있는 것을 알 수 있다.

그런데, 알베도보정의 경우는 9초 동안 남쪽으로 90도 기동한 후 오래 정지된 상태가 되었기 때문에 자세안정화가 되어 환원하는 과정에서 자세오차가 크게 발생하지 않는 것을 볼 수 있다. 그러나, 초기 알베도기동 상태에서는 후체보정의

환원과정에 따른 제어토크 영향으로 인해 (+)를 오차가 더 크게 보여지고 있다. 요축 자세 영향은 위성의 커플링된 관성모멘트로 인해 상호영향이 나타난 결과이다.

그림 2.는 흑체보정 과정에서 나타나는 롤축 자세와 각속도 영향을 동시에 같이 보여주고 있다. 각속도 영향을 보면 미러의 흑체보정을 위한 기동과 정지 그리고 환원하는 순간과 정지 시점에서 크게 각속도 오차가 발생하는 것을 통해 제어가 잘 수행되고 있음을 알 수 있다.

그림 1.과 그림 2.는 천리안위성 운용초기 텔레메트리이므로 흑체보정 주기가 매30분이 되지 않았던 것을 볼 수 있고, 그림 3.에서는 정확히 매 15분과 45분 전에 수행되는 것을 알 수 있다. 또한, 알베도보정은 위성시간으로 오후9시에서 10시 사이에 수행하며 수행 전후에 흑체보정을 각각 수행하고 있음을 알 수 있다.

## 2.2 해양 탐재체 (GOCI)

천리안위성 해양탐재체의 시야각 방향은 기상 탐재체와 동일하게 지구를 향하도록 정렬되어 있지만 미러의 기동방식이 서로 다르다. 기상탐재체는 1D 스캔방식으로 지그재그로 계속 미러가 기동되지만 해양탐재체는 일반카메라와 비슷하게 2D 촬영방식이어서 일정지역을 촬영하고 다음 지역으로 위치를 이동한다. 이때, POM(pointing of mechanism) 장치를 이용해서 미러의 위치를 변경하게 되는데 이 장치에 의한 기동영향은 자세에 크게 영향을 주지 않고 다만 1시간에 30분씩 낮시간에 8회를 촬영하는데 촬영 전후 탐재체 앞을 닫고 있는 셔터를 열 때와 닫을 때 요축 자세에 큰 영향을 주며 이것에 대한 결과를 그림 4.와 그림 5.에서 확인할 수 있다. 해양탐재체 셔터는 지구를 지향하는 방향을 축으로 회전하기 때문에 요축 자세와 연관이 있다. (NSSCMZER OREF: 해양탐재체 셔터 on/off 상태)

그림 4. 운용초기의 텔레메트리를 이용한 결과이며 셔터가 열릴 때에 흑체보정 기동이 없어서 요 자세각 영향을 정확하게 볼 수 있지만 셔터가 닫힐 때에는 흑체보정 기동이 같이 있기 때문에

요 자세각에 흑체보정 기동으로 인한 커플링 영향(롤오차가 양의 방향으로 크게 발생된 결과)이 함께 나타날 수 있다. 그림 5.에서 알 수 있듯이 정상모드에서는 해양탐재체 셔터 동작은 항상 흑체보정 기동과 같이 발생하여 상호 영향을 최소화하기 위한 동기화 운용이 이루어진다.

셔터가 열려 있는 30분 동안 해양탐재체 촬영이 수행되는데 이때 POM이 동작하고 정해진 위치에서 POM이 일정시간 동안 정지되어 있을 때 내부에서 다른 기동이 반복적으로 수행되는데 그것은 필터휠(FWM) 장치이다. 이 2개의 장치는 그림 4.와 그림 5.를 통해 자세에 크게 영향을 주지 않고 있음을 확인할 수 있다.

## 3. 휠 기동 영향[2]

### 3.1 휠 스파이크

휠의 구조를 살펴보면 크게 두 부분으로 구분할 수 있는데, 위성체에 장착되는 지지부와 내부에 모멘텀을 담당하는 회전체가 있다. 회전체가 완벽한 회전을 할 수 있도록 지지부와 마찰을 최소화하는 기술이 휠 제작에서 가장 중요한 부분이다. 대부분의 휠은 마찰을 최소화하기 위해 윤활제를 사용하는데 장비의 운영신뢰도를 높이기 위해 휠속도에 따라 윤활제가 순환되는 시스템과 일정한 윤활제가 베어링에 직접 접촉되어 있는 시스템을 사용한다.

고정시스템은 윤활제가 베어링이 있는 내부에 항상 같이 존재하여 휠의 속도에 관계없이 윤활작용을 하는데, 이 시스템의 단점은 윤활제의 점도가 비교적 높기 때문에 저속에서의 마찰력이 순환시스템에 비해 클 수 있어서 영속도 전환에 따른 마찰력 전환 크기가 상대적으로 크다.

순환시스템은 윤활제를 외부에서 자동으로 일정한 양이나 점성을 유지하도록 제어하지 않고 내부의 휠속도에 따라 윤활제가 베어링이 있는 내부로 흘러가도록 설계된 것인데, 이와 같은 시스템의 단점으로 윤활제의 흐름이 일정하지 않을 수가 있다는 것이다. 이때, 마찰력이 달라지면서 휠 회전에 영향을 주게 되는데 이 영향을 휠 스

파이크로 분류한다. 유힬계가 일정한 점성으로 얼마나 일정하게 순환되느냐가 휠 내부에 의한 교란력을 최소화할 수 있으며 예측 가능한 시스템으로 다루어질 수 있다. 천리안위성은 이러한 순환시스템 방식의 휠을 사용하고 있기 때문에 휠스파이크 현상이 자주 발생하고 있지만, 유힬계를 포함한 베어링 시스템이 안정화되면 초기보다 좋은 성능을 보일 것으로 예상된다.

본 논문에서는 천리안위성 텔레메트리를 이용한 분석이므로 당연히 본 절에서는 순환시스템 방식에 휠의 내부 외란에 의한 자세 영향 분석 결과를 정리한 것이다.

첫 번째 경우는 2010년 8월 27일 하루 동안의 자세 및 휠 변수들의 경향을 그림 6.과 그림 7.에서 볼 수 있고, 두 번째 경우는 2011년 8월 27일에 대한 결과로 그림 8.과 그림 9.에서 볼 수 있다. 두 경우의 차이점은 1년의 시간차이 뿐이다.

첫 번째 경우에 대한 결과인 그림 6.을 보면, RDR-B의 휠속도 30~40 rad/s 근처에서 휠 스파이크가 +/- 0.006 - 0.01 Nm( $\approx$  0.004 Nm) 범위로 나타나는 것을 볼 수 있고, RDR-C의 휠속도 50~70 rad/s 근처에서 휠 스파이크가 +/- 0.008 - 0.01 Nm( $\approx$  0.002 Nm) 범위로 나타나는 것을 볼 수 있다. 물론, RDR-C의 경우는 휠 스파이크 크기가 약 2배 정도 작기 때문에 자세오차에 주는 영향이 RDR-B보다 작으므로 롤축에 대한 자세오차는 RDR-B에 의한 결과만 확대해서 그림 7.에 출력하였다.

