

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(3), 200-209(2013)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.3.200

6시 저궤도 위성에서 B-dot 제어기 역할과 고장분석

이승우*, 김홍중**, 손준원*

Roles of B-dot Controller and Failure Analysis for Dawn-dusk LEO Satellite

Seung-Wu Rhee*, Hong-Joong Kim** and Jun-Won Son*

Science & Technology Satellite Division*, University Science & Technology**,
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In this paper, the types of B-dot controller and the review results of B-dot controller stability are summarized. Also, it is confirmed that B-dot controller is very useful and essential tool when a dawn-dusk low earth orbit(LEO) large satellite has especially to capture the Sun for a required power supply in a reliable way after anomaly and that its algorithm is very simple for on-board implementation. New physical interpretation of B-dot controller is presented as a result of extensive theoretical investigation introducing the concept of transient control torque and steady state control torque. Also, the failure effect analysis results of magnetic torquers as well as a simulation verification are included. And the design recommendation for optimal design is provided to cope with the failure of magnetic torquer. Nonlinear simulation results are included to justify its capability as well as its performance for an application to a dawn-dusk LEO large satellite.

초 록

본 논문에서 B-dot 제어기 종류, Lyapunov 안정성 관점에서 B-dot 제어기 안정성 검토 결과 요약이 제시되었다. 6시 태양동기 궤도의 대형위성이 초기 자세획득 할 때 또는 이상상태 발생 후 태양획득을 위해 B-dot 제어기가 사용될 경우, B-dot 제어기의 활용성에 대한 검토 결과 제어기 활용성이 매우 높다는 결론을 얻을 수 있었다. 또한 B-dot 제어기 작동원리의 이해를 위해 천이상태 제어토크와 정상상태 제어토크 개념을 도입해서 새로운 물리적 해석 결과를 도출·제시하였으며, 자기 토크가 고장 났을 때 자세 안정화에 미치는 영향을 이론적으로 분석 후 토크고장에 대한 설계 최적화 방안을 제시하였다. 또한 6시 태양동기 궤도의 대형위성에서 B-dot 제어기의 유용성 및 자기토크 고장 영향 분석 결과 확인을 위해 비선형 시뮬레이션 결과 만족스런 태양지향능력 및 예측된 고장 영향 분석결과 등이 확인되었다.

Key Words : B-dot controller principle(자기장 미분 제어기 작동 원리), Dawn-dusk orbit satellite(6시 궤도 위성), Magnetic torquer failure effect(자기 토크 고장 영향 분석), Sun acquisition(태양 획득), Design optimization(설계 최적화)

† Received: October 26, 2012 Accepted: February 12, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : srhee@kari.re.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

1. 서 론

국내에서 위성제작을 시작한지 약 20년이 경과되어 이제는 국내에도 위성기술이 상당 수준 축적되었다. 그 동안 항공우주연구원에서는 발사 후 궤도에서 발생 가능한 문제점들을 분석하여 그러한 문제들이 발생되었을 때, 이를 극복하기 위해서 가장 간단하고 고장 가능성이 가장 적은 센서와 구동기를 사용하여 위성의 자세 획득하는 방법에 대해 지속적으로 연구를 수행하여 왔다. 이러한 목적으로 자기장 센서 및 자기 토크를 활용한 B-dot 제어 등 다양한 제어 방법에 대한 연구가 꾸준히 진행되고 있다.

페루프 제어방식에 의한 위성의 3축 자세제어 용으로 자기장 센서 및 자기 토크 사용은 White, Shigemoto, Bourquin 등에 의해 1961년에 처음 제안된 이후, 오랫동안 인공위성의 초기 각속도 감쇄, 자세획득, 반작용휠의 모멘텀 덤핑, Precession 및 Nutation 제어 등에 적용하는 방안이 연구되어 왔다[1]. 또한 B-dot 제어 개념은 1970년대 초에 Goddard Space Flight Center의 Seymour Kant, Peter Hui, Marty Lidston 등에 의해 처음으로 초기 각속도 감쇄를 위한 제어 개념이 제시되었고, Ithaco의 Craig Stickler 등에 의해 안정성 해석 등 이론적 기반이 확립되었다 [2].

B-dot 제어방식은 경우에 따라서 다양한 용도로 사용될 수도 있겠지만 위성체가 발사체에서 분리될 때 존재하는 초기 각속도 제어를 위해 일반적으로 사용된다.

위성이 발사체에서 분리될 때 또는 이상상태가 발생하여 생존을 위해 위성이 태양획득을 해야 할 경우 위성마다 여러 가지 방법에 의해 위성을 안정화 시키지만 방법 선정에서 고려해야 할 주요한 사항은 안정화 방법이 가장 신뢰성 높은 방법이어야 한다는 것이다. 이런 맥락에서 정지궤도 위성의 천이궤도에서 자세획득을 위한 Dual Spin Turn 방식과 유사하게 기본적인 물리 법칙을 바탕으로 지구의 자기장과 자기 토크를 이용하는 B-dot 제어방식을 능가할 방법은 없다고 할 수 있다.

제로 모멘텀 방식 위성 시스템의 자세획득 방법은 B-dot 제어방식을 사용하여 초기 각속도가 제거된 후에는 태양센서 및 지구 자기장 센서 등 자세센서 정보 및 추력기, 휠, 자기 토크 등 특정 구동기를 사용하여 2축 또는 3축 자세제어 방식으로 태양 지향 자세를 획득하는 초기자세획득 방법이 일반적인 방법이다. 이상상태가 발생될

경우도 거의 동일한 방법으로 태양을 지향하는 자세획득을 수행 한다.

피치 모멘텀 바이어스 방식의 인공위성 경우, B-dot 제어가 수행되면 최종 위성체의 자세는 모멘텀 바이어스가 있는 피치축이 궤도면과 수직을 이루게 되고 위성체 피치축 각속도가 궤도 각속도(orbital rate)의 약 두배 정도로 작아지는 특성이 있기 때문에 B-dot 제어를 사용하여 피치축으로 천천히 회전시키다가 태양센서 등에서 제공되는 태양벡터 정보를 사용하여 피치축 휠 루프 제어를 수행하여 위성체 각운동량을 피치축 모멘텀 휠로 흡수시키면서 자연스럽게 태양지향 자세를 획득하는 피치락(pitch lock) 방법 등이 있다 [3,4,5]. 이 방법을 사용하기 위해서는 외란에 견딜 수 있도록 충분히 자이로스코픽 강성 즉 충분한 모멘텀 바이어스 벡터가 회전축(일반적으로 피치축)에 제공되어야 하는 단점이 있지만 위성체 모멘텀 분포에 관계없이 원하는 축으로 회전시키며 안정화 시킬 수 있다는 장점이 있다.

