

## 반작용 휠을 이용한 인공위성 지상 자세제어 실험 연구

### An Experimental Study on Attitude Control of Spacecraft using Reaction Wheel

°한정엽\*, 박영웅\*, 방효충\*,황보한\*\*

\*한국항공우주연구소 무궁화위성그룹(Tel : +82 42 860 2145, Fax : +82 42 860 2007, E-mail : jyhan@satt.kari.re.kr)

\*\*한국통신위성사업본부(Tel : +82 2 458 6000, Fax : +82 2 458 6430)

**Abstract** A spacecraft attitude control ground hardware simulator development is discussed in the paper. The simulator is called KT/KARI HILSSAT(Hardware-In-the-Loop Simulator Single Axis Testbed), and the main structure consists of a single axis bearing and a satellite main body model on the bearing. The single axis table as an experimental hardware simulator that evaluates performance and applicability of a satellite before evolving and/or confirming a new or an old control logic used in the KOREASAT is developed. Attitude control of spacecraft by using reaction wheel is performed.

**Keywords** Attitude Control, Reaction Wheel, HILS(Hardware-In-the-Loop Simulation), KT/KARI HILSSAT

#### 1. 서론

인공위성을 개발하는데 있어 위성체 내부에 장착된 유도장치, 조정장치, 구동장치, 센서등 부체계들이 요구성능을 만족하도록 설계되었으며, 설계사양에 따라 제작되었는지 확인하는 과정은 매우 중요하다. 특히 인공위성 자세제어 시스템 성능시험의 한 과정으로서 지상에서 실험 모형용을 이용한 실험은 최종 탑재될 시스템을 개발/분석하는데 있어 필수적인 사항이라 할 수 있다. 실제 기존의 많은 연구가 이러한 실험 모형용을 이용한 실험을 통하여 새로운 자세 제어로직을 개발, 검증하여 왔다[1]-[5]. 이를 위해 해석적 시뮬레이션 단계와 실제시험단계의 중간위치에 해당하는 실시간 실험 시뮬레이션(HILS : Hardware-In-the-Loop Simulation)에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다.[6]

본 논문에서는 위성의 여러 부체계들중 자세제어에 관련된 부분들에 관한 실시간 실험 시스템을 설계, 제작하여 무궁화위성에 적용되고 있는 피치축 자세 제어로직의 검증이나 새로운 제어로직의 개발에 앞서 그 성능 및 적용 여부를 검증하고 분석할 수 있는 실험모형을 개발하였다. 또한 하드웨어 실험 장비의 제작에 따른 용이함과 자세제어에 있어서 피치축의 중요성을 고려하여 1축 회전테이블을 제작하게 되었고 이를 이용하여 인공위성의 지구 포인팅과 관계되는 실험하였다.

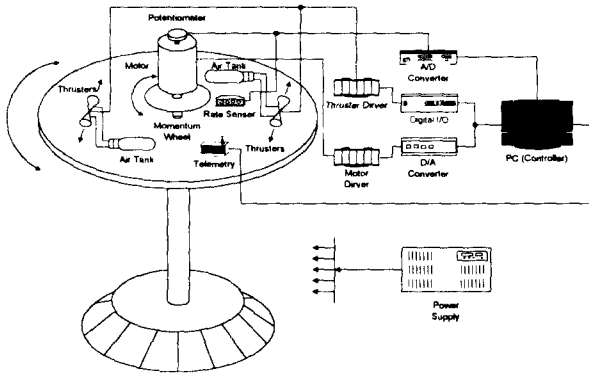
위성의 피치축은 지상국을 정확히 포인팅하여 자료전송을 해야하는 임무와 밀접하게 연관되어 있어, 인공위성의 자세제어에 있어서 매우 중요한 의미를 갖는다고 할 수 있다. 위성이 정상궤도에서 지상국을 포인팅하기 위한 자세에 큰 오차가 생겼을 경우 일반적으로 추력기를 이용해 자세제어를 수행하여 쉽게 올바른 자세를 유지할 수 있게 하지만 이것은 인공위성의 수명을 감소시키는데 직접적인 영향을 주며, 정밀한 자세제어에 이르지 못한다는 단점이 있다. 그러나 자세오차가 상대적으로 작은 경우 반작용 휠을 사용한 제어는 정밀한 자세를 유지할 수 있고 무엇보다도 연료를 소모하지 않는다는 장점을 가지고 있다[8]. 본 논문에서는 인공위성 자세제어 구동기들 중 추력기를 최단시간 제어로직에 펄스폭변조(PWM)를 사용한 실험[7]의 연속으로 반작용 휠을 사용하여 피치축 자세제어를 수행한다.