그림 7.에서 45분(매 0.75 hour)과 15분(매 0.25 hour)에 나타나는 급격한 자세변화는 기상탑재체의 흑체보정을 위한 내부 미러의 빠른 기동에 의한 영향이다. 휠 스파이크는 흑체보정 영향 이전에 나타나고 있는 자세오차가 그 결과이다. 그림 6.의 위-오른쪽 그림은 휠 스파이크 영향이 흑체보정 영향에 포함된 결과이다.

그림 6.과 그림 8.의 하단(마찰력) 결과를 비교해보면 RDR-B에 의한 휠 마찰력 특성은 매우 좋아졌고, RDR-C의 휠 마찰력 특성은 거의 변화가 없는 것을 알 수 있다. 따라서, 휠 스파이크는 운용 초기와 다르게 RDR-C의 영향에 의한 결과만을 확대해서 그림 9.에 정리하였다. 두드러진

영향은 2시경과 20.6시경에 보이고 있지만 그 크기는 1년 전에 비해 매우 감소된 것을 알 수 있다. 이것은 휠의 마찰력 특성이 좋아진 것으로 분석되며 향후 임무말기에서의 휠 마찰력 특성도 분석할 필요가 있다. 휠 마찰력 특성은 초기적 특성과 말기적 특성이 조금 다른데, 초기적 특성은 유힬계 및 베어링의 안정성을 확보하는 측면이 필요한 것이고 말기적 특성은 기구적 마모 및 성능 감소 등에 큰 원인이 생긴다. 본 논문에서는 RDR-B의 안정성이 좋아진 관점을 보였다.

### 3.2 휠 영속도 정지마찰력 전환

천리안위성에 탑재된 휠은 모멘텀휠로서 회전 방향이 양방향 모두 가능한 구조를 갖고 있다. 즉, 자세제어를 수행하면서 모멘텀 방향이 바뀌게 되면 휠속도가 영속도를 지나게 되는 것이다. 이때, 모멘텀휠이 반작용휠에 비해 제작하기 어려운 특징은 바로 휠의 영속도에서 방향이 바뀌면서 정적마찰력의 부호가 변경된다는 것이다. 이로 인해 영속도에서 휠 스파이크보다 큰 토크가 급격하게 발생하는 영향이 위성 자세에 반영되게 되는 것이다. 그러므로 정적마찰력을 최소화하는 것이 모멘텀휠의 중요사항이 될 수 있다. 특히, 관측위성의 경우 이 사항이 매우 중요하게 된다.

그러나, 정적마찰력을 완전히 제거할 수 없기 때문에 천리안위성에서는 탑재소프트웨어의 휠마찰력 추정 알고리즘에 영속도에서의 급격한 정적마찰력 변화 예측시간을 매우 짧게 하기 위해 휠속도 방향이 바뀔 것을 미리 예측하여 적용하는 알고리즘으로 변경하였다. 즉, 추정 알고리즘에 의해 변화된 휠마찰력을 추정하도록 하지 않고 예측된 시점에 추정 휠마찰력을 변경시켜 추정수렴시간을 최소화하여 보상토크 발생을 줄였다. 천리안위성은 10Hz 이산시스템으로 추정 알고리즘이 동작하므로 실제 휠마찰력 부호 변경시점에 대한 시간적 오차를 0.3초로 고려하더라도 그 시간동안에 누적되는 휠모멘텀 오차가 크지 않기 때문에 자세오차는 발생하지 않게 된다.

앞 절에서 정리한 그림 6.에서 그림 9.를 통해

서 휠의 영속도 정지마찰력 전환에 따른 자세영향이 거의 보이지 않고 있음을 알 수 있다. 그러나, 이러한 보상 알고리즘은 정확한 이론을 근거로 개발된 것이 아니고 추정된 값을 기초로 하여 강제 변환이 적절하게 수행될 수 있도록 변수를 튜닝하였기 때문에 추정된 값의 오차에 따라 튜닝 변수에 의한 자세오차 감소 영향이 불규칙적으로 나타나기도 하였다. 그러나, 자주는 발생하지 않았고 1-2회/월 정도로 분석되었다.

그림 10.은 2010년 12월에 있었던 예를 보여준다. 그림 10.에서 6.25시간의 자세 영향은 기상탑재체 흑체보정에 의한 것인데 이 값보다 휠의 영속도 전환에 따른 자세 영향이 크게 나타난 것을 볼 수 있다. 즉, 설계된 튜닝 변수에 의해 평상시 영속도 전환에 대해서도 자세가 잘 제어되지만 가끔 그림 10.과 같은 자세 오차가 발생할 수도 있기 때문에 천리안위성에서는 탑재체 영상촬영의 품질을 높이기 위해 재촬영 기능을 구현하여 영상품질이 저하되는 것을 방지하였다.

## 4. 지구센서 영향

### 4.1 지구센서 미리 스파이크

천리안위성은 지구센서와 자이로에서 감지된 값을 이용해서 롤과 피치 자세를 결정하여 제어를 수행하고 있는데, 지구센서의 360도 미리 회전에 따라 지구의 대기권 경계를 8Hz로 감지하여 롤과 피치 자세를 획득하는 구조를 갖고 있다. 이때, 지구센서 미러는 회전 모터에 의해 동작하며 앞에서 설명한 휠 스파이크와 같이 지구센서 모터의 스파이크가 종종 발생한다. 그러나, 대부분의 경우는 그 값이 크지 않아 자세 오차에 큰 영향을 주지 않지만 간혹 제법 큰 자세 오차가 발생하는 경우도 있다. 그림 11.과 그림 12.가 그 중 한 예이다. (SAESOESFR, SAESOESFP: 지구센서 자체에서 측정된 롤/피치 오차)

그림 11.에서 15분과 45분 경에 있는 자세 변화는 기상탑재체 흑체보정에 의한 것이고, 12분과 30분 경에 있는 자세 변화는 휠 스파이크에 의한 결과이며, 피치 자세에 나타나고 있는 빠른

변동은 태양전지판 구동모터에 의한 영향이다.

그림 12.에서는 지구센서 미러각에 큰 변동이 있어도 자세제어계 필터를 통해 그 영향을 크게 감소되는 것을 확인할 수 있다. 지구센서에서는 미러각에 따라 롤과 피치 자세각을 측정하여 탑재컴퓨터에 제공하고 자세결정 알고리즘의 필터를 통해 제어를 위한 최종 자세오차를 산출하도록 되어 있다.

### 4.2 달 간섭에 의한 자세 영향

지구센서는 적외선센서로 우주공간의 저온상태와 지구의 대기권 경계의 열원을 감지하여 자세를 획득하는데, 지구센서에 다른 열원이 감지될 경우 자세오차가 발생하게 된다. 때문에 가장 중요한 열원인 태양과 달에 대해서는 내부로직에서 차단하도록 설계되는데, 천리안위성에서는 달의 경로에 대해 지상에서 예측하여 탑재컴퓨터에 차단 테이블을 제공하고 있다.

이 과정에서 모든 달의 경로를 차단 테이블로 제공하지 않고 감지강도를 50%로 설정하여 그보다 적은 경우에는 테이블에 명시하지 않았다. 그러나, 예측된 것과 다르게 지구센서에 차단되지 않은 달의 경로로 인해 자세오차가 크게 발생한 경우가 있었다. 그 결과를 그림 13.과 그림 14.에서 볼 수 있다.

