

# 인공위성 안테나 구동외란 분석을 통한 강인한 자세제어기 재설계 기법

## Robust Attitude Controller Re-design Using Disturbance Analysis of Spacecraft Antenna Actuator

이선호\*† · 서현호\* · 오시환\* · 임조령\* · 용기력\*

Seon-Ho Lee, Hyun-Ho Seo, Shi-Hwan Oh, Jo-Ryeong Yim, and Ki-Lyuk Yong

### 1. 서론

인공위성 궤도상에서 주어진 다양한 임무수행을 위해서 위성체의 롤, 피치, 그리고 요 방향의 정밀한 자세지향 성능을 필수적으로 요구된다. 임무기동을 위해서 자세 안정화 피드백시스템은 반작용력을 구동하여 위성체를 원하는 자세로 신속히 기동시킨 후 영상획득을 위한 안정된 자세를 유지하도록 한다. 위성체가 궤도운동을 하는 동안 2 축 짐벌모터 구동기를 장착한 X-대역 안테나는 지상수신국을 지향하도록 구동되는데 이때 짐벌모터 구동에 의한 토크외란이 추가적으로 발생된다. 특히 빔폭이 좁은 X-대역 안테나인 경우, 민첩한 짐벌모터의 구동이 요구되어 위성체 자세제어 성능을 저하시키는 큰 토크외란을 발생시켜 영상품질을 저하시키는 요인으로 작용한다. 본 연구에서는 X-대역 안테나 구동 토크외란을 분석하고 제어기 재설계(Re-design)을 통해 자세제어성능을 개선한다.

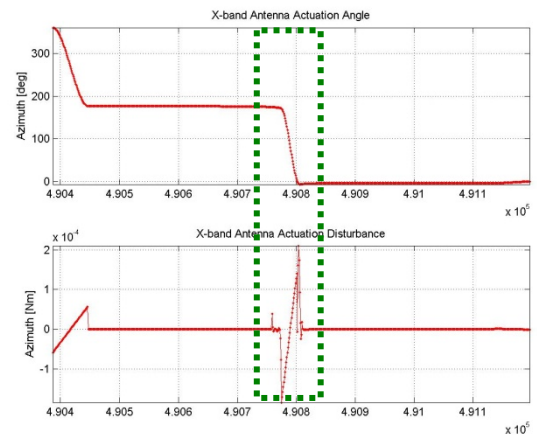
### 2. X-대역 안테나

#### 2.1 절 X-대역 안테나 구동 토크외란 특성

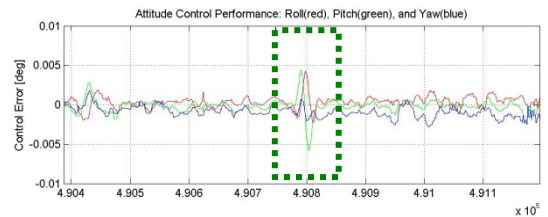
본 연구에서 고려하는 X-대역 안테나 시스템 특성을 Table 1 과 같다. 그리고 위성운용중 X-대역 안테나 구동 프로파일과 이때 발생하는 토크외란은 Figure 1 과 같다. X-대역 안테나 구동 토크외란은 Figure 2 와 같이 영상획득하는 동안 자세제어 오차 증가를 유발하여 영상 품질을 저하시킨다. Figure 3 은 X-대역 안테나 구동 토크외란에 비례하여 자세 제어 오차가 증가함을 정량적으로 보여준다.

**Table 1** Characteristics of X-band Antenna

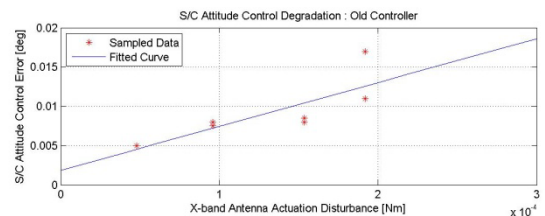
	Traveling Range (deg)	Max MOI (kgm <sup>2</sup> )	Max Rate (deg/s)	Max Acceleration (deg/s <sup>2</sup> )
AZ	0~360	11e-3	10	10
EL	0~113	8e-3	10	10



**Figure 1** X-band Antenna Actuation Disturbance (Example)



**Figure 2** Spacecraft Control Error (Example)



**Figure 3** Spacecraft Control Error versus X-band Antenna Torque Disturbance (Before Controller Re-design)

† 교신저자; 한국항공우주연구원 위성제어팀  
E-mail : shlee71@kari.re.kr  
Tel : (042) 860-2035, Fax : (042) 860-2898  
\* 한국항공우주연구원 위성제어팀

## 2.2 절 자세제어 시스템

Figure 1 에서 발생하는 토크외란을 일정주기 ( $T_\tau=1/f_\tau$ )를 가지는 정현파로 근사화할 수 있다.

$$\tau(t) = 2 \times 10^{-4} \sin(2\pi f_\tau t) \text{ [Nm]}$$

Figure 4 는 기 설계된 자세제어 시스템( $G(s)$ )의 주파수 특성을 도시한다. 이때 토크외란 신호 주파수( $f_\tau$ )는 제어대역폭( $f_{BW}$ )과 거의 일치( $f_\tau \cong f_{BW}$ )하여 자세제어 오차가 크게 발생함을 알 수 있다.