제작된 실험용 하드웨어는 위성의 피치축 운동을 나타낼 수 있는 1축 회전테이블이며 이 회전테이블과 지지대 사이의 마찰력을 최소화할 수 있는 베어링을 적절히 선정하여 우주환경에서의 피치축을 최대한 모사 하였다. 또한 포인팅에 사용되는 구동기로 모터를 이용한 반작용 휠과 압축공기를 이용한 추력기를 장착하였으며, 피치축의 자세를 검출하는 센서로 포텐서미터(potentiometer)와 속도 감지기(rate sensor)를, 반작용 휠의 속도를 감지하는 센서로는 타코미터(tachometer)를 사용하였다.

본 논문은 다음과 같이 구성되어있다. 2장에서는 1축 회전테이블을 이루고 있는 장비들과 사양을, 그리고 1축 회전테이블의 실제적인 구성을 소개하고, 3장에서는 시뮬레이션과 제작된 1축 회전테이블을 이용한 자세제어실험 방법과 그 결과를 다루며, 4장에서 결론을 맺고 향후의 연구과제를 논의한다. 본 연구에서 개발된 시스템을 'KT/KARI HILSSAT (Hardware-In-the-Loop Simulation Single Axis Testbed)'로 명명한다.

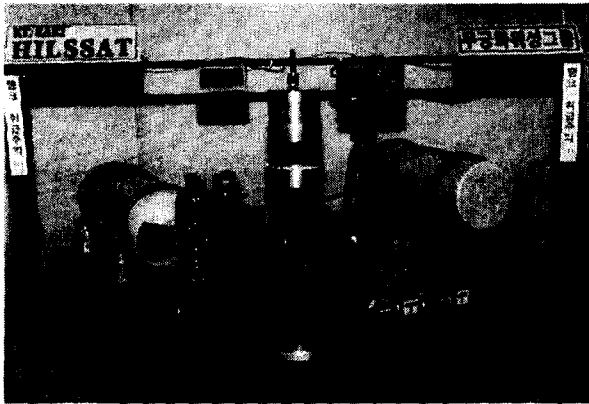
#### 2. 1축 회전테이블의 구성

제작된 1축 회전테이블에 대한 개략적 구성도가 [그림 1]에 제시되었다. 원형의 회전테이블이 1축 베어링(bearing) 위에 올려져 있고, 회전테이블의 중심에 반작용 휠과 그것을 구동시키는 모터가 장착되어 있으며, 테이블의 양쪽에 추력기와 공기탱크가 대칭적으로 위치하고 있다. 회전테이블의 중심에 놓여있는, 즉 반작용 휠을 구동하는 모터는 타코미터(tachometer)를 포함하고 있어 휠의 속도를 측정할 수 있으며, 회전테이블의 위치를 측정하는 포텐서미터(potentiometer)는 회전테이블 지지부분의 고정된 부분에 부착되어 테이블이 움직인 각도를 측정할 수 있다. 또한 회전테이블이 움직이는 각속도를 측정하기 위한 속도감지기(rate sensor)와, 이 회전테이블의 각 데이터를 지상국으로 전송하는 것을 모사 하는 텔레메트리 전송장치(telemetry transceiver)가 부착되어있다. 또한 장비의 장/탈착을 용이하게 하기위해 회전테이블의 면에는 일정한 간격으로 구멍이 나 있으며 각 장치들의 결선과 추력기를 동작시키는 드라이버(driver)는 회전테이블의 밑면에 부착되어 있다.