그림 13.과 그림 14.에서 알 수 있듯이 이틀 동안 달이 지구센서 감지영역에 있었고 감지될 정도의 감도를 갖고 있었다. 하루 동안 2회가 감지된 것은 지구의 반대편에 위치(지구지름 17.2도)한 것이며 그 값은 위성이 이동한 시간 약 1시간 10분의 간격을 갖고 있는 것으로부터 알 수 있다. 또한, 첫 번째와 두 번째의 롤과 피치 오차 경향이 다른 것으로 보아서 지구센서의 남북 감지위치가 다른 곳이라고 판단할 수 있고, 23일과 24일에서 오차 크기가 다른 것으로 보아서 달이 지구와 떨어진 위치가 약간 다르기 때문에 상대적인 자세오차 크기가 다르게 결정된 것으로 판단된다.

### 4.3 태양복사압 변환에 따른 자세 영향[3]

천리안위성의 태양전지판은 남북으로 배치되는 전형적인 형상이 아니고 남쪽으로만 2장의 패널이 일렬로 장착된 비대칭 형태이다. 따라서, 태양복사압에 의한 모멘텀 변화량이 클 뿐 아니라 식기간 전후로 태양전지판의 구조적 휨 변화에 따른 자세변화가 두드러지게 발생하는 특징을 갖고 있다. 구조적 휨에는 태양전지판에 태양복사압에 의한 토크가 가해짐과 동시에 위성은 지구에 대해 일정한 자세를 지속적으로 유지해야 하므로 휨에 의한 토크가 균형을 이루면서 유연체인 태양전지판이 휘는 현상이 있고 태양에너지에 의한 열적 변형이 존재한다.

본 절에서는 지구센서로부터 발생하는 외란을 분석하는 것이 아니고, 식기간 전후로 발생하는 태양복사압에 의한 자세영향이 지구센서에 감지된 결과를 분석하였다. 천리안위성은 태양복사압에 의한 외란을 추정해서 휨에 해당 토크를 보상하도록 되어 있는데 자세제어계 식기간으로 정의된 기간동안에는 추정을 하지 않고 이전 값을 그대로 사용하며 제어를 별도로 수행하지 않는다. 따라서, 실제 식기간에서는 태양복사압이 태양전지판에 작용하지 않기 때문에 보상토크에 의한 자세변화가 발생하게 된다.

식기간 밖에서는 태양복사압과 보상토크가 균형을 이루고 있고, 식기간 안에서는 지구센서 오차에 의해 발생한 제어토크가 보상토크와 균형을 이루게 된다. 따라서, 균형이 잠시 깨지게 되는 식기간 진입과 진출 단계에서 자세변화가 발생하게 된다.

그림 15.와 그림 16.에 앞에서 설명한 자세변화가 지구센서를 통해 명백하게 감지되는 것을 확인할 수 있다. 그림 15.에서는 정확하게 롤축 오차만이 발생하는 것을 볼 수 있으며, 3월 20일을 기준으로 휠오프로딩 시간이 변경되어 그림 16.과 다르게 15시 20분 경에 자세변화가 크게 나타난 것을 볼 수 있다.[4]

그림 16.에서는 날짜에 따른 실제 식기간 시간의 변화를 보여주고 있는데, 식기간 발생 초기단계가 중심단계(식기간이 가장 긴 날 - 예로 2011.

3. 21)보다 식기간 시간 변화가 빠르게 진행되는 것도 볼 수 있다.

그림 15.와 그림 16.에서 한 가지 더 분석할 수 있는 것은 식기간을 벗어나는 순간에 나타나는 자세변화인데, 이것은 태양에 의한 열환경이 식기간을 벗어나는 경우가 더 열악하다는 것을 보여준다.

그림 17.은 2011년도 봄철에 발생한 식기간 전체에 대한 시간을 예측한 시뮬레이션 결과이며 앞의 결과에 비교했을 때 모두 일치하는 것을 알 수 있다. 그림 17.에서 Umbra 또는 Penumbra의 in/out 사이가 앞의 그림의 결과와 비교될 수 있다. 'AOCS\_Eclipse'는 실제 식기간이 발생되기 전후에 적절한 마진(25분)을 설정하여 자세제어계 알고리즘에서 사용되는 식기간을 의미한다.

## 5. 결 론

본 논문에서는 천리안위성에서 발생하는 자세 외란들을 소개하고 그것으로부터 자세에 미치는 영향을 실제 텔레메트리를 통해 분석한 결과를 정리하였다.

초기 설계단계에서 예측하여 자세제어계를 개발한 결과를 최종적으로 확인할 수 있는 중요한 과정이라고 판단한다.

태양을 포함하여 달이 지구센서에 포착되는 것을 방지하도록 탑재컴퓨터에 알고리즘을 구현하였지만 천리안위성의 경우 달에 의한 감지강도를 50%로 설정하여 운용하고 있는데 본 논문에서 소개한 것과 같이 실제 달빛이 강도가 예상치보다 높게 나오는 경우 지구센서에 달이 포착되는 현상이 발생하게 된다. 이러한 현상은 향후 감지강도를 보다 낮게 설정하여 운용하면 해결될 수 있을 것으로 판단된다.

식기간 동안에 태양복사압 보정을 수행하지 않는 천리안위성 운용방식과 다르게 향후 후속 정지궤도위성에서는 별추적기를 탑재하여 항상 자세제어를 수행하도록 설계할 것이다.

## 참고문헌

1. Y.W. Park, K.J. Park, S.C. Lee, K.H. Yang, "Attitude Disturbance Analysis Induced by COMS MI/GOCI Dual Payload Operation," International Symposium on Remote Sensing, Ramada Plaza Jeju, 2010.
2. 박영웅, 김대관, 이상철, 박봉규, 박근주, 용기력, "천리안위성의 텔레메트리를 이용한 월 내부외란에 의한 자세영향 분석," 한국항공우주학회 추계학술대회, 코오롱호텔 경주, 2011, pp.1062-1066.
3. 박영웅, 박봉규, 박근주, 김대관, 이훈희, 이상철, 양근호, "천리안위성의 자세제어계 식기간 설정 및 텔레메트리를 통한 분석," 한국항공우주학회 추계학술대회, 라마다플라자 제주, 2010, pp.870-873.
4. 박영웅, 양근호, "통신해양기상위성의 월오프로딩 지상국 소프트웨어 검증시험," 항공우주기술지, 제9권 제2호, 2010, pp.51-56.

