

천리안위성 관성모멘트의 궤도상 측정 시험 분석

박근주*, 박영웅**, 최홍택***

Analysis of COMS In-Orbit Test for Moment of Inertia Measurement

Keun Joo Park*, Young Woong Park**, and Hong Taek Choi***

Abstract

In the attitude and orbit control subsystem design, the moment of inertia of the satellite is the major contributor to be considered. Satellites equipped with large solar arrays need to measure the moment of inertia accurately to avoid the interference of the thruster actuation period with its flexible mode. In this paper, the in-orbit tests of COMS to measure the moment of inertia are described. Then, the differences between the measured through in-orbit test and the predicted are compared. Finally, it is verified that the differences are below uncertainty bounds considered in the critical design of COMS attitude and orbit control subsystem.

초 록

추력기 기반 자세제어계 제어기 설계에서 인공위성의 관성모멘트는 중요한 설계 요소이다. 설계 과정에서 불확실성을 고려하기는 하지만 큰 규모의 태양전지판과 같은 유연 구조물을 가지는 정지궤도 위성의 경우 추력기의 작동 제어주기와 유연모드의 간섭을 피하기 위해 정확한 관성모멘트의 측정이 요구된다. 천리안 위성의 경우 전이궤도에서 임무궤도로 전환하기 전에 관성모멘트의 측정이 수행되었는데, 본 논문에서는 천리안위성의 관성모멘트 측정 방법을 유추해서 기술하고, 실제 궤도상 시험에서 측정된 관성모멘트 값과 비교하였다. 이를 통해, 자세제어계 상세 설계 단계에서 고려된 불확실성 범위 내에 관성모멘트 값이 유지되었음을 확인하여 설계의 적합성을 검증하였다.

키워드 : 천리안위성 (COMS, Communication Ocean and Meteorological Satellite), 궤도상 시험 (IOT, In-Orbit Test), 관성모멘트 (Moment of Inertia), 자세제어계 (AOCS, Attitude and Orbit Control Subsystem), 광학자이로(FOG, Fiber Optical Gyroscope)

접수일(2011년 1월 8일), 수정일(1차 : 2011년 4월 8일, 2차 : 2011년 6월 18일, 게재 확정일 : 2011년 11월 1일)

* 위성제어팀/kjp@kari.re.kr ** 위성제어팀/ywpark@kari.re.kr *** 위성제어팀/hongtaek@kari.re.kr

1. 서 론

천리안 위성이 5년간의 설계 및 조립통합시험을 거쳐 2010-06-26 21:41:07 UTC에 프랑스령 기아나 쿠루 발사장에서 Ariane 5 ECA 발사체에 실려 성공적으로 우주로 쏘아 올려졌다. 발사체는 천리안 위성을 전이궤도에 올려주는데, 이후 천리안위성은 세 차례의 원지점 점화기동을 수행하여 임무궤도에 진입하고, 정상모드로 전환되었다. 정상모드에 진입 후 수행하는 위성본체의 궤도상 시험 중에는 관성모멘트의 불확실성을 확인하기 위한 관성모멘트 측정 시험이 포함되어 있다. 이 시험을 통해 측정된 관성모멘트 값이 자세제어계 상세 설계에 고려된 불확실성 범위를 벗어나는 경우 추력기 기반 제어기의 제어 주기를 변경해야 된다.

본 논문에서는, 먼저 관성모멘트 측정 궤도상 시험 방법에 대해서 자세히 기술하고, 천리안 위성 텔레메트리 자료를 이용한 측정 결과를 제시한다. 마지막으로 천리안 위성 동체좌표계 각 축의 관성모멘트에 대해서 발사 직전 측정을 통해 최종 예측된 값과 실제 궤도상시험에서 결정된 값을 비교한 결과를 보여준다.

2. 관성모멘트 측정 궤도상시험

천리안위성이 정상모드에 진입하면서 임무모드로 전환되기 전 위성본체에 대한 궤도상시험의 일부로서 동체좌표계 각 축에 대한 관성모멘트 측정이 수행되었다[1,2]. 표 1은 각 축에 대한 관성모멘트 측정 시험 수행 시간을 보여준다.

