

인공위성의 미동현상 제어에 관한 연구

이 장 훈
천문대

THE NUTATION DAMPING CONTROL OF A SPACECRAFT

Chang-Hoon Lee
Korea Astronomy Observatory

(Received October 1, 1994; Accepted November 26, 1994)

요 약

본 논문에서는 운동량 바이어스 안정화된 인공위성의 능동 미동 제동을 위한 자동 제어기의 설계에 새로운 연속의 스위칭 방정식을 도입한 가변구조 시스템 이론을 사용하였다. 일반적으로 미동 제동을 갖고 있는 선형화된 다변수 시스템에 가변구조 이론을 적용할 때, 스위칭 이득을 어떻게 결정해야 하는지, 진동 현상과 입력과 상태 궤적에 도달기간을 어떻게 줄여야 하는지 등의 단점을 갖고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해서 본 논문에서는 슬라이딩 모드를 얻기 위한 불연속의 스위칭 로직 대신에 연속의 스위칭 방정식을 제시하였다. 이 새로운 접근방법은 기존의 가변구조 이론에 의한 방법보다 훨씬 간단하고, 구해진 제어입력이 연속이므로 진동현상이 없으며, 동시에 설계인자를 적절하게 선정하므로써 도달기간을 줄일 수 있게 된다.

ABSTRACT

In this paper, the Variable Structure System(VSS) theory with new continuous switching dynamic equation is used to design an automatic controller for the active nutation damping in momentum bias stabilized spacecraft. In the application of VSS theory to a linearized multivariable system with the nutation damping systems, there exist some disadvantages such as how to determine the switching gains and how to reduce the chattering phenomena and reaching phase in input and state trajectories. To solve these drawbacks, this paper presents the continuous switching dynamic equation instead of the discontinuous switching logics to obtain the sliding mode. The new design approach

is much simpler than the VSS theory. And there do not exist chattering phenomena in this method because the obtained control inputs are continuous. Simultaneously the reaching phase is reduced by a suitable choice of design factor.

1. 서 론

인공위성의 운동은 일반적으로 위성의 위치와 속도, 그리고 자세와 자세운동에 의해 나타내어진다. 위치와 속도는 인공위성의 병진운동을 표현하며 주로 천체역학(Celestial mechanics), 궤도 결정(Orbit determination) 및 우주항해(Space navigation) 등의 연구분야에 관계된다. 그리고 본 논문에서의 연구와 직접관련이 있는 자세와 자세운동은 질량중심의 회전운동을 표현하는 자세역학 분야에 관계된다 (Roberson 1979, Wertz 1978, Kaplan 1976).

본 논문은 지구 정지궤도상에서 원하는 정상의 방위(orientation)를 유지하면서 지구주위를 회전하는 3-축 안정 인공위성을 모델로 하여, 이 인공위성에서 발생하는 미동현상을 제동하기 위한 제어기 설계를 목표로 한다. 미동현상은 제어토크나 환경적 토크가 스펙트럼의 안정한 자유평형 자세를 교란하여 인공위성에 일어나는 원추형의 주기적인 회전운동으로, 위성의 센서나 안테나의 동작에 나쁜 영향을 주고 지정된 궤도로 부터의 이탈 원인이 되어 통신위성인 경우 그 기능을 상실하는 경우가 발생하게 된다. 따라서 이러한 미동현상을 줄이고자 하는 연구가 많이 수행되어 왔다(Ramirez and Dwyer 1987, Yuan 1980). 이 미동현상의 제동방식에는 위치감지를 필요로 하지 않고 에너지 방출에 의한 운동 자체로 제동하는 수동적 제동방법과 현대 제어이론을 적용하여 인공위성의 각운동량을 적절히 변화시켜 제동하는 능동적 제동방법으로 구분된다. 후자의 경우, 제어장치로는 가스 추진기, 운동량 휠(momentum wheel), 자기 코일등이 있다.