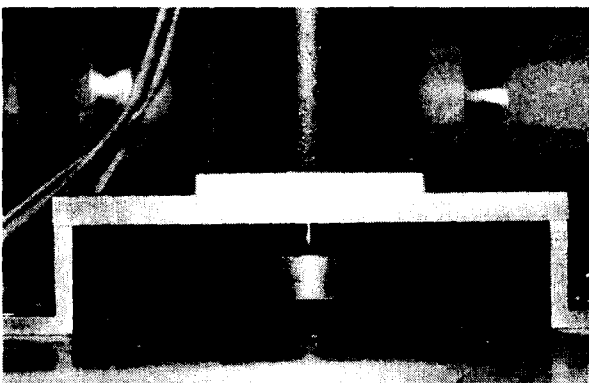


[그림 1] 1축 회전테이블의 전체 구성 개략도

다음 [그림 2]는 제작된 1축 회전테이블의 실물사진이다. 회전테이블의 중앙에 위치한 모터와 그 아래 브라켓(bracket)에 싸여있는 반작용 휠이 보인다. 또한 회전테이블의 양쪽에 대칭으로 추력기와 공기탱크가 위치하고 있음을 알 수 있다. [그림 3]은 본 연구에 사용된 구동기인 반작용 휠과 모터를 근접하여 촬영한 사진이다.



[그림 2] 제작된 1축 회전테이블의 실물 사진



[그림 3] 제작된 반작용 휠의 근접사진

1축 회전테이블 시스템 전체는 실험 환경에 적절한 크기로 결정하였고, 회전테이블은 가볍고 가공이 용이한 재질을 선정하였고, 그 관성모멘트(moment of inertia)는 반작용 휠을 고려하여 설계하였다. 특히, 회전마찰을 최소화하기 위해 태이퍼 롤(taper roll) 베어링을 사용하였다. 제작된 회전테이블에 모든 모듈들을 장착한 후 얻어진 관성모멘트( $I$ )는  $2.32[\text{kgm}^2]$ 이고, 모터

에 부착되는 반작용 휠의 관성모멘트( $J$ )는  $4.93 \times 10^{-3}[\text{kgm}^2]$ 을 얻었다.

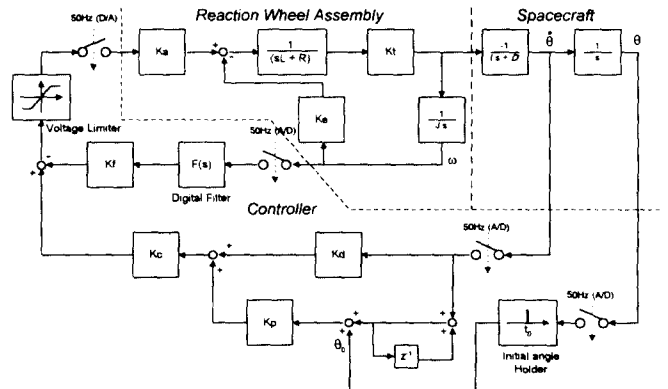
1축 회전테이블을 구성하는 장치 및 사양은 참고문헌 [7]에 제시되었으며, 추가 장착된 장비는 [표 1]에 있다.