표 1. AOCS IOT Time Line
for Moment of Inertia Measurement

Test	Begin(UTC)	End(UTC)
I_{xx} 측정	05/07/2010 10h08	05/07/2010 10h20
I_{yy} 측정	05/07/2010 11h52	05/07/2010 12h02
I_{zz} 측정	02/07/2010 05h21	02/07/2010 05h39

관성모멘트의 측정은 크게 두 가지 방법으로 나뉘어서 수행하는데, 휠 기반 제어기를 사용하는 비행모드에서 수행하는 방법은 휠에서 계산된 각 운동량의 변화와 광학자이로로 측정된 각속도의 관계를 이용하고 추력기 기반 제어기를 사용하는 비행모드에서 수행하는 방법은 광학자이로로 측정된 각속도의 변화와 추력기 작동으로 인한 반작용 토크 변화의 상관관계를 이용한다. 물과 피치축에 대해서는 휠 기반 제어기를 사용하는 비행모드에서 수행되었고, 요축에 대해서는 최종 지구획득 단계인 추력기 기반 제어기를 사용하는 비행모드에서 수행되었다. 동체좌표계 각 축에 대한 관성모멘트 측정 방법과 결과는 다음 부절에서 상세히 기술한다.

2.1 I_{xx} 측정

롤축 관성모멘트를 측정하기 위해 휠 기반 제어기에서 롤 편향명령 1 deg를 인가한 후, 일정한 각속도로 회전을 시키는 데 이때의 각 운동량 변화와 광학자이로 측정값의 관계 식 (1)을 이용하여 최소자승법에 의해 관성모멘트 I_{xx} 를 결정한다[3].

$$I_{xx} \omega_x^i = H_x^i \quad i=1, \dots, n \quad (1)$$

여기서, ω_x^i 는 광학자이로 FOG X로 측정된 롤 각속도, H_x^i 는 비행소프트웨어에서 계산된 동체좌표계에 대해서 표현된 롤축 각운동량, 그리고 n 은 텔레메트리로 획득된 데이터의 수를 나타낸다.

그러므로 관성모멘트 I_{xx} 는 식 (2)와 같이 구할 수 있다.

$$I_{xx} = \mathbf{H}_x \mathbf{\Omega}_x^T (\mathbf{\Omega}_x \mathbf{\Omega}_x^T)^{-1} \quad (2)$$

여기서,

$$\mathbf{H}_x = \begin{bmatrix} H_x^1 \\ \vdots \\ H_x^n \end{bmatrix} \quad \text{그리고} \quad \mathbf{\Omega}_x = \begin{bmatrix} \omega_x^1 \\ \vdots \\ \omega_x^n \end{bmatrix} .$$

롤축 관성모멘트를 측정하는 궤도상 시험 동안에 획득된 롤축 각운동량과 롤 각속도는 그림 1

및 그림 2와 같다.

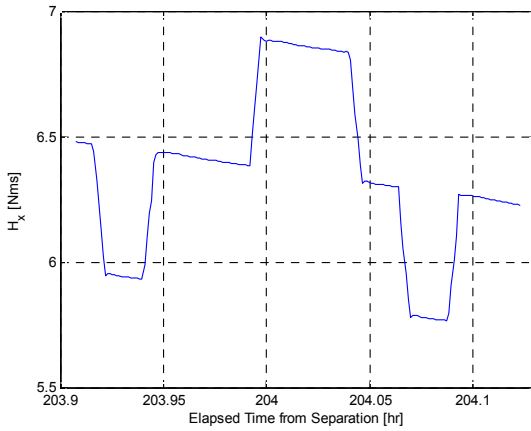


그림 1. Roll Angular Momentum during I_{xx} Measurement

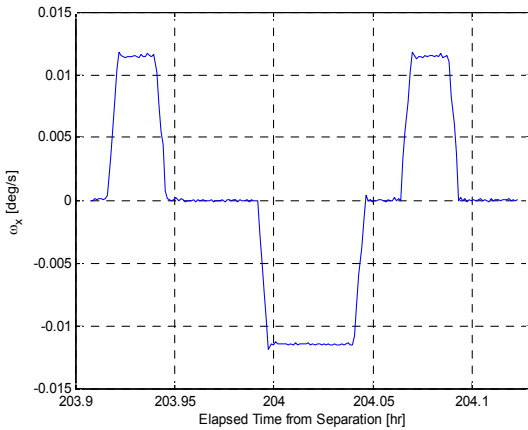


그림 2. Measured Roll Rate during I_{xx} Measurement

한편, 그림 1에서 보는 바와 같이 롤축 각운동량은 태양복사압에 의한 영향을 보상해주고 있기 때문에 관성모멘트 측정기간 동안의 해당 변화율을 미리 보상해주면 식 (2)는 식 (3)과 같이 쓸 수 있다.