Rhee[6,7,8] 등은 다목적실용위성 2호에서, Mizuno[9] 등은 INDEX에서 초기 Nutation 제어를 한 후, 휠 모멘텀 바이어스 시스템과 동일하게 자이로스코픽 강성을 주기 위해 태양센서, 자기센서 및 자기 토크를 사용하여 2 deg/sec [다목적실용위성 2호]와 2 rpm [INDEX] 까지 각각 위성체를 회전시킨 후 자기 토크를 사용하여 태양 방향으로 회전축을 지향시키는 몸통 회전 안정화 방식의 자세획득 방식을 사용하였다. 이 방법을 적용하려면 몸통 회전축이 최대 주관성 모멘트축과 일치되어야 한다는 제한 조건이 있을 수 있다.

그동안 수행된 많은 연구는 B-dot 제어방식 활용에 관련된 내용이 대부분이었고 B-dot 제어 원리해석 및 구동기인 자기토크 고장 발생시 영향 분석에 대한 연구결과는 없었다. 또한 활용면에서 B-dot 제어방식은 시현이 단순하기 때문에 저가 저궤도 소형위성에서 자세 안정화를 위해 주로 많이 사용되어 왔지만, 대용량 자기토크 제작의 한계, 자기토크 무게 및 크기 증가 등 때문에 대형위성에서는 B-dot 제어방식이 잘 사용되지 못해 왔지만 최근 대용량 자기토크 제작이 가능해지면서 대형위성에서도 사용 가능성이 커지게 되었다.

본 논문에서는 B-dot 제어기 종류 및 안정성 검토를 정리하고, Dawn-dusk 저궤도 대형위성이 초기 자세획득할 때 또는 이상상태 발생 시 태양 획득을 위해 B-dot 제어기가 사용될 경우 B-dot 제어기의 유용성에 대해 살펴보았다. 또한 B-dot 제어기 작동원리에 대한 보다 명확한 물리적 이

해를 위해 B-dot 제어기 작동원리의 새로운 해석 결과를 제시하며, 구동기인 자기토크가 고장 났을 때 자세 안정화에 미치는 영향을 이론적으로 분석한 결과를 제시하고자 한다. 또한 Dawn-dusk 저궤도 대형위성에서 B-dot 제어기의 유용성 및 자기토크 고장 영향분석 결과 확인을 위한 시뮬레이션 결과를 제시하였다.

II. 본 론

2.1 B-dot 제어기의 종류 및 안정성 검토

지구주위에는 남극 근처(78.6S, 109.3E)에서 북극 근처(78.6N, 289.3E)로 지구 자기장이 형성되어 있기 때문에 위성이 회전운동을 할 경우 위성은 장착된 자기장 센서를 이용하여 자속의 변화를 감지할 수 있다. B-dot 제어기의 기본 개념은 위성의 회전운동과 연계될 수 있는 몸통좌표계에서 자속의 변화율 정보(\vec{B}_B)를 사용하여 Negative Feedback 제어를 수행하는 것이다. $\vec{\omega}$ 는 몸통좌표계에서 절대 각속도, ω_o 가 궤도 각속도 일 경우 만약 $\vec{\omega} \gg \omega_o$, 자속의 변화율과 위성의 각속도 관계식은 아래와 같이 표시될 수 있다.

$$\vec{B}_B \approx -\vec{\omega} \times \vec{B}_B \quad (1)$$

여기서 자속(\vec{B}_B)와 자속 변화율 정보(\vec{B}_B)는 위성체 좌표계에서 측정되거나 계산된 값이다.

일반적으로 B-dot 제어기는 2가지로 분류할 수 있다. 첫 번째는 Bang-Bang 제어기이고, 두 번째는 Proportional 제어기이다.

Bang-Bang 제어기의 경우 식(2)의 형태로 표시된다.

$$\vec{M}_m = -M_0 \text{sgn}(\vec{B}_B) \quad (2)$$

여기서 \vec{M}_m 는 자기토크의 출력 쌍극자 모멘트, M_0 는 자기토크의 최대 쌍극자 모멘트이며, $\text{sgn}(\cdot)$ 은 sign 함수이다. Bang-Bang 제어기는 토크의 최대 쌍극자 모멘트를 항상 사용할 수 있어서 안정화 시간을 단축시킬 수 있다는 장점이 있으나 소비 전력 측면에서 Proportional 제어기에 비해 다소 비효율적인 면이 있으며, 어느 정도 안정화 된 후에 Bang-Bang 제어기에서는 일반적으로 나타나는 Chattering 현상이 있다는 것이 단점이 있다.

Proportional 제어기 형태는 식(3)과 같다.

$$\vec{M}_m = -K_{\text{dot}} \vec{B}_B \quad (3)$$

여기서 $K_{\text{dot}} > 0$ 는 Proportional Gain이다.

Proportional 제어기의 경우 두 가지 방법으로 수행시킬 수 있는데, 토크의 최대 용량을 사용하되 토크의 인가시간을 \vec{B}_B 에 비례해서 조정하는 PWM 방식과 토크 용량 범위내에서 전자석 토크 코일에 공급되는 전류량을 조정하여 쌍극자 모멘트 크기를 제어하는 방법이 있다. 초정밀 위성의 경우, 토크가 작동될 때 토크로 인해 발생할 수 있는 위성의 미소 진동을 막기 위해 일반적으로 전류 조정방식의 Proportional 제어기가 사용된다.

Proportional 제어기의 경우 Bang-Bang 제어기에 비해 안정화 시간이 길지만, 소비 전력 측면에서 Bang-Bang 제어기에 비해 효율적이며, 안정화 된 후에 Chattering 현상이 Bang-Bang 제어기에 비해 무시할 정도로 작다는 장점이 있다. 식(2) 또는 (3)에 의해 계산된 쌍극자 모멘트(\vec{M}_m)가 자기토크에 인가되면 아래 식(4)에 의해 외부 토크로 위성에 작용된다.

$$\vec{\tau}_m = \vec{M}_m \times \vec{B}_B \quad (4)$$

자기 토크가 작동될 때 발생하는 토크는 외부 토크이기 때문에 모멘텀 덤핑과 같이 위성체 내부에 쌓이는 각운동량을 제거시키는데 사용된다.

또한 [1],[6]에서 보여 주었듯이 B-dot 제어기는 Lyapunov 안정화 관점에서 Globally Stable한 것을 보여 줄 수 있다. 다시 정리하면, Kinetic Energy 식(5a)를 Lyapunov 함수라 하고 시간에 대해 미분하면 식(5c)를 얻는다.

$$T = \frac{1}{2} \vec{\omega}^T I \vec{\omega} > 0 \quad (5a)$$

$$\dot{T} = \vec{\omega}^T I \dot{\vec{\omega}} = \vec{\omega}^T \vec{\tau}_m \quad (5b)$$

식(1), (3), (4)를 대입해서 정리하면

$$\dot{T} = -K_{\text{dot}} |\dot{\vec{B}}_B|^2 < 0 \quad (5c)$$

따라서 B-dot 제어기는 항상 Globally Stable하다.