[표 1] 1축 회전테이블의 추가 장비 사양

Rate Sensor :
ARS-CX2Y-1A (Watson Industries Inc.)
Input Voltage - $\pm 15[\text{V}]$
Output - $\pm 10[\text{V}]$ range analog
Scales - $3[^\circ/\text{sec/volt}]$
Telemetry Transceiver :
RPC-418-A (Radiometrix Ltd.)
Reliable 30[m] in-building range, 120[m] open ground
40Kbit/sec half duplex, 1-27 bytes Format packets

### 3. 시뮬레이션 및 실험

[그림 4]는 1축 회전테이블의 블록다이어그램이다. 회전테이블 구조물이 [그림 4]의 오른쪽 상단에 보이는 위성체(Spacecraft)로, 반작용 휠과 그것을 구동시키는 모터, 그리고 전압 증폭기가 반작용 휠 어셈블리(Reaction Wheel Assembly)로 표현되었다. 또한 [그림 4]의 제어기(Controller)는 제작된 1축 회전테이블의 데이터들을 얻는 A/D 변환기와, 반작용 휠 어셈블리를 구동시키는 제어입력을 전달해 주는 D/A 변환기, 그리고 소프트웨어적으로 구현된 제어기를 포함한다. 제작된 1축 회전테이블의 샘플링 주기는  $50[\text{Hz}]$ 로 설정하였고 위성체의 초기 자세위치 정보를 얻기 위해 지구센서(ESA)를 모사하는 포텐서미터, 속도 정보를 얻기 위해 자이로(Gyro)를 모사하는 속도감지기를 사용하였다. 또한 이들 자세위치정보와 속도정보를 변환하는 제어기는 PD-type을 사용하였다.



[그림 4] 1축 회전테이블의 블록다이어그램

반작용 휠을 사용한 위성체의 구동은 본질적으로 작용-반작용의 관계에 의해 발생하며 다음 식 (1)은 이를 설명한다. 식 (2)는 반작용 휠 어셈블리의 동역학식이고 식 (3)은 1축 회전테이블에 쓰인 제어기이다. 아래 방정식들에 쓰인 변수들의 의미와 그 값들은 [표 2]에 있으며, 식에서 쓰인  $\omega$ 와  $\theta$ 는 각각 반작용 휠의 속도와 회전테이블의 각 위치를 말한다.

#### Action-Reaction Relationship

$$J\dot{\omega} = I\ddot{\theta} + D\dot{\theta} \quad (1)$$

Reaction Wheel Assembly

$$JL\ddot{\omega} + RJ\dot{\omega} + K_r K_e \omega = K_r K_a u \quad (2)$$

Controller

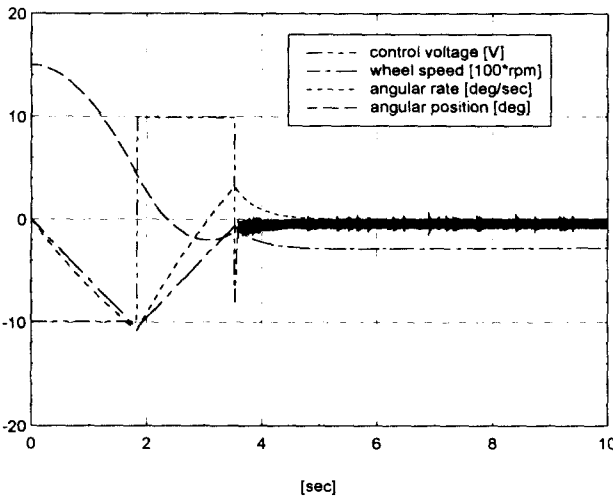
$$u = K_c(K_p\theta + K_d\dot{\theta}) - K_f\dot{\omega} \quad (3)$$

다음 [표 2]에서는 본 연구에서 사용된 각종 변수들과 그 실제 수치들을 보인다.