$$I_{xx} = \tilde{\mathbf{H}}_x \boldsymbol{\Omega}_x^T (\boldsymbol{\Omega}_x \boldsymbol{\Omega}_x^T)^{-1} \quad (3)$$

여기서

$$\tilde{\mathbf{H}}_x = \begin{bmatrix} \Delta H_x^1 \\ \vdots \\ \Delta H_x^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ H_x^n - H_x^1 \end{bmatrix} - \frac{H_x^n - H_x^1}{t_n - t_1} \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ t_n - t_1 \end{bmatrix},$$

그리고 t_i 는 측정 시각을 나타낸다.

이렇게 보상된 각 운동량과 각속도를 함께 표현하면 그림 3과 같다.

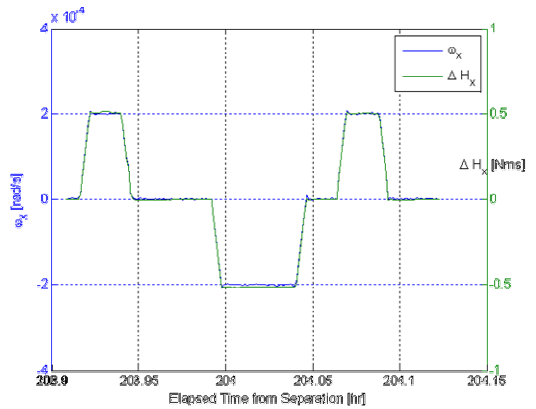


그림 3. Compensated Roll Angular Momentum and Roll Rate Measurement

해당 데이터를 이용한 최소자승법으로 결정된 롤축 관성모멘트와 상세설계과정에서 고려된 예측 값과의 비교는 표 2와 같다.

표 2. Relative Differences from COMS I_{xx} Measurement Resources

Resource	$I_{xx}[\text{kg m}^2]$	Difference
Current Estimation	2534	-
ASTRIUM Result	2585	-2.0%
Latest Mass Property	2574	-1.6%

천리안위성 상세설계에서 고려된 롤축 관성모멘트는 최소 2048 kg m^2 , 최대 2957 kg m^2 이기 때문에 궤도상에서 측정된 값은 평균값에서 최대 2~3%의 수준의 값 차이를 보여서 자세제어기 설계가 적절히 되었음을 확인할 수 있다. 한편,

ASTRIUM 계산 값과의 차이는 계산에 이용한 데이터의 가공에 의한 것으로 보이며 허용 가능한 범위의 차이를 보이고 있다.

2.2 I_{yy} 측정

피치축 관성모멘트를 측정하기 위해 휠 기반 제어기에서 피치 편향명령 5 deg를 인가한 후, 일정한 각속도로 회전을 시키는 데 이때의 각운동량 변화와 광학자이로 FOG Y 측정값 사이의 관계 식 (4)를 이용하여 관성모멘트 I_{yy} 를 결정한다[3].

$$I_{yy}\omega_y^i = H_y^i \quad i=1, \dots, n \quad (4)$$

여기서, ω_y^i 는 광학자이로 FOG Y로 측정한 피치 각속도, H_y^i 는 비행소프트웨어에서 계산된 동체좌표계에 대한 피치축의 각운동량, 그리고 n 은 획득된 텔레메트리 데이터의 수를 나타낸다. 그러므로 관성모멘트 I_{yy} 는 식 (5)와 같이 구할 수 있다.

$$I_{yy} = \tilde{\mathbf{H}}_y \mathbf{\Omega}_y^T (\mathbf{\Omega}_y \mathbf{\Omega}_y^T)^{-1} \quad (5)$$

여기서

$$\tilde{\mathbf{H}}_y = \begin{bmatrix} \Delta H_y^1 \\ \vdots \\ \Delta H_y^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ H_y^n - H_y^1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{\Omega}_y = \begin{bmatrix} \omega_y^1 - \omega_E \\ \vdots \\ \omega_y^n - \omega_E \end{bmatrix},$$

그리고 ω_E 는 지구 자전 각속도를 나타낸다.

피치축 관성모멘트를 측정하는 궤도상시험 동안에 획득된 피치축 각운동량과 피치 각속도는 각각 그림 4 및 그림 5와 같다.