피치모멘텀 바이어스 위성시스템에서 B-dot 제어기가 사용될 때 안정적으로 피치모멘텀 바이어스 축이 궤도면에 수직한 최종 자세로 전환되기 위한 최소한의 피치모멘텀 바이어스 크기는 [1]에서 식(6)과 같이 제시하였으나 실제 구현할 경우, 외란 등으로 부터 안정성 확보를 위해 식(6)에서 제시된 모멘텀 바이어스 값의 2~3배 크기가 적절하다고 추천하고 있다.

$$h_{wy} + 2I_y\omega_o > 2I_z\omega_o \quad (6)$$

여기서 h_{wy} 는 피치축 모멘텀 바이어스, I_y 는 위성의 y축 관성모멘트, ω_o 는 궤도 각속도, $I_z = \max(I_x, I_z)$ 이다. 식(6)의 의미는 위성의 각속도는 정상상태에서 궤도 각속도의 2배가 되고 최종 자세는 피치축이 궤도면에 수직하게 유지하기 위한 최소 조건을 의미하며, 피치축 안정화를 위해 피치축 모멘텀 크기가 x축이나 z축 모멘텀보다 최소한 커야 한다는 조건이다.

상기에서 정리된 바와 같이 B-dot 제어기는 항상 안정성을 보장할 뿐만 아니라 로직이 간단하고, 이 로직 구현을 위해 필요한 구동기 및 센서가 값 싸고 단순해서 1970년대부터 소형위성에서 많이 사용하고 있는 로직이다.

B-dot 제어기는 일반적으로 2가지 용도로 사용될 수 있다. 첫째는 발사체에서 분리 후 분리과정에서 생기는 위성 각속도를 감쇄시키기 위해 사용될 수 있고, 두 번째는 이상상태가 발생되어 위성 자세제어가 불가할 경우 원활한 전력공급을 위해 태양 전지판이 태양을 지향할 필요가 있을 경우 사용하고 있는 궤도에 따라 제한적으로 B-dot 제어기를 사용할 수 있다.

2.2 Dawn-dusk 태양동기궤도에서 B-dot 제어기 유용성

만약 위성에 이상상태가 발생할 경우 가장 우선적으로 위성이 취해야 할 자세는 어떠한 경우라도 배터리 전력이 고갈되지 않도록 가장 간단하고 신뢰성 높은 방법으로 태양 전지판이 안정적으로 태양을 지향할 수 있어야 한다.

일반적으로 인공위성의 경우 안테나 또는 태양 전지판과 같은 가연성 구조물, 연료탱크의 액체 연료에 의한 유체운동이 있기 때문에 만약 위성이 자세제어 기능을 상실할 경우 초기 회전운동상태에서 최소 운동에너지 상태를 갖기 위해 최종적으로 위성의 최대 관성모멘트 축 중심의 회전운동으로 전환하게 된다. 이 경우 태양 전지판이 대부분 태양지향 하지 못하는 경우가 발생되어 결국에는 전력고갈로 인해 위성을 잃어버리게 된다.

Dawn-dusk 궤도란 태양동기 궤도이면서 승교점을 통과하는 지방시가 새벽 6시 또는 저녁 6시 궤도를 말한다. 다목적실용위성 5호의 경우 Dawn-dusk 태양동기궤도를 사용하고 있다.

Dawn-dusk 태양동기궤도는 특성상 궤도면에 대한 태양 입사각이 항상 90도를 이룬다. 만약 Fig. 1에서 보듯이 위성이 정상상태 비행 형상이

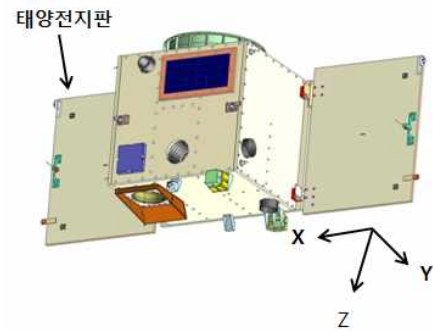


Fig. 1. Typical Configuration of Deployed Satellite and Body Coordinate

라고 하면, +z축 방향이 지구중심을 지향하고, 셀이 장착된 태양전지판이 +y축 방향이고 태양을 지향하고 있으며, +x축이 위성의 비행 방향(궤도 접선 방향)이라고 가정하면 Dawn-dusk 태양동기궤도의 경우 위성의 특별한 기동 없이도 일부 식(Eclipse) 구간을 제외하고 위성의 태양전지판은 항상 태양을 확보할 수 있다. 따라서 태양 확보면에서 Dawn-dusk 태양동기궤도는 다른 태양동기궤도에 비해 상대적으로 장점을 갖고 있다고 말할 수 있다.

따라서 Dawn-dusk 태양동기궤도면이 태양벡터와 수직하는 특성과 B-dot 제어기의 광역적 안정성을 고려할 때, Dawn-dusk 태양동기궤도의 저궤도위성에서 B-dot 제어기를 사용하면 이상상태 발생시 간단하면서도 안정적으로 태양전지판이 태양 지향될 수 있는 것을 직감적으로 알 수 있다. 여러 경우에 대한 시뮬레이션 결과를 3장에서 제시함으로써 B-dot 제어기 유용성을 강조하고자 한다. 다만 이상상태 발생시 Dawn-dusk 태양동기궤도에서 B-dot 제어기를 사용하려면, 태양을 지향시키고자 하는 축이 위성의 최대관성 모멘트 축이나 모멘텀 바이어스 축과 동일해야 하는 요구조건 필요가 단점이라고 할 수 있다.

2.3 B-dot 제어기 작동원리 해석 및 자기토크 고장영향 분석

식(3)에서 \vec{B}_B 가 위성체에서 측정된 지구 자기장의 변화율이라하며 아래와 같이 표시된다.

$$\vec{B}_E = \vec{B}_B + \vec{\omega} \times \vec{B}_B \quad (7a)$$

$$\vec{B}_B = \vec{B}_E - \vec{\omega} \times \vec{B}_B \quad (7b)$$

여기서 \vec{B}_E 는 관성좌표계에서 지구자기장 변화율, $\vec{\omega}$ 는 몸통좌표계에서 측정된 절대 각속도이다.