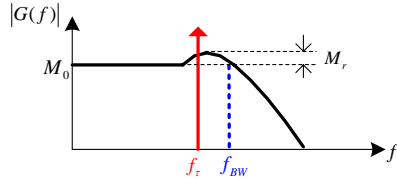


Figure 4 Bode Plot of Spacecraft Control System (Before Controller Re-design)

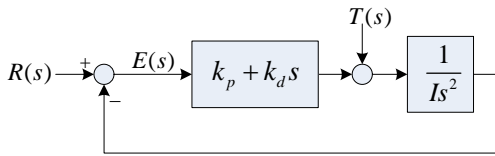


Figure 5 Closed Loop of Spacecraft Control System

## 3. 자세제어기 재설계

일반적인 PD 제어기반 위성체 자세제어 시스템은 Figure 5 와 같이 도시되며, 토크외란( $T(s)$ )에 대한 자세오차( $E(s)$ ) 전달함수 ( $G(s)$ )는 다음과 같다.

$$G(s) := \frac{E(s)}{T(s)} = \frac{1/I}{s^2 + K_d s + K_p}$$

단,  $K_p = k_p/I$  그리고  $K_d = k_d/I$  이다. 또한, 전달함수의 DC Gain ( $M_0$ ), Resonance Peak ( $M_r$ ), 제어주파수 대역( $f_{BW}$ ) 관계식을 아래와 같은 유도할 수 있다 (Figure 6).

$$M_0(K_p) \propto \frac{1}{K_p}, \quad M_r(K_p, K_d) \propto \frac{\sqrt{K_p}}{K_d}$$

$$f_{BW}(K_p, K_d) \propto \frac{K_p}{K_d}$$

이 때, 아래와 같이 제어이득을 재설계할 경우 (Figure 7),

$$K'_p = \alpha^2 K_p, \quad K'_d = \alpha K_d \quad \text{with } \alpha > 1$$

제어시스템의  $M_r$  를 고정한 상태에서  $M_0$  을 감소시키고  $f_{BW}$  를 증가시켜 구동외란에 대한 제어오차를 영향을 감소시킬 수 있다 (Figure 7).

$$M'_0 \cong M_0/\alpha^2, \quad M'_r \cong M_r, \quad f'_{BW} \cong \alpha^2 f_{BW}$$

단, 이때 제어시스템의 Gain Margin 과 Phase Margin 감소를 고려하여 안정성 요구사항을 만족하는 범위에서  $\alpha$  값을 결정한다. Figure 8 은 제어기 재설계 ( $\alpha = 3$ )를 통해 향상된 제어오차 결과를 도시한다.

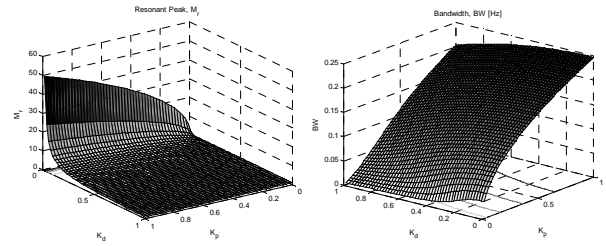


Figure 6 (a) Resonant Peak versus  $K_p$  and  $K_d$ , (b) Control Bandwidth versus  $K_p$  and  $K_d$

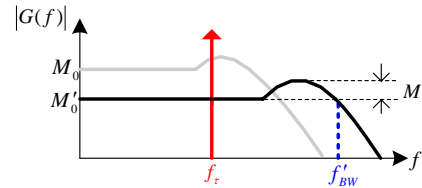


Figure 7 Bode Plot of Spacecraft Control System (After Controller Re-design)

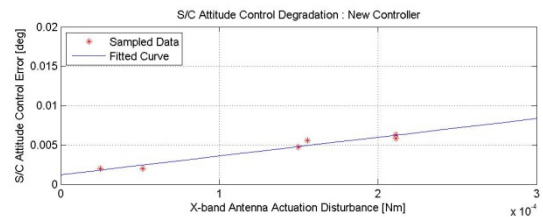


Figure 8 Spacecraft Control Error versus X-band Antenna Torque Disturbance (After Controller Re-design)

## 4. 결론

본 연구는 제어기 재설계를 수행하여 X-대역 안테나 구동 토크외란에 의한 제어오차 증가를 최소화하여 위성체 자세제어 성능을 개선하였다.

## 5. 참고문헌

[1] B. C. Kuo, Automatic Control Systems, Prentice Hall International, Inc.