[표 2] 사용된 변수들과 그 수치

<u>Reaction Wheel Assembly</u>	
Armature Inductance, $L$	2.7[mH]
Armature Resistance, $R$	1[Ohm]
Armature Inertia	$1.6 \times 10^{-4}$ [kgm <sup>2</sup> ]
Torque Constant, $K_t$	0.1[Nm/A]
Back EMF Constant, $K_e$	0.1[V/rad/sec]
Amp Gain, $K_a$	7.2[V/V]
Reaction Wheel Inertia, $J$	$4.93 \times 10^{-3}$ [kgm <sup>2</sup> ]
<u>Spacecraft</u>	
Spacecraft Inertia, $I$	2.32[kgm <sup>2</sup> ]
<u>Controller</u>	
Proportional Gain, $K_c \times K_p$	300×75
Derivative Gain, $K_c \times K_d$	300×30
Tacometer Feedback Gain, $K_f$	1[V/rad/sec]
Voltage Output Limits	±9.9[V]
Digital Filter Gain	1[V/V]
Digital Filter Lag	0.3[sec]

[그림 4]의 블록다이어그램과 [표 2]에서 보인 파라미터들을 사용하여 시뮬레이션한 결과를 다음 [그림 5]에 보인다. 초기 자세오차를 15도로 가정하고 위 [표 2]의 제어기 이득을 사용하여 얻은 결과이다. 자세위치는 약간의 오버슈트(overshoot)를 보인 후 약 4.2초에 초기 자세오차를 극복하고 지구국을 포인팅함을 알 수 있다. 이때 반작용 휠은 최고 약 -1000[rpm]까지 증가한 후 자세오차를 극복하고 -275[rpm]을 유지한다.

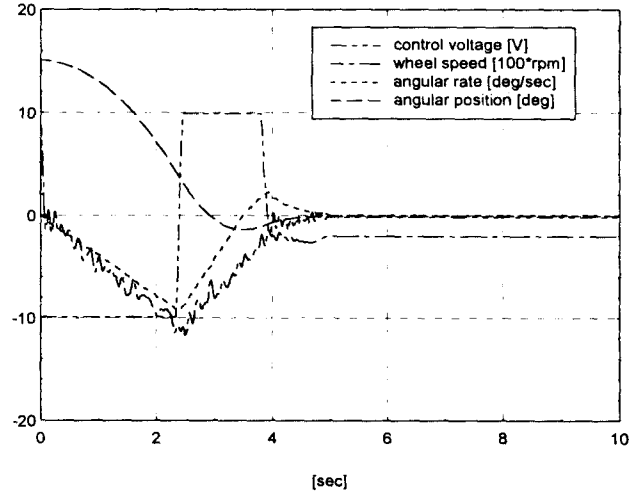


[그림 5] 초기오차(15[deg])가 있을 경우 시뮬레이션 결과

[그림 6]은 실제 1축 회전테이블을 이용한 실험 결과이다. 실제 실험시 각 위치를 얻기 위한 포텐서미터의 신호는 정적인 위

치의 측정과는 달리 동적인 위치의 측정에서 상당한 잡음을 동반하므로 이 신호를 제어기의 입력신호로 사용하는 데에는 무리가 있다. 따라서 본 연구에서는 초기 위치만을 포텐서미터로 감지한 후 보다 성능이 월등한 속도감지기를 사용하여 이 속도신호의 적분으로 위치신호를 대신하였다.

그러나 반작용 휠의 속도를 측정하는 타코미터의 경우 엔코더(encoder)를 사용하는 것과는 달리 신호에 잡음이 실리므로 이 잡음의 제거를 위해 본 논문에서는 샘플링 주기의 반을 차단 주파수(cutoff frequency)로 설계된 디지털 필터(digital filter)를 사용하였다. [그림 6]의 휠 속도를 나타내는 그래프에서 처음 부분의 약 0.3초간 심하게 신호가 변함을 볼 수 있는데 이것은 디지털 필터가 수렴하고 있는 중임을 말한다.