따라서 토크의 쌍극자 모멘트 식(3)은

$$\vec{M}_m = -K_{\dot{B}}(\vec{B}_E - \vec{\omega} \times \vec{B}_B) \quad (8a)$$

벡터 성분별로 표시하면

$$\begin{Bmatrix} M_{mx} \\ M_{my} \\ M_{mz} \end{Bmatrix} = -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} \dot{B}_{Ex} - \omega_y B_{Bz} + \omega_z B_{By} \\ \dot{B}_{Ey} - \omega_z B_{Bx} + \omega_x B_{Bz} \\ \dot{B}_{Ez} - \omega_x B_{By} + \omega_y B_{Bx} \end{Bmatrix} \quad (8b)$$

식(4)의 제어 토크는

$$\begin{aligned} \vec{\tau}_m &= -K_{\dot{B}}(\vec{B}_E - \vec{\omega} \times \vec{B}_B) \times \vec{B}_B \\ &= K_{\dot{B}}[B_B(\vec{\omega} \cdot \vec{B}_B) - \vec{\omega} B_B^2] - K_{\dot{B}}(\vec{B}_E \times \vec{B}_B) \end{aligned} \quad (9a)$$

궤도면 수직벡터에 대해 위성체 피치축이 임의의 Nutation각을 유지하면서 Nutation 운동을 하면서 Precession 운동을 하고 있는 상태를 천이상태라고 정의하고, 위성체 피치축이 궤도면에 거의 수직을 유지한 상태에서 Precession 운동(회전운동에 가까움)을 하고 있는 상태를 정상상태라고 정의하자. 그러면 식(9a)를 천이상태 토크항과 정상상태 토크항으로 구분할 수 있으며 이를 (9b)으로 표시할 수 있다.

$$\vec{\tau}_m = \vec{\tau}_{m1} + \vec{\tau}_{m2} \quad (9b)$$

여기서 $\vec{\tau}_{m1}$ 을 천이상태에서 자기토크가 위성체에 작용하는 토크(transient control torque), $\vec{\tau}_{m2}$ 는 정상상태에서의 작용 토크(steady state control torque)라고 생각할 수 있고,

$$\begin{aligned} \vec{\tau}_{m1} &= K_{\dot{B}}[B_B(\vec{\omega} \cdot \vec{B}_B) - \vec{\omega} B_B^2] \\ &= -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} B_{By}^2 + B_{Bz}^2 - B_{Bx} B_{By} & -B_{Bx} B_{Bz} \\ -B_{Bx} B_{By} & B_{Bx}^2 + B_{Bz}^2 - B_{By} B_{Bz} \\ -B_{Bx} B_{Bz} & -B_{By} B_{Bz} & B_{Bx}^2 + B_{By}^2 \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (9c)$$

$$\begin{aligned} \vec{\tau}_{m2} &= -K_{\dot{B}}(\vec{B}_E \times \vec{B}_B) \\ &= -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} -B_{By} \dot{B}_{Ez} + B_{Bz} \dot{B}_{Ey} \\ -B_{Bz} \dot{B}_{Ex} + B_{Bx} \dot{B}_{Bz} \\ -B_{Bx} \dot{B}_{Ey} + B_{By} \dot{B}_{Ex} \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (9d)$$

만약 B-dot 제어기에 의해 위성체 각속도가 무시할 정도로 작아지면 식(9a)에서 두번째 항만 남게 되어 위성체에 작용하는 토크는 $\vec{\tau}_{m2}$ 로 표시할 수 있는데 이것이 정상상태에서 위성의 Precession 운동을 만든다. 또한 극궤도에서 측정되는 몸통좌표계 지구자기장 벡터 \vec{B}_B 와 관성좌표계에서 지구자기장 변화율 \vec{B}_E 는 모두 궤도면에 존재하기 때문에 식(9d)에서 보듯이 위성의 최종 회전운동 방향벡터는 궤도면의 수직벡터와 거의 일치하고 지구 자기장의 흐름에 동기화 되

기 때문에 정상상태의 회전 각속도는 궤도 각속도의 두배가 된다.

일반적으로 위성 각속도에 비해 관성 좌표계에서 지구 자기장 변화율은 무시할 수 있을 정도로 작다. 만약 위성이 상당히 안정화돼서 피치축이 거의 궤도면 수직에 가깝게 수렴했다고 가정하면, 피치축 방향 지구 자기장은 무시할 수 있을 정도로 작다고 가정할 수 있어서 식(8b), (9c)는 식(10), (11)과 같이 간략화 시킬 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} M_{mx} \\ M_{my} \\ M_{mz} \end{Bmatrix} \cong -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} -\omega_y B_{Bz} \\ -\omega_z B_{Bx} + \omega_x B_{Bz} \\ +\omega_y B_{Bx} \end{Bmatrix} \quad (10)$$

$$\vec{\tau}_{m1} \cong -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} \omega_x B_{Bz}^2 - \omega_z B_{Bx} B_{Bz} \\ \omega_y (B_{Bx}^2 + B_{Bz}^2) \\ -\omega_x B_{Bx} B_{Bz} + \omega_z B_{Bx}^2 \end{Bmatrix} \quad (11)$$

일반적으로 자기토크는 위성체의 x, y, z축에 Redundancy를 갖기 위해 각각 1쌍씩 장착되지만 발사무게를 줄이거나 장착공간 부족으로 각축에 1개씩 장착되기도 한다. 1개씩 장착된 위성시스템의 경우에 대해 자기토크 고장이 발생했을 때 이에 대한 영향분석을 해보면 다음과 같다.

1) 롤축 토크 고장일 경우, 식(10), (11)은 식(12), (13)이 된다.

$$\begin{Bmatrix} M_{mx} \\ M_{my} \\ M_{mz} \end{Bmatrix} \cong -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} 0 \\ -\omega_z B_{Bx} + \omega_x B_{Bz} \\ +\omega_y B_{Bx} \end{Bmatrix} \quad (12)$$

$$\vec{\tau}_{m1} \cong -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} \omega_x B_{Bz}^2 - \omega_z B_{Bx} B_{Bz} \\ \omega_y B_{Bx}^2 \\ -\omega_x B_{Bx} B_{Bz} + \omega_z B_{Bx}^2 \end{Bmatrix} \quad (13)$$

고장이 없는 경우 식(11)과 고장 경우 식(13)을 비교해 보면, 롤축 자기 토크 고장은 y축에 작용하는 제어 토크가 작아지는 효과를 발생시킨다. 따라서 피치축의 Precession 운동을 감쇄시키는데 시간이 오래 걸리는 결과를 예측할 수 있다.