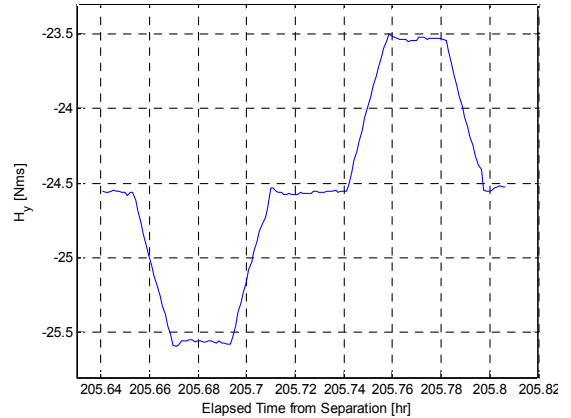


그림 4. Pitch Angular Momentum during I_{yy} Measurement

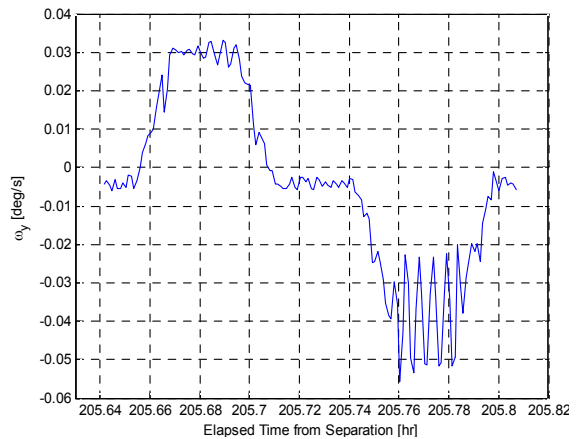


그림 5. Measured Pitch Rate during I_{yy} Measurement

한편, 그림 5에서 보는 바와 같이 피치편향자세에서 회복할 때의 각속도 측정값에 탑재체 구동으로 인한 효과가 포함이 되어 있어서 관성모멘트를 추정할 때 영향을 끼치게 된다. 따라서, 그림 6과 같이 두 부분으로 나뉘서 최소자승법을 수행하였다.

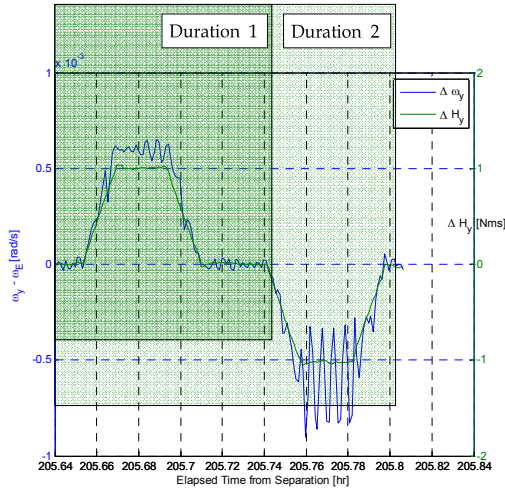


그림 6. Compensated Pitch Angular Momentum and Pitch Rate Measurement

Duration 1 데이터를 이용한 최소자승법으로 결정한 피치축 관성모멘트와 ASTRIUM 측정결과 및 최종 예측 값과의 비교는 표 3과 같다.

표 3. Relative Differences from COMS I_{yy} Measurement Resources (Duration 1)

Resource	$I_{yy}[\text{kg m}^2]$	Difference
Current Estimation	1665	-
ASTRIUM Result	1650	+0.9%
Latest Mass Property	1673	-0.5%

천리안위성 상세설계에서 고려된 피치축 관성모멘트는 최소 1255 kg m^2 , 최대 1932 kg m^2 이기 때문에 궤도상에서 측정된 값은 평균값에서 최대 4.5%의 수준의 값 차이를 보여서 자세제어기 설계가 적절히 되었음을 확인할 수 있다. 한편, ASTRIUM 계산 값과의 차이는 계산에 이용한 데이터의 가공에 의한 것으로 보이며 허용 가능한 범위의 차이를 보이고 있다. 한편, Duration 2 데이터를 이용한 최소자승법으로 결정한 피치축 관성모멘트와 ASTRIUM 결과 및 예측 값과의

비교는 표 4와 같다.