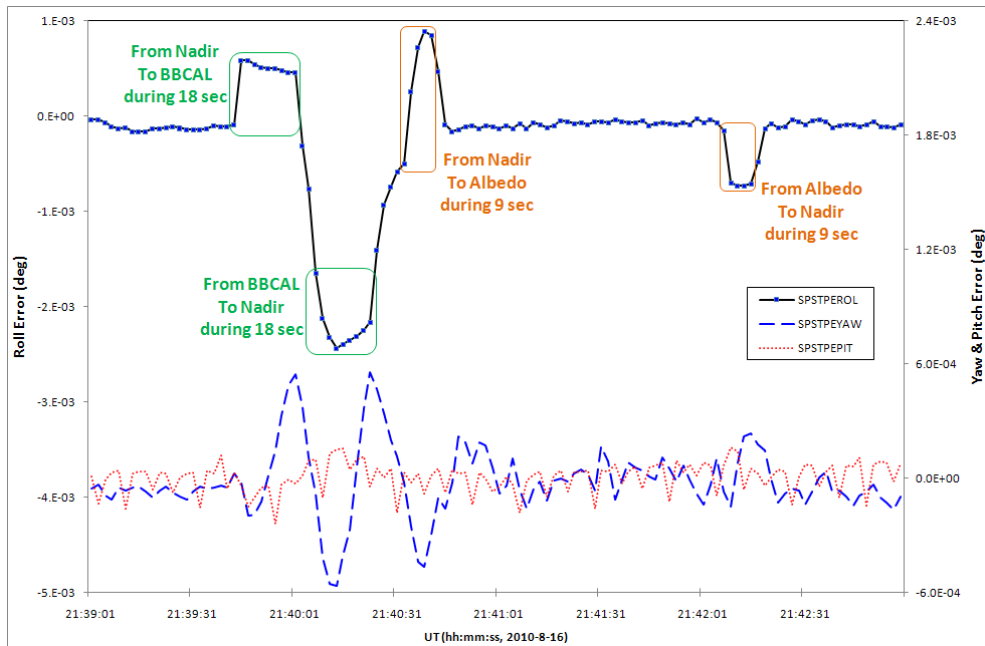


그림 1. 흑체보정과 알베도보정에 의한 자세 영향 결과 (2010. 8. 16)

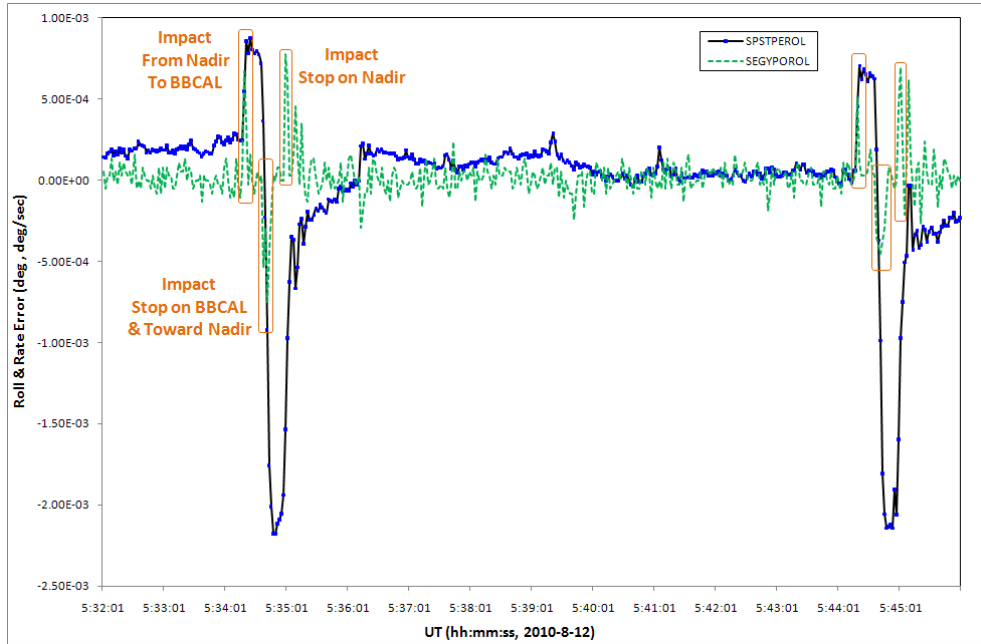


그림 2. 흑체보정에 의한 자세 각속도 영향 결과 (2010. 8. 12)

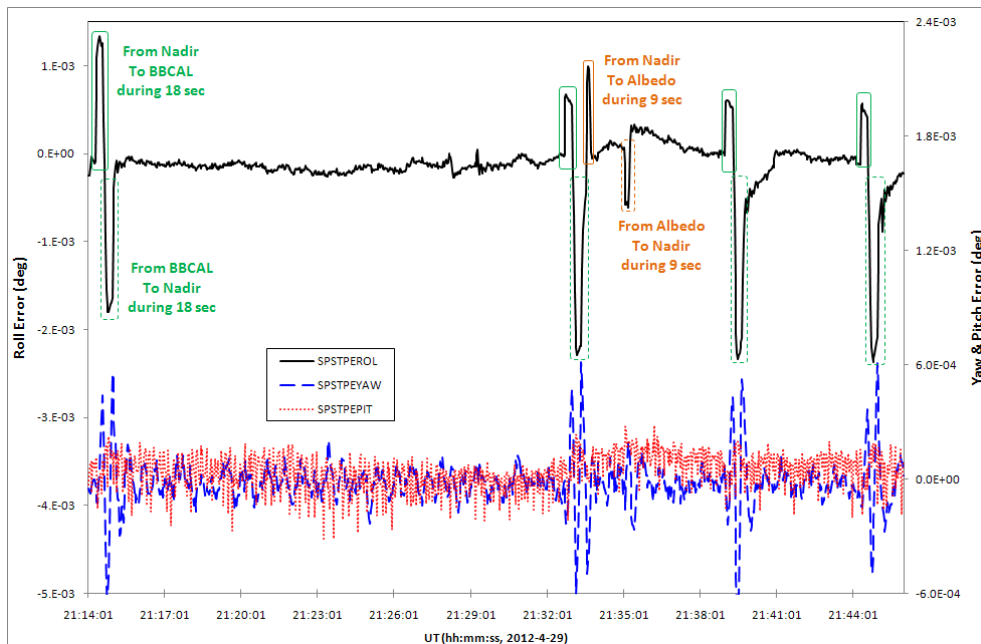


그림 3. 흑체보정과 알베도보정에 의한 자세 영향 결과 (2012. 4. 29)



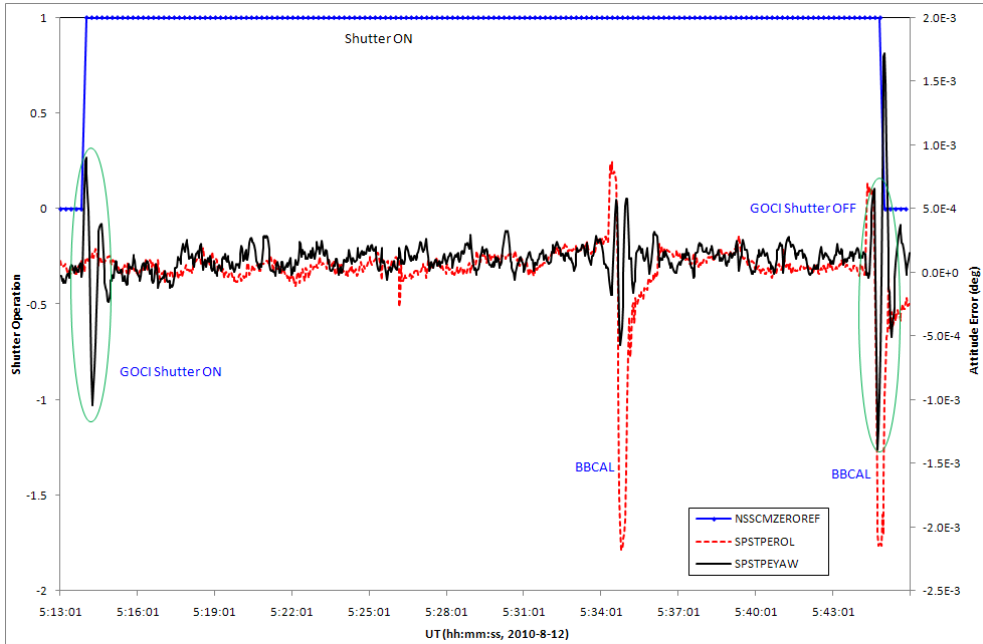


그림 4. 해양탐재체 셔터기동에 의한 자세 영향 결과 (2010. 8. 12)