2) 피치축 토크 고장일 경우, 식(10), (11)은 식(14), (15)가 된다.

$$\begin{Bmatrix} M_{mx} \\ M_{my} \\ M_{mz} \end{Bmatrix} \cong -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} -\omega_y B_{Bz} \\ 0 \\ +\omega_y B_{Bx} \end{Bmatrix} \quad (14)$$

$$\vec{\tau}_{m1} \cong -K_{\dot{B}} \begin{Bmatrix} 0 \\ \omega_y (B_{Bx}^2 + B_{Bz}^2) \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (15)$$

고장이 없는 경우 식(11)과 고장 경우 식(15)을

비교해 보면, x축과 z축에 작용하는 제어 토크가 0이 되기 때문에 Nutation 운동을 감쇄시키는데 절대적으로 필요한 롤/요 토크가 없기 때문에 위성체의 Nutation 운동을 감쇄시키지 못하는 효과가 있다.

3) 요축 토크 고장일 경우, 식(10), (11)은 식(16), (17)이 된다.

$$\begin{Bmatrix} M_{mx} \\ M_{my} \\ M_{mz} \end{Bmatrix} \cong -K_{\dot{b}dot} \begin{Bmatrix} -\omega_y B_{Bz} \\ -\omega_z B_{Bx} + \omega_x B_{Bz} \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (16)$$

$$\overrightarrow{\tau}_{m1} \cong -K_{\dot{b}dot} \begin{Bmatrix} \omega_x B_{Bz}^2 - \omega_z B_{Bx} B_{Bz} \\ \omega_y B_{Bz}^2 \\ -\omega_x B_{Bx} B_{Bz} + \omega_z B_{Bx}^2 \end{Bmatrix} \quad (17)$$

롤축 토크가 고장나는 경우와 유사하게 y축에 작용하는 토크의 크기가 작아져서 피치축 Precession 운동을 감쇄시키는데 시간이 오래 걸리는 효과가 생긴다.

따라서 피치축 토크가 고장 날 경우, 위성체의 Nutation 운동을 감쇄시키지 못하기 때문에 피치축이 태양을 지향해야 하는 위성의 안정화 측면에서 피치축 토크의 역할이 롤축이나 요축 토크보다 더 중요하다고 할 수 있다.

III. 시뮬레이션 결과

1970년대 제안된 B-dot 제어기에 대해 그동안 제어기의 효율성 증대를 위해 약간의 변형된 B-dot 제어기가 제안된 바는 있지만 기본 형태에는 큰 변화가 없기 때문에 본 논문에서는 식(2)의 Bang-Bang 제어기와 식(3)의 Proportional 제어기를 사용하여 태양 전지판의 안정적 태양지향에 대한 성능을 검증하였다.

위성체의 각운동량 총합이 식(18) 이라면

$$\overrightarrow{H}_t = \overrightarrow{J}_b \overrightarrow{\omega}_b + \overrightarrow{h}_{wy} \quad (18)$$

여기서 \overrightarrow{h}_{wy} 는 피치축 모멘텀 바이어스를 위한 모멘텀 벡터이다.

식(18)를 시간에 대해 미분하면 식(19)이 되며, 시뮬레이션에서 성능 검증에 사용된 위성모델은 아래 식(19), (20)과 같다.

$$\left. \frac{d\overrightarrow{H}_t}{dt} \right|_I = \overrightarrow{J}_b \overrightarrow{\dot{\omega}}_b + \overrightarrow{h}_{wy} + \overrightarrow{\omega}_b \times (\overrightarrow{J}_b \overrightarrow{\omega}_b + \overrightarrow{h}_{wy}) = \overrightarrow{\tau}_m \quad (19)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega \bar{q} \quad (20)$$

여기서 \bar{q} 는 쿼터니온, Ω 는 관성좌표계에 대한 위성체의 각속도로 구성된 Skew symmetric 4 x 4 행렬이다:

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix}$$

시뮬레이션에서 사용한 지구자기장 모델은 일반적인 쌍극자모델을 사용하였다.

3.1 Dawn-Dusk 태양동기 저궤도 위성에서 태양지향 성능

임의 초기 자세에서 태양전지판의 태양지향 성능검증을 위해 시뮬레이션을 수행했으며, 검증에 사용된 위성체 모델은 POI(Product of Inertia)가 작은 모델과 POI 영향을 알아보기 위해 POI가 큰 모델 등 2가지 모델에 대해 시뮬레이션이 수행되었으며, 이에 대한 관성모멘트 값은 아래와 같다.

POI가 작은 위성의 관성 모멘트:

$$J_{b1} = \begin{bmatrix} 2250 & 52 & -10 \\ 52 & 3098 & 84 \\ -10 & 84 & 1296 \end{bmatrix} kg_m \cdot m^2$$

그리고 POI가 큰 위성의 관성 모멘트:

$$J_{b2} = \begin{bmatrix} 4500 & -2000 & 200 \\ -2000 & 16000 & -800 \\ 200 & -800 & 15000 \end{bmatrix} kg_m \cdot m^2$$

피치축 모멘텀 바이어스를 위한 각운동량은 25N·m을 설정하였다. 중력장 영향, 풍차효과를 줄 수 있는 공기 마찰영향 등이 동특성에 영향을 줄 수 있다고 생각되나 위성의 안정성 및 안정화 소요시간에 주는 영향이 작다고 가정하고 본 시뮬레이션에서는 외란 효과를 제외시켰다. 위성의 초기 자세는 태양벡터 방향과 피치축이 일치하는 자세를 기준으로 롤축 에러가 약 90도라고 가정하였다. 사용된 제어기는 식(2)의 Bang-Bang 제어기와 식(3)의 Proportional 제어기를 사용하여 태양전지판의 안정적 태양지향에 대한 성능을 검증하였다.

Figure 2 ~ Fig. 4는 POI가 작은 위성에 대해 Bang-Bang 제어기를 사용했을 때 시뮬레이션 결과이다. 피치축이 약 -0.1도/초의 각속도로 회전하는 것을 Fig. 2에서 볼 수 있고, Fig. 3에서는 궤도좌표계에 대한 위성체 롤축, 피치축, 요축 회전각 변화를 볼 수 있다. 피치축 회전각은 계속 증가함을 알 수 있고, 롤축 및 요축 회전각은

1) POI가 작은 위성에서 Bang-Bang 제어가 사용되는 경우

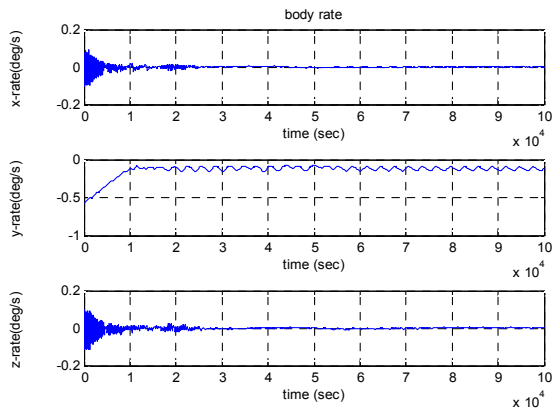


Fig. 2. Satellite Rate Profile (Bang-Bang Controller)