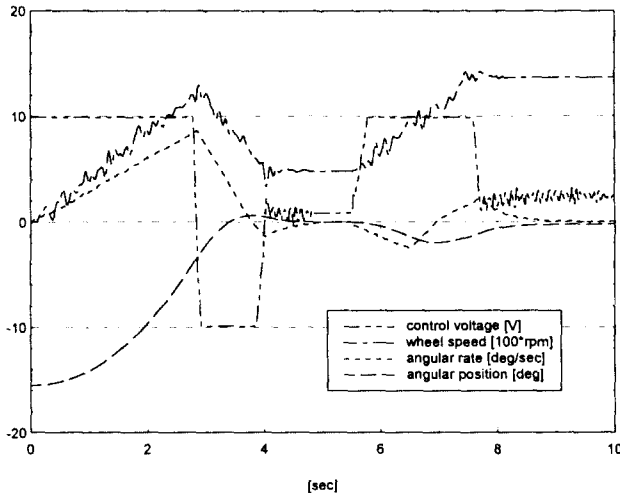
[그림 6] 초기오차(15[deg])가 있을 경우의 응답실험

우주공간상의 위성체는 마찰력에 의한 감쇄항(damping term)이 존재하지 않으므로 인공위성 지상 자세제어 성능시험에 있어서도 감쇄항이 없어야 할 것이다. 본 연구에서는 회전 베어링을 사용하여 감쇄력을 최소화하는 노력을 기울였으나 중력이나 그 밖의 이유로 감쇄항을 완전히 없애지 못하였다. [그림 4]의 위성체(Spacecraft) 부분과 식 (1)의 작용-반작용 관계(action-reaction relationship)에서 위성의 동력학에 감쇄계수  $D$ 가 포함되어 있는 이유도 여기에 있다. 실제로 감쇄계수  $D$ 는 약 0.6 정도로 측정, 계산되었는데 이것은 계속 움직이고 있을 경우에 적합한 수치이다. 즉, 찾아낸 수치는 동적 마찰력(dynamic friction)만을 반영한 것이지 정적 마찰력(static friction)까지 표현한 것은 아니다. 그러나 일반적으로 정적 마찰력은 동적 마찰력보다 그 상대적인 값이 크므로 [그림 5]의 시뮬레이션 결과와 [그림 6]의 실제실험 결과의 각 위치(angular position) 그래프에서 보듯이 실제실험 결과에서 정적 마찰력을 고려하지 않은 시뮬레이션 결과와는 다르게 처음 움직임이 더 느리게 되어 결과적으로 수렴 시간이 약간 증가하게 나타났음을 볼 수 있다.

[그림 7]은 초기 자세오차를 극복한 후 외란이 가진되었을 경우에 대한 실험이다. 초기 자세오차는 [그림 6]과 반대인 -15도로 설정되어 있고, 또한 5.5초 이후 1초동안 0.587[Nm]의 외란이 가진되었다. 이 외란은 1축 회전테이블에 반작용 휠과 함께 장착된 추력기를 사용하여 발생시켰다.

[그림 7]의 결과는 [그림 6]과 초기오차의 크기는 같고 그 부호만 반대의 경우이나 그 자세의 움직임은 상당한 차이를 보인

다. 초기오차가 15도인 경우 약 3초 즈음에 0도를 지나는 것(crossover)에 비해 초기 오차가 -15도인 경우 3초를 훨씬 지난 후에야 0도를 지나게 되며 오버슈트(overshoot)도 15도인 경우와 비교하면 꽤 작음을 알 수 있다.



[그림 7] 초기오차(-15[deg])와 외란이 있을 경우의 응답실험

이것은 1축 회전테이블의 정적 마찰력이 시계방향으로 움직일 때와 반시계방향으로 움직일 때가 서로 다르기 때문에 나타나는 현상이며 제작된 1축 회전테이블은 [그림 6]과 [그림 7]로부터 시계방향의 정적 마찰력이 더 크다는 것을 알 수 있다. 위성체가 초기 자세오차를 극복한 후, 즉 지구국을 포인팅한 후, 외란이 가해질 때에도 위성체는 반작용 휠을 사용하여 초기 자세오차뿐 아니라 외란까지 극복할 수 있음을 보인다.