표 4. Relative Differences from COMS I_{yy} Measurement Resources (Duration 2)

Resource	$I_{yy}[\text{kg m}^2]$	Difference
Current Estimation	1609	-
ASTRIUM Result	1650	-2.5%
Latest Mass Property	1673	-3.8%

Duration 1의 데이터를 이용하는 경우에 비해 구동장치 작동에 의한 간섭 때문에 상대오차가 증가함을 확인 할 수 있다.

2.3 I_{zz} 측정

요축 관성모멘트의 측정은 위의 두 경우와 달리 추력기 기반 제어를 사용하는 비행모드인 전개형상 지구획득 단계에서 수행되었다. 이 단계는 최종지구획득 모드 중 지구획득을 위해 사용되며, 롤/요축 자세는 자세제어용 추력기 1번, 2번, 및 3번을 이용하여 제어한다. 그러므로 추력기에서 발생시키는 반작용 토크와 각속도 변화율 사이의 관계 식 (6)을 이용한 최소자승법으로 요축 관성모멘트를 결정한다[3].

$$I_{zz}\dot{\omega}_z^i = C_z^i \quad i=1, \dots, n-1 \quad (6)$$

여기서, ω_z^i 는 광학자이로 FOG Z로 측정된 요 각속도, C_z^i 는 추력기 작동시간을 이용하여 비행소프트웨어에서 계산된 동체좌표계에 대해서 표현한 반작용 토크의 크기, 그리고 n 은 획득된 텔레메트리 데이터의 수를 나타낸다. 추력기 작동시간과 발생된 반작용 토크의 관계는 식 (7)과 같다.

$$\begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} = 10N \times LOA \times \frac{\begin{bmatrix} \Delta Ton_1 \\ \Delta Ton_2 \\ \Delta Ton_3 \end{bmatrix}}{\Delta t} \quad (7)$$

여기서 Ton 은 i 번째 자세제어용 추력기의 작동시간의 합, LOA 는 무게중심에 대해 해당 추력기들의 작용점에서의 추력방향 변환행렬을 나타낸다. 그러므로 요축 관성모멘트 I_{zz} 는 식 (8)과 같이 반작용 토크와 각속도 변화율의 관계로 구할 수 있다.

$$I_{zz} = C_z \Omega_z^T (\Omega_z \Omega_z^T)^{-1} \quad (8)$$

여기서

$$C_z = \begin{bmatrix} C_z^1 \\ \vdots \\ C_z^{n-1} \end{bmatrix}, \quad \Omega_z = \begin{bmatrix} (\omega_z^2 - \omega_z^1) / \Delta t \\ \vdots \\ (\omega_z^n - \omega_z^{n-1}) / \Delta t \end{bmatrix}$$

요축 관성모멘트 측정 기간 동안의 추력기 작동시간의 합의 변화와 요 각속도 변화는 그림 7 및 그림 8과 같다.

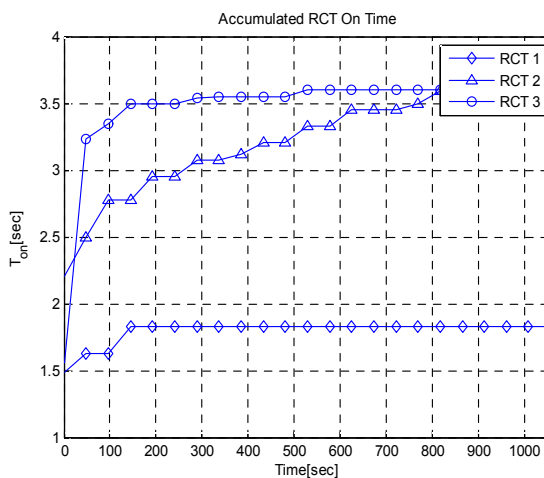


그림 7. Accumulated RCT on-Times during I_{zz} Measurement

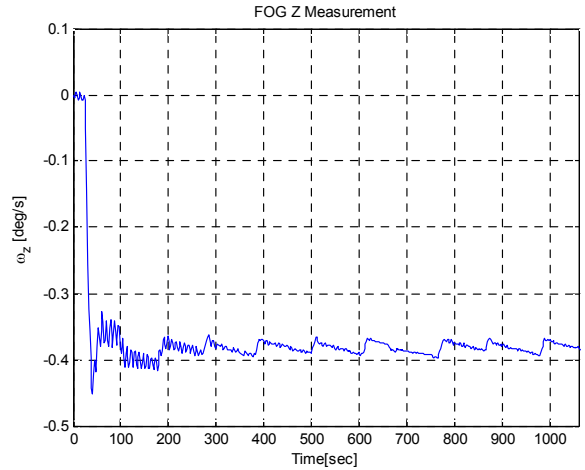


그림 8. FOG Z Measurement during I_{zz} Measurement

해당 데이터를 이용해서 순차적 최소자승법을 수행한 결과는 그림 9와 같다.