2) POI가 작은 위성에서 Proportional 제어가 사용되는 경우

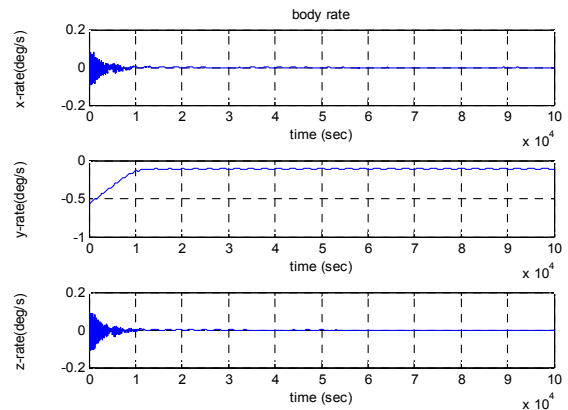


Fig. 5. Satellite Rate Profile (Proportional Controller)

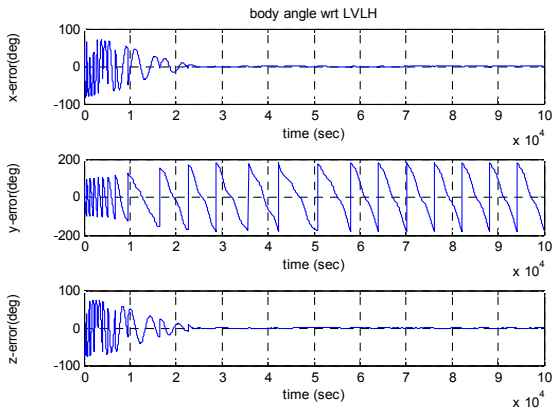


Fig. 3. Body Angle Profile (Bang-Bang Controller)

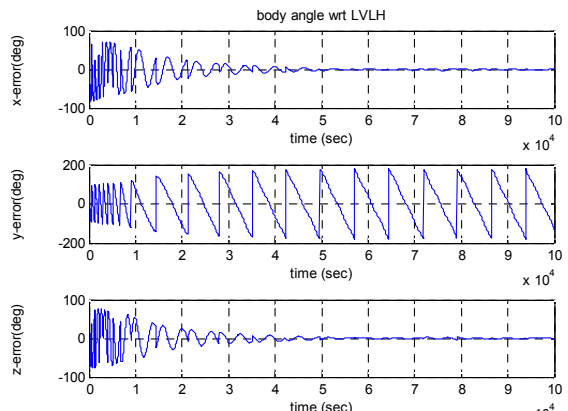


Fig. 6. Body Angle Profile (Proportional Controller)

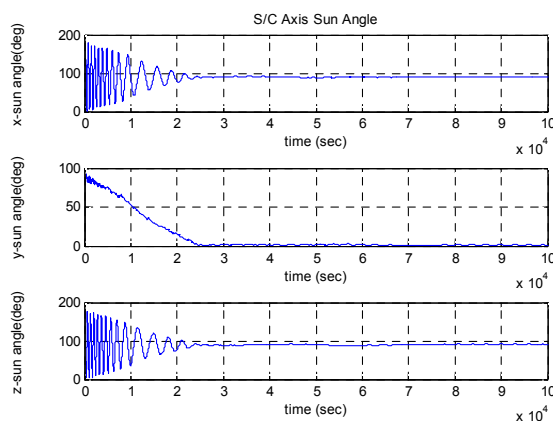


Fig. 4. Sun Angle of Each Axis of Satellite (Bang-Bang Controller)

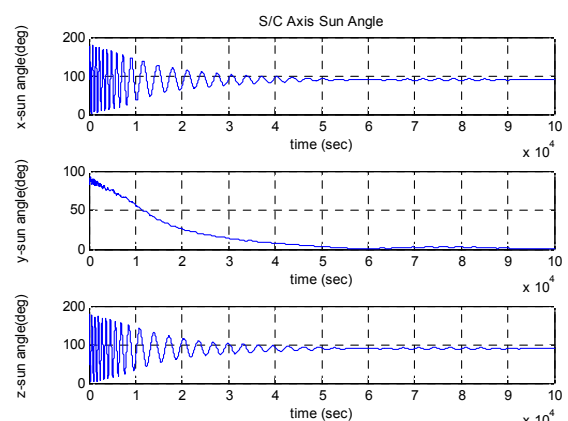


Fig. 7. Sun Angle of Each Axis of Satellite (Proportional Controller)

변화 없이 일정함을 보여 주고 있다. Fig. 5 ~ Fig. 7은 POI가 작은 위성에 대해 Proportional 제어를 사용했을 때 시뮬레이션 결과이다. 또

한 Fig. 8 ~ Fig. 10은 POI가 큰 위성에 대해 Bang-Bang 제어를 사용했을 때 시뮬레이션 결과, Fig. 11 ~ Fig. 13은 POI가 큰 위성에 대해

3) POI가 큰 위성에서 Bang-Bang 제어를 사용하는 경우

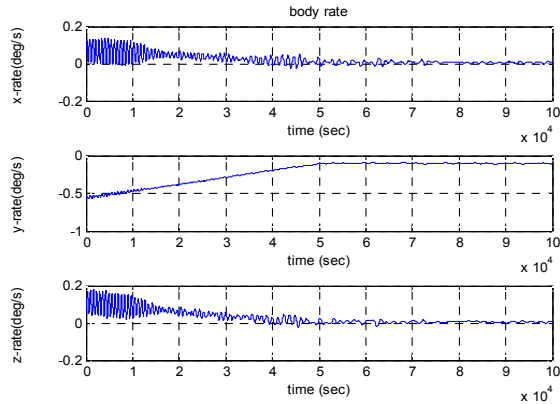


Fig. 8. Satellite Rate Profile (Bang-Bang Controller)

4) POI가 큰 위성에서 Proportional 제어가 사용되는 경우

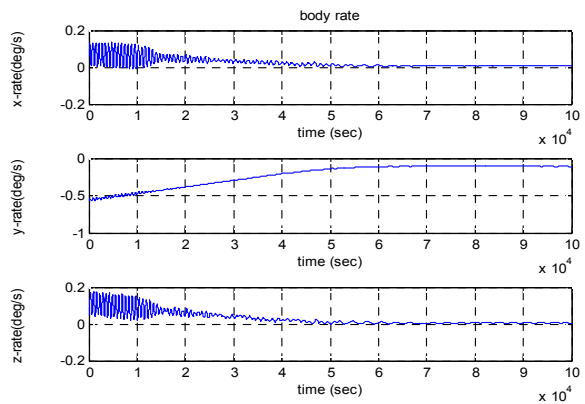


Fig. 11. Satellite Rate Profile (Proportional Controller)