#### 4. 결론 및 향후 연구

본 논문에서는 인공위성 자세제어 시스템 성능시험의 한 과정으로서 지상에서 실험 모형을 이용한 실험장치로 KT/KARI HILSSAT로 명명된 1축 회전테이블이 개발되었다. 이는 인공위성에 최종 탑재될 시스템을 개발, 분석하는데 적절하게 사용될 수 있고 우주환경하에 있는 위성의 동특성을 이해하는데 유용하게 활용될 수 있다. 인공위성 지상자세제어 실험으로 반작용 휠을 이용한 실험이 수행되었다. 반작용 휠을 이용한 자세제어는 기 발표된 추력기를 이용한 자세제어[7]에 비해 보다 정밀한 제어를 수행함을 보였고, 위성의 수명에도 영향을 미치지 않는다는 장점을 가지고 있다. 초기 자세오차가 있는 경우와 외란이 있을 경우에 관한 실험이 수행되었고 성공적인 결과를 나타내었다.

또한 본 연구를 통해 개발된 1축 회전테이블 시스템은 기존의 자세 제어로직을 검증하는 도구로 사용될 뿐만 아니라 새로운 자세 제어로직을 개발할 수 있는 시스템으로 활용할 수 있다. 현재 1축 회전테이블에 유연한 보(flexible beam)를 장착하여 태양전지판의 동특성을 고려한 위성체의 자세제어에 관한 연구를 수행중이며 1축 회전테이블을 이용한 인공위성 지상 자세제어 시스템의 개발 경험을 바탕으로 3축 지상 자세제어 시스템을 개발중이다. 이 3축 지상 자세제어 시스템은 위성체와 거의 유사한 구조를 갖도록 설계되었으며, 공기 부력을 이용한 베어링 시스템을 사용하여 회전 마찰력을 없앴고, 인공위성의 자세제어계에 관

련된 각종 서브 시스템이 장착되어 위성체 자세제어에 관한 다양한 실험을 할 수 있으리라 기대된다.

#### 후 기

본 논문은 한국통신이 지원하는 연구과제 '정지궤도 통신위성 핵심 서브시스템 및 운용시스템 개발'의 연구결과 일부이며 본 연구의 지원에 감사를 드립니다.

#### 참고 문헌

- [1]Junkins, J. L., "Mechanics and Control of Large Flexible Structures," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 129, AIAA, 1990, pp.491-506.
- [2]Junkins, J. L., Rahman, Z., Bang, H., and Hecht, N., "Near-Minimum-Time Control of Distributed Parameter Systems : Analytical and Experimental Results," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 14, No. 2, 1991, pp.406-415.
- [3]Agrawal, B. N., and Bang, H., "Robust Closed-loop Control Design for Spacecraft Maneuver Using On-Off Thrusters," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 18, No. 6, 1995, pp.1336-1344.
- [4]Wie, B., "Experimental Demonstration of a Classical Approach to Flexible Structure Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 15, No. 6, 1992, pp.1327-1333.
- [5]Meyer, J. L., and Silverberg, L., "Fuel Optimal Propulsive Maneuver of an Experimental Structure Exhibiting Spacelike Dynamics," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 1, 1996, pp.141-149.
- [6]C.Frangos, "Control System Analysis of a Hardware-In-the-Loop simulation," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronics System*, Vol. 26, No. 4, 1990, pp.666-668.
- [7]박영웅, 한정엽, 방효충, 남문경, 김명석, "1축 회전 Testbed를 이용한 인공위성 지상 자세제어 실험 연구," *춘계한국항공우주학회*, 1997, pp.403-407.
- [8]Wie, B., *Spacecraft Dynamics and Control : Applications of Dynamical Systems Theory*, Arizona State University, 1995.