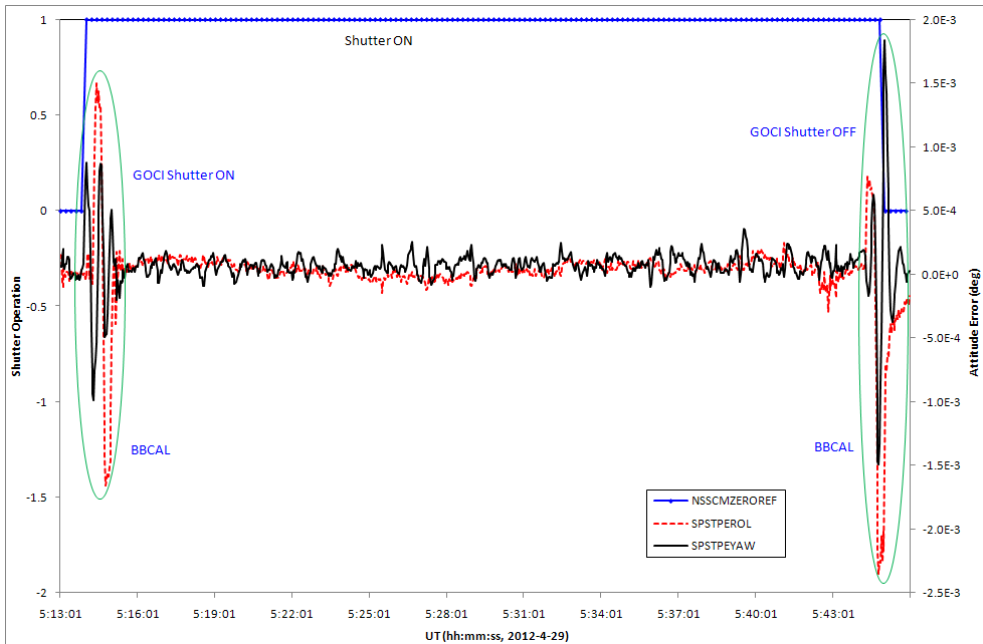


그림 5. 해양탐재체 셔터기동에 의한 자세 영향 결과 (2012. 4. 29)

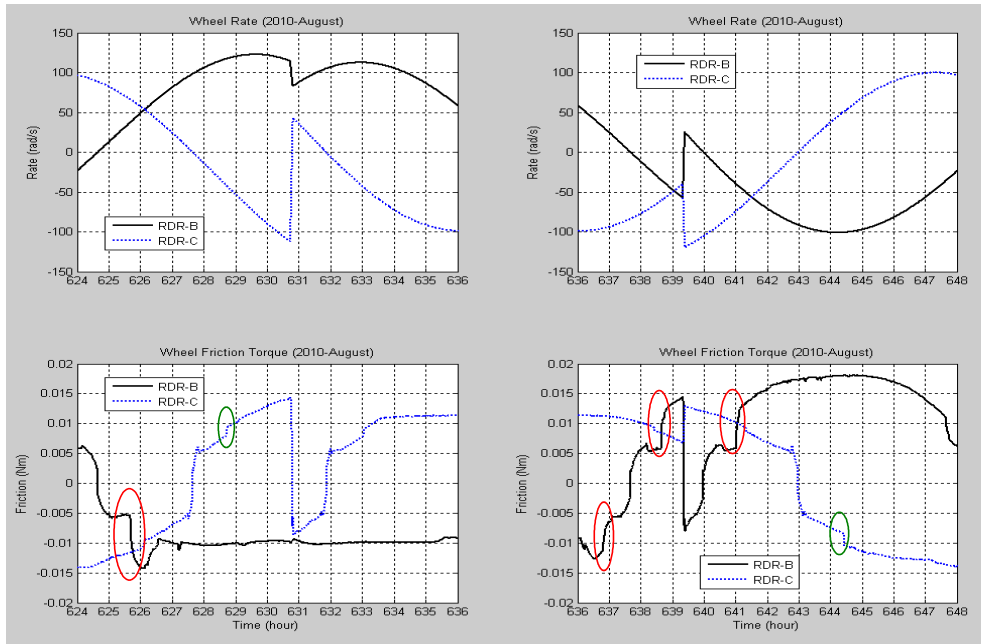


그림 6. 휠속도와 휠 마찰력 결과 (2010. 8. 27, 624 hour = 27일 0시 in 8월)

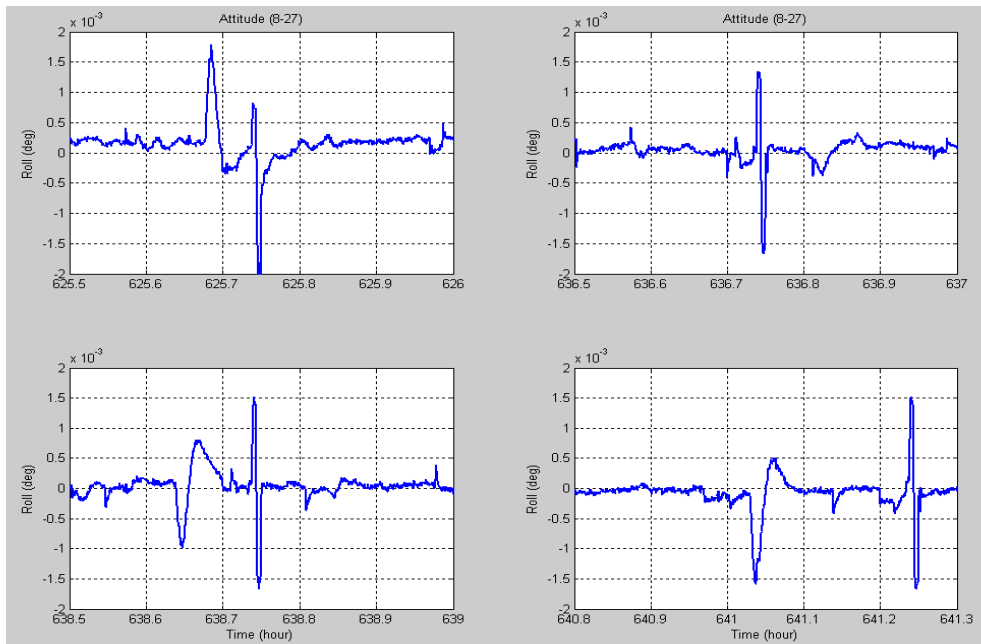


그림 7. RDR-B 스파이크에 의한 롤 자세 영향 (2010. 8. 27, 624 hour = 27일 0시 in 8월)