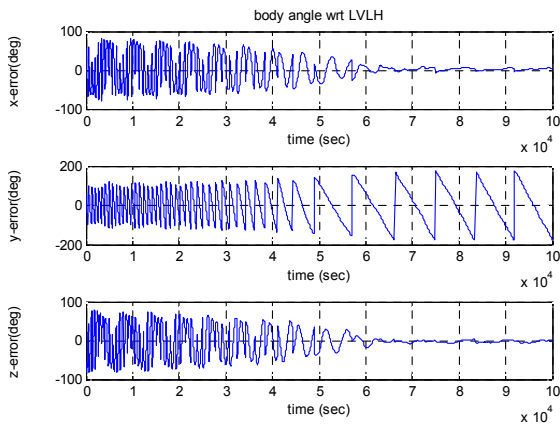


Fig. 9. Body Angle Profile (Bang-Bang Controller)

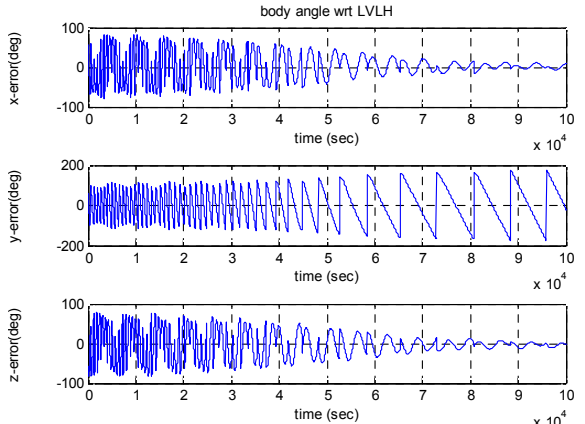


Fig. 12. Body Angle Profile (Proportional Controller)

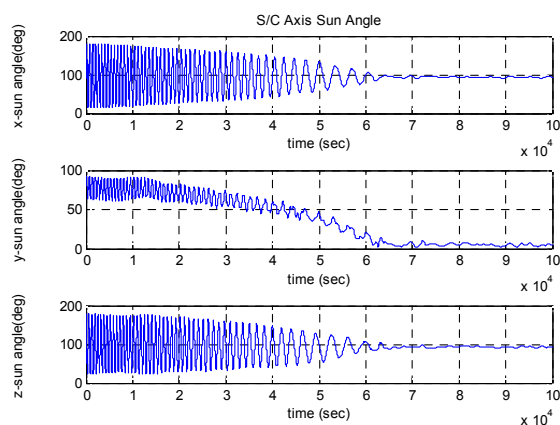


Fig. 10. Sun Angle of Each Axis of Satellite (Bang-Bang Controller)

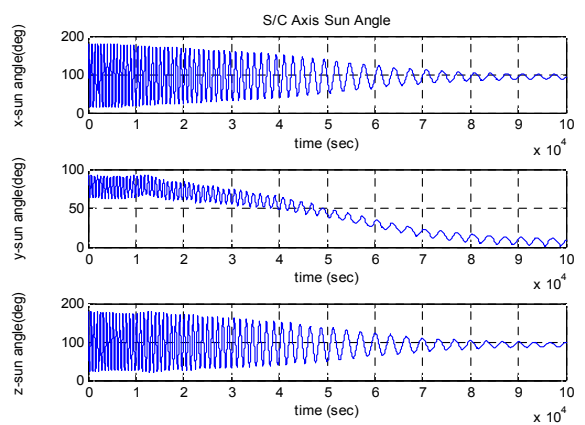


Fig. 13. Sun Angle of Each Axis of Satellite (Proportional Controller)

Proportional 제어를 사용했을 때 시뮬레이션 결과이다.

시뮬레이션 결과, B-dot 제어가 사용될 경우

초기 자세에러 및 B-dot 제어기 형태에 관계없이 그리고 위성의 POI 크기에 관계없이 즉 위성의 관성모멘트 분포에 의한 영향을 거의 받지 않고

위성의 태양 전지판이 안정적으로 태양을 지향하는 것을 볼 수 있다.

성능면에서 Fig. 4와 Fig. 7에서 보듯이 POI가 작은 위성의 경우, 예측한 대로 Bang-Bang 제어기는 Proportional 제어기보다 약 2배 빨리 태양 획득을 하는 것을 볼 수 있다.(25000초 vs. 50000초)

POI가 큰 위성의 경우 역시 Bang-Bang 제어기는 Proportional 제어기보다 성능이 우수한 것을 Fig. 10과 13에서 볼 수 있다.

3.2 자기토크 고장에 의한 영향

본 절에서는 2.3절에서 자기 토크 고장이 발생되었을 때 이에 대한 영향 분석한 결과를 시뮬레이션으로 검증하였다.

시뮬레이션에 사용된 위성체 초기 각속도는 $[\omega_x, \omega_y, \omega_z] = [0.001, -0.01, 0.001] rad/s$ 이며, 위성의 관성모멘트는 앞에서 사용한 J_{bl} 을 사용하였다. 사용된 제어기 형태는 효율이 좋은 Bang-Bang 제어기를 시뮬레이션에 사용하였다.

시뮬레이션 결과는 Fig. 14 ~ 16에서 보여주고 있다. x축 토크가 고장이 난 경우 그림 4와 그림 14를 비교하면 토크가 고장난 경우가 고장나지 않은 경우에 비해 정상상태에 도달하는 시간이 24000초에서 29000초로 약 20% 증가할 뿐 태양지향 정밀도에 영향을 주지 않는 것을 알 수 있다.

Figure 15는 y축 토크가 고장이 난 경우에 대한 시뮬레이션 결과이다. 그림에서 보듯이 y축 토크가 고장난 경우 25 ~ 35도 정도의 Nutation 각을 유지하기 때문에 태양 지향오차가 25 ~ 35도 됨을 볼 수 있다.

Figure 16은 z축 토크가 고장이 난 경우에 대한 시뮬레이션 결과이다. 그림에서 보듯이 x축 토크가 고장이 난 경우와 동일하게 고장나지 않은 경우에 비해 정상상태에 도달하는 시간이 24000초에서 29000초로 약 20% 증가할 뿐 태양지향 정밀도에 영향을 주지 않는 것을 볼 수 있다.

결론적으로 2.3절에서 해석적 분석결과와 동일하게 피치축 자기 토크가 고장 날 경우, 태양 전지판의 태양 지향오차가 증대되는 등 타 축의 자기 토크에 비해 태양지향 오차에 영향을 많이 주기 때문에 위성의 무게, 장착 공간 또는 예산 제약 때문에 위성에 장착될 자기 토크의 갯수를 제한해야 할 경우에도 피치축 자기 토크는 Primary와 Redundancy 자기 토크 장착이 시스템 전체의 신뢰성을 높이는 방안이라는 결론을 내릴 수 있다.