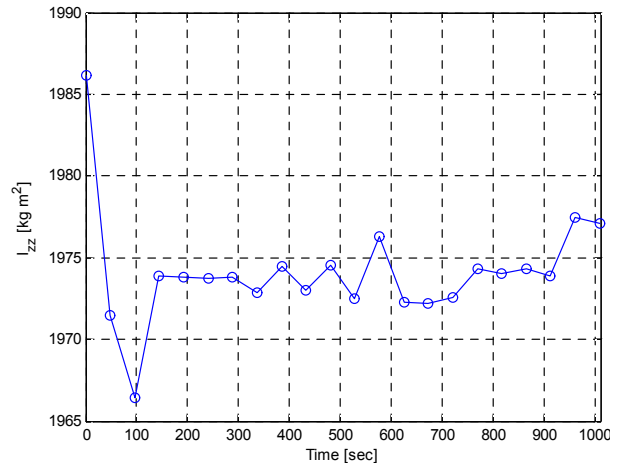


그림 9. Sequential Least Squares for I_{zz} Estimation

위의 결과를 이용해서 ASTRIUM 측정값 결과와 최종 예측값에 대한 차이를 구하면 표 5와 같다.

표 5. Relative Differences from COMS
I_{zz} Measurement Resources

Resource	I _{zz} [kg m ²]	Difference
Current Estimation	1977	-
ASTRIUM Result	1965	-0.6%
Latest Mass Property	2040	+3.2%

천리안위성 상세설계에서 고려된 요축 관성모멘트는 최소 1667 kg m², 최대 2325 kg m²이기 때문에 궤도상에서 측정된 값은 평균값에서 최대 1.6%의 수준의 값 차이를 보여서 자세제어기 설계가 적절히 되었음을 확인할 수 있다. 한편, ASTRIUM 계산 값과의 차이는 계산에 이용된 데이터의 가공에 의한 것으로 보이며 허용 가능한 범위의 차이를 보이고 있다.

3. 결 론

천리안위성 본체에 대한 궤도상시험은 ASTRIUM에 의해 주도되고 수행되었다. 자세제어기 추력기 기반 제어기 설계의 적합 여부를 평가하기 위해 수행된 관성모멘트 측정 궤도상 시험 결과 제어기 상세 설계에서 고려된 불확실성 범위(롤·요축 ±15%, 피치축 ±5%)를 벗어나지 않는 결과를 얻었기 때문에 제어기 설계가 적합함을 확인하였다. 본 논문에서는 관성모멘트 측정을 위해 수행한 천리안위성 운용과 운용 중에 획득한 텔레메트리 자료를 이용한 관성모멘트 추정 기법을 유추하였다. 유추된 추정기법을 적용하여 결정된 관성모멘트 값과 ASTRIUM의 결과를 비교하여 롤축 2%, 피치·요축으로는 1% 미만의 차이를 확인하였는데, 이것은 추정에 사용된 데이터의 미세한 차이 때문이라고 판단된다. 본 연구를 통해 획득된 관성모멘트 측정 궤도상시험 운용 및 추정기법은 후속 정지궤도 복합위성 자세제어기 궤도상시험에 적용하여 추력기 기반 제어기 설계의 적합성 여부 확인에 활용할 수 있다.

후 기

본 논문은 교육과학기술부에서 지원하는 특정연구개발 사업의 일환인 '정지궤도 복합위성 개발'의 연구 결과입니다.

참 고 문 헌

1. COMS 공동설계팀, AOCs IOT Report, COMS.RP.00343.DP.T.ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2010
2. COMS 공동설계팀, COMS Transfer Orbit Operations Report, COMS.RP.00338.DP.T.ASTR (1/0), 한국항공우주연구원, 2010
3. 박근주, 천리안위성 관성모멘트 측정 궤도상 시험분석, KARI-SCT-TN-2010-017, 한국항공우주연구원, 2010