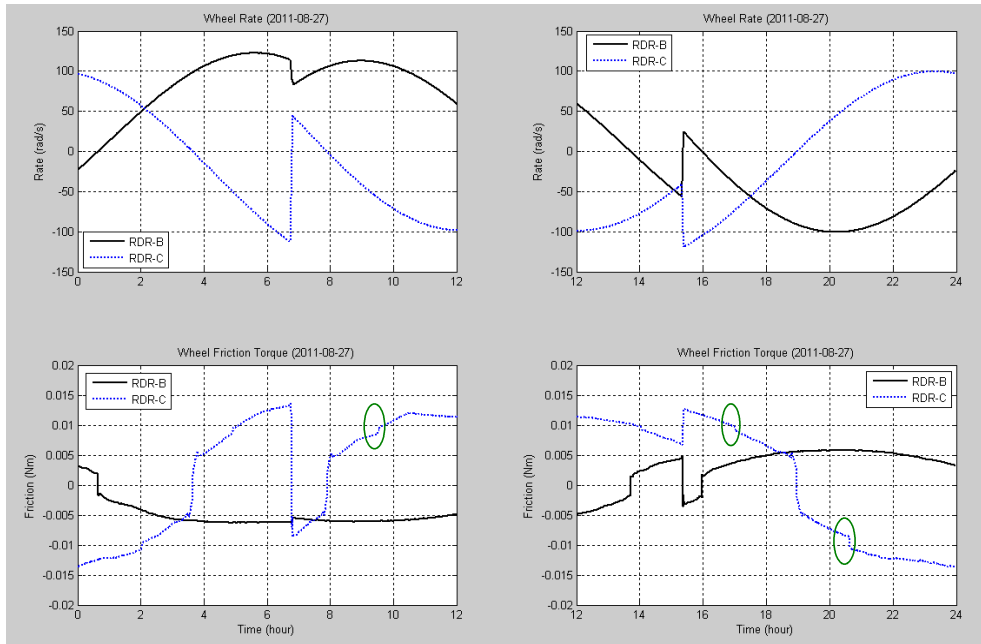


그림 8. 휠 속도와 휠 마찰력 결과 (2011. 8. 27)

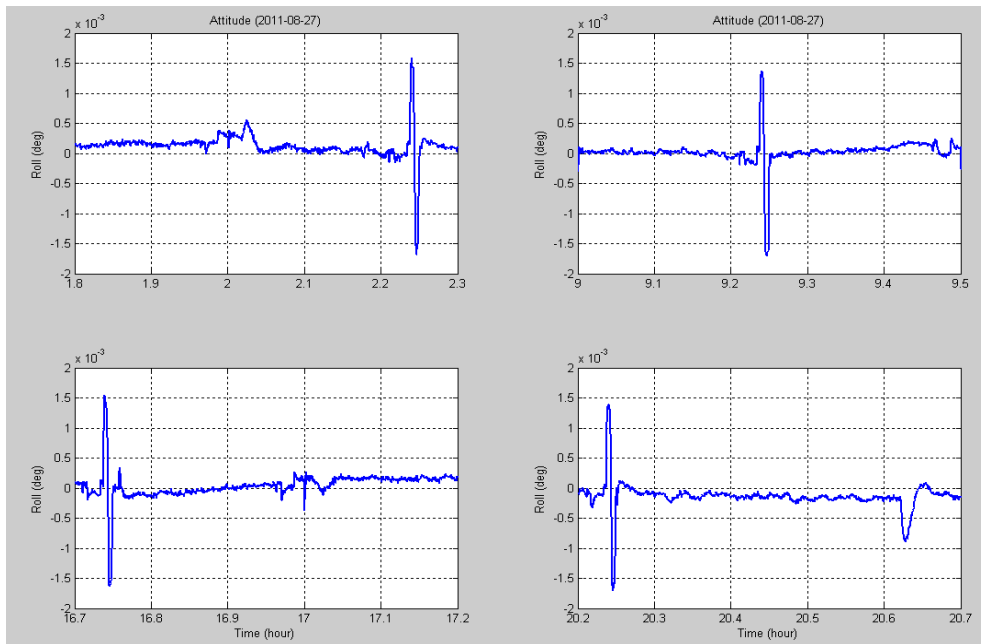


그림 9. RDR-C 스파이크에 의한 롤 자세 영향 (2011. 8. 27)

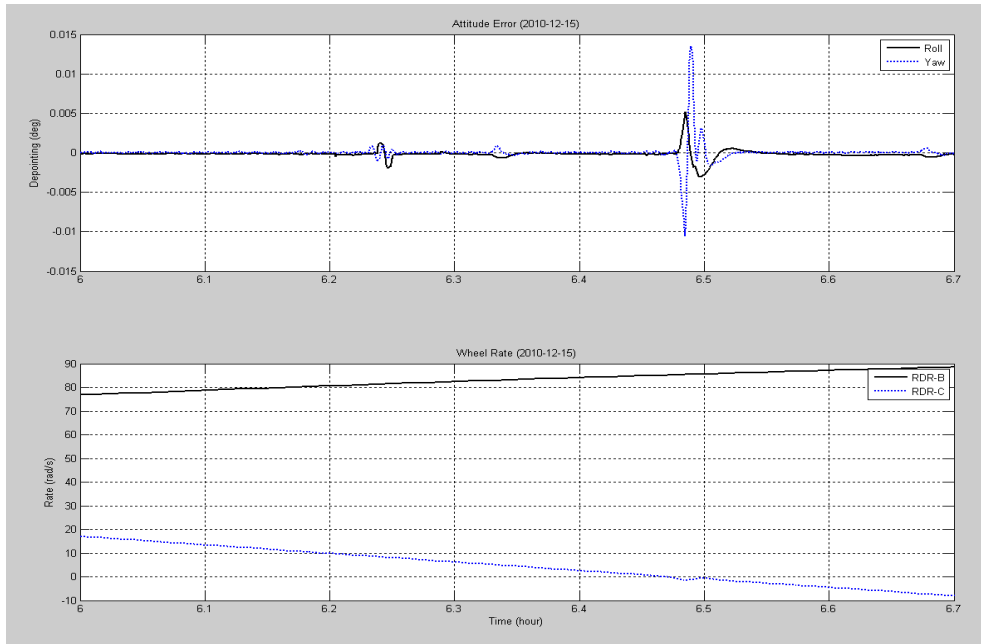


그림 10. RDR-C 영속도 전환에 따른 자세 영향 (2010. 12. 15)