5) 토크가 고장일 경우

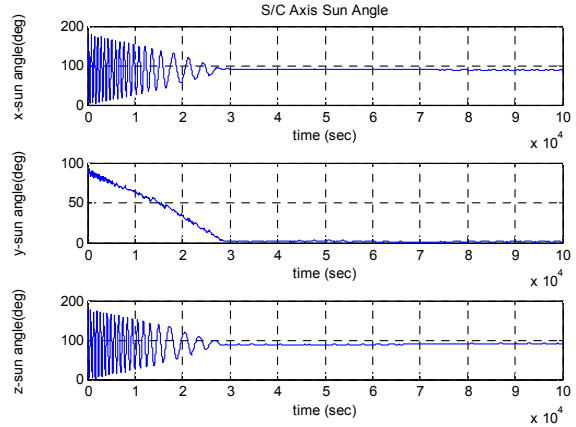


Fig. 14. Sun Angle of Each Axis of Satellite (with x-axis torquer failure, Bang-Bang Controller)

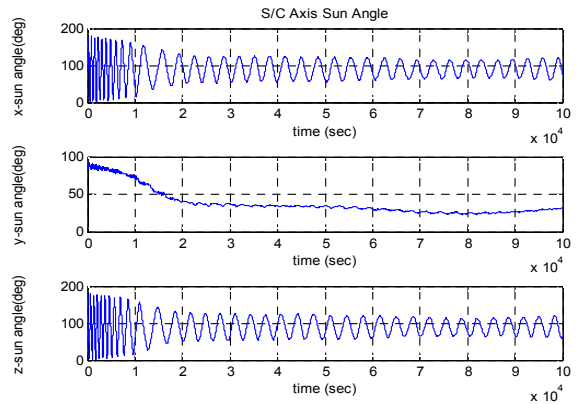


Fig. 15. Sun Angle of Each Axis of Satellite (with y-axis torquer failure, Bang-Bang Controller)

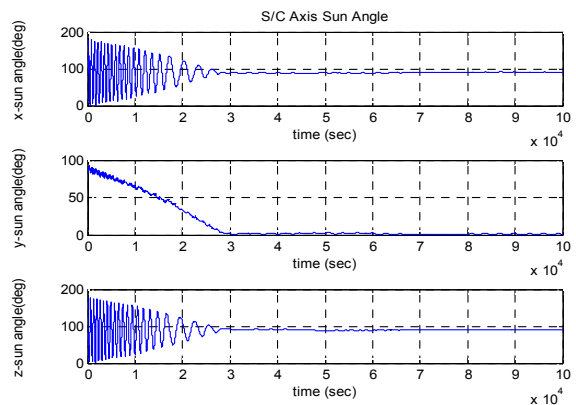


Fig. 16. Sun Angle of Each Axis of Satellite (with z-axis torquer failure, Bang-Bang Controller)

IV. 결 론

본 논문에서 B-dot 제어기 종류 및 Lyapunov 안정성 관점에서 B-dot 제어기 안정성 검토에 대한 요약이 제시되었고, B-dot 제어기 작동원리에 대한 보다 명확한 이해를 위해 천이상태 제어 토크(transient control torque) 및 정상상태 제어 토크(steady state control torque) 개념을 도입해서 B-dot 제어기에 대한 새로운 물리적 해석결과를 제시하였다.

또한 Dawn-dusk 태양동기 궤도면에 대해 태양 입사각이 거의 수직을 이루는 궤도적 특성 때문에 Dawn-dusk 태양동기 저궤도 대형위성이 발사체에서 분리 후 초기 각속도를 감쇄시키며 태양 획득해야 할 초기자세획득 경우 또는 이상상태 발생시 원활한 태양전력 공급을 위해서 태양 획득을 해야 할 경우 간단하고 강건한 B-dot 제어기의 활용성이 매우 높다는 것을 시뮬레이션으로 검증하였으며, Proportional 형태의 B-dot 제어기보다 Bang-Bang 형태의 제어기가 안정화 성능면에서 우수함을 보여 주었다.

POI가 상대적으로 큰 위성 모델에 대한 시뮬레이션 결과, 적절한 피치 모멘텀만 준다면 위성 관성모멘트 분포에 거의 영향을 받지 않고 B-dot 제어기만으로 강건하고 안정적으로 태양전지판을 만족스럽게 태양 지향시킬 수 있다는 것도 검증되었다.

또한 자기 토크 고장에 대한 영향 분석을 해석적 분석 및 시뮬레이션 검증이 수행되었다. 분석 결과, 피치축 자기 토크가 고장 날 경우, 태양 전지판의 태양 지향오차가 증대되는 등 타 축의 자기 토크에 비해 자세획득에 영향을 많이 주기 때문에 위성의 무게, 장착 공간 또는 예산 제약 때문에 위성에 장착될 자기 토크 갯수를 제한해야 할 경우에도 피치축 자기 토크는 Primary와 Redundancy 자기 토크 장착이 시스템 전체의 신뢰성을 높이는 방안이라는 결론을 내릴 수 있었다.

References

- 1) A. Craig Stickler and K.T. Alfriend, "Elementary Magnetic Attitude Control System," *Journal of Spacecraft*, Vol. 13, No. 5, 1975, pp. 282-287.
- 2) A. Craig Stickler, "A Magnetic Control System for Attitude Acquisition," ITHACO, inc. Ithaca, N.Y., Rept. 90345, Jan. 1972.
- 3) Patrice Damilano, "Control of the Attitude of a Satellite in Low Orbit Involving Solar Acquisition," U.S. Patent 5,788,188, Aug. 4, 1998.
- 4) C. Whitford and D. Forrest, "The CATSAT Attitude Control System," 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1998.
- 5) W. Steyn and Y. Hashida, "An Attitude Control System for a Low-Cost Earth Observation Satellite with Orbit Maintenance Capability," 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1999.
- 6) S.-W. Rhee, H-J Kim & J-J Lee, "KOMPSAT-2 AOCS Control Mode & Power Safe Mode Design," *KSAS International Journal*, Vol. 6, No. 1, May 2005
- 7) S.-W. Rhee, 2002, KOMPSAT-2 Subsystem Specification for the Attitude & Orbit Control Subsystem(KARI Internal Doc.)
- 8) Seung-Wu Rhee, Hyun-Ho Seo, "Two Axis Attitude Control System Design of Momentum Biased Satellite," *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.34, No.4, 2006, pp. 40-46.
- 9) T. Mizuno, H. Saito, Y. Masumoto et al., "INDEX: A Piggy-Back Satellite for Advanced Technology Demonstration," 13th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1999