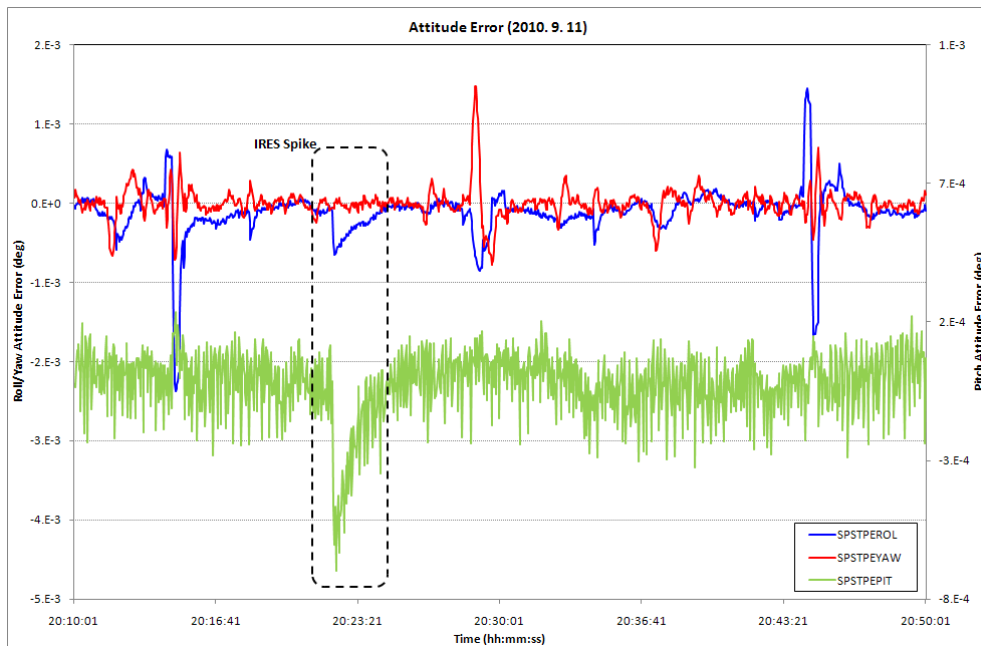


그림 11. 지구센서 미러 스파이크에 따른 자세 영향 (2010. 9. 11)

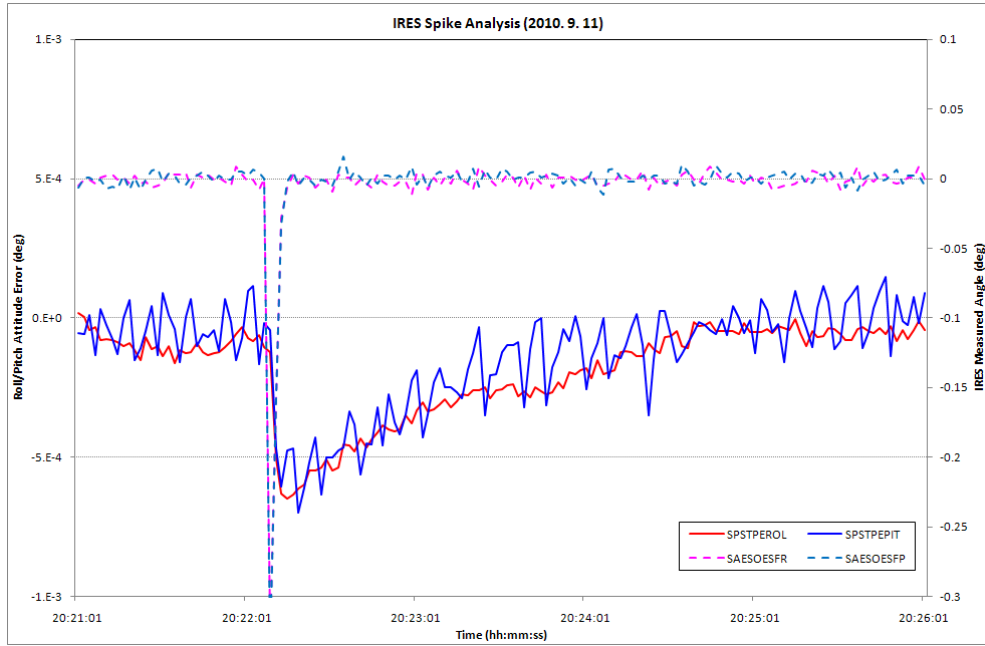


그림 12. 지구센서 측정값 vs. 자세결정 결과 (2010. 9. 11)

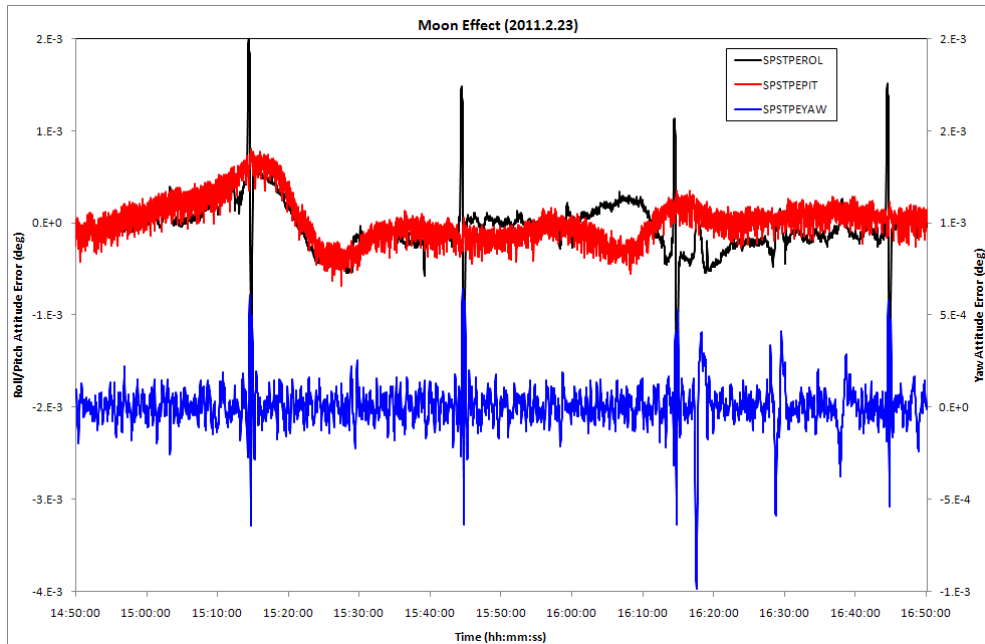


그림 13. 달 감지에 따른 자세 영향 (2011. 2. 23)

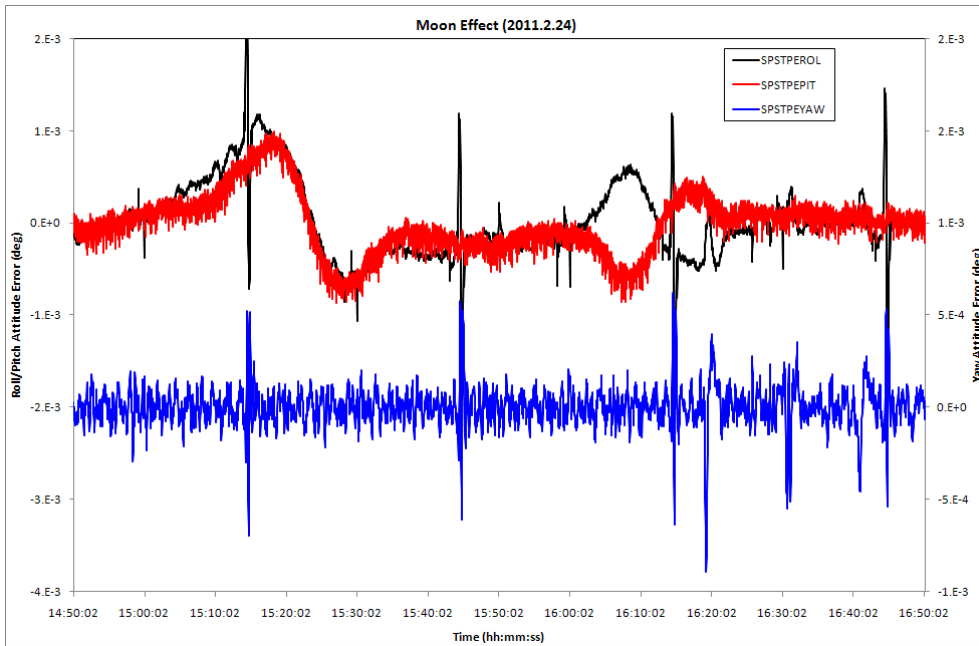


그림 14. 달 감지에 따른 자세 영향 (2011. 2. 24)

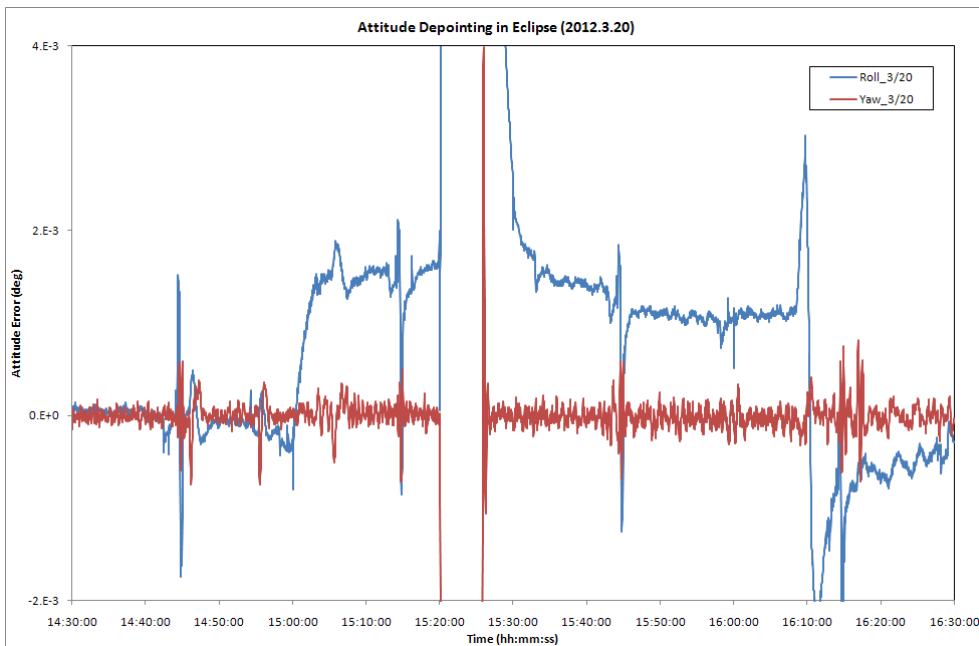


그림 15. 식기간의 자세 영향 (2012. 3. 20)

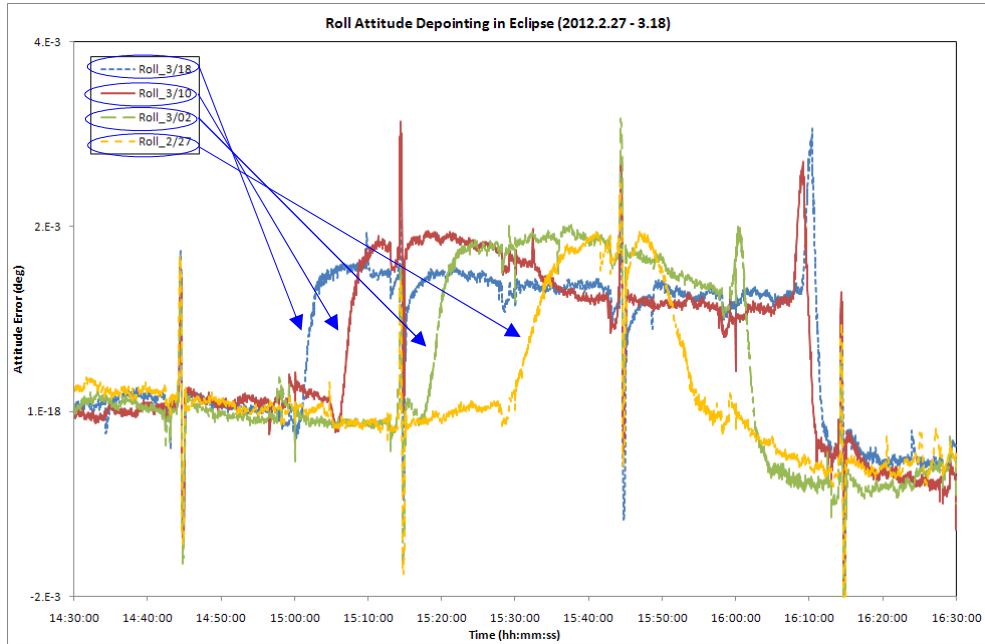


그림 16. 식기간 변화 (2012. 2. 27 ~ 3. 18)

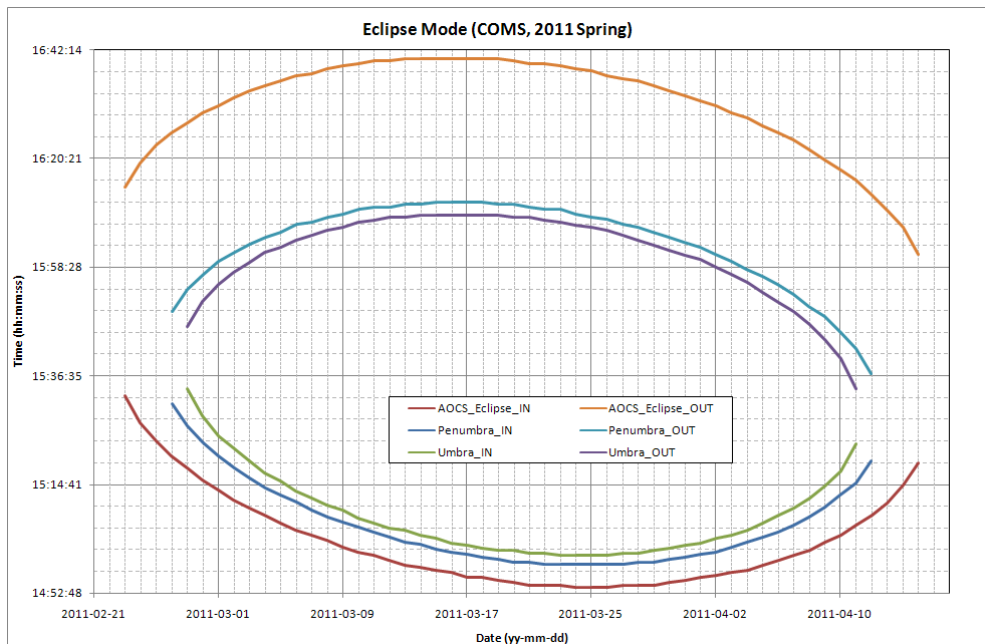


그림 17. 식기간 모드 설정 (2011. 봄철)