인공위성의 자세제어와 미동현상을 제어하기 위한 인공위성의 입력 토크 제어기의 설계는 비례-미분 제어, 최적제어(optimum control)와 Bang-Bang 제어등의 제어이론이 적용되어 왔다 (Wertz 1978). 비례-미분 제어는 응답특성이 양호하지 않고, 최적제어에 의한 설계는 평가지표(Performance Index)를 설정해야 하며 시스템 파라미터의 정확한 특성을 사전에 알고있어야 하고 파라미터의 변화나 외란에 대한 적절한 대처가 곤란하다는 단점을 갖고 있다. 반면에 가변구조이론(Variable Structure System: VSS)에 의한 Bang-Bang 제어는 최적제어에 의한 설계이면서 입력토크 값을 제어목적에 맞게 일정한 값으로 설정함으로써 미지의 파라미터를 추종할 필요가 없고 단지 파라미터의 변화나 외란에 대한 경계치만을 필요로 하기 때문에 위성의 자세와 미동현상 제어에 현재까지 주로 사용되어 왔다(Valdali 1986). 그러나 이 방법 역시 입력 및 상태 궤적의 진동(chattering)현상과 스위칭 평면까지의 도달기간(reaching phase)이 존재하는 문제점을 갖고 있다. 이러한 문제점을 해결하기 위해서 VSS에서의 스위칭 로직 대신에 슬라이딩 모드(sliding mode)를 갖는 스위칭 dynamic을 도입하여 진동현상을 제거하고, 설계인자를 적절히 선정하여 도달기간을 줄이는 연구가 활발히 진행되고 있다.

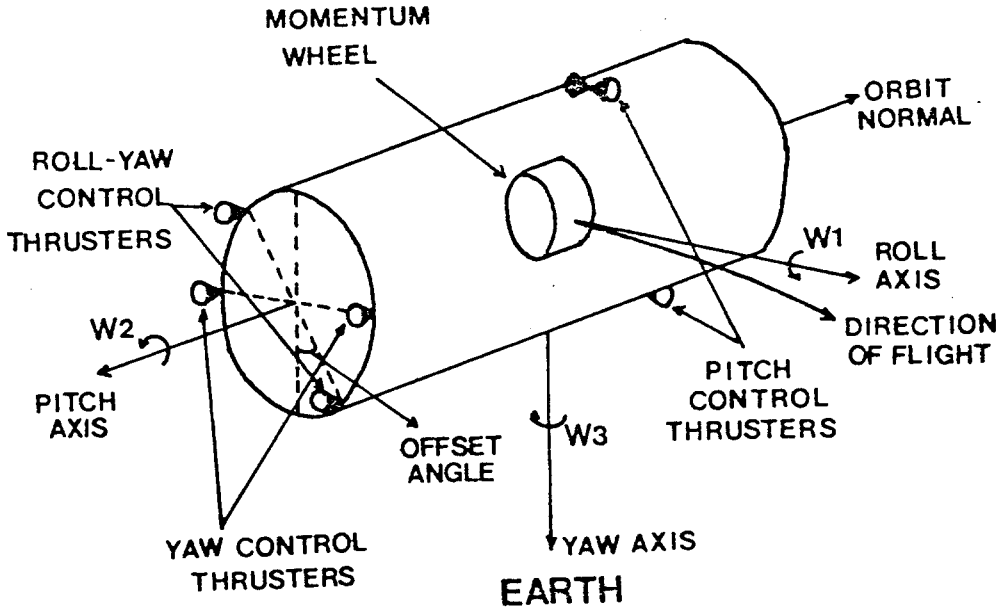


그림 1. 스핀 안정 형태의 인공위성

본 논문에서는 일반적인 제어장치로 운동량 휠과 정해진 각으로 오프-셋트를 갖는 추진기들을 사용하는 인공위성의 입력토크를 구성하는 제어기 설계에 최근에 연구되고 있는 가변구조 시스템의 단점을 개선한 새로운 알고리즘을 적용하여 기존의 VSS에 의한 특성과 비교 연구를 수행하였다.

2. 인공위성의 상태공간 모델

본 논문에서의 제어대상인 인공위성은 수동 제어방식인 스핀 안정 시스템에서 외란 토크로 인해 자세변화가 제어 한계를 넘을 때, 이를 제어하기 위해 가스 추진기를 사용하는 시스템이다. 그림 1에 정지궤도 위성의 방위와, 제어장치인 가스 추진기와 운동량 휠의 위치를 보였다. 그림에서 운동량 휠은 pitch-축을 따라 위치하여 위성이 일정한 속도로 회전하도록 하는 장치이다. Roll-축은 위성의 궤도 접선방향에 놓이도록 설정하고, yaw-축은 지구중심을 향하도록 한다. 그리고 pitch-축은 궤도의 법선방향에 놓이도록 설정한다.

스핀 안정 시스템이 안정하게 유지되려면 다음식과 같은 조건을 만족하여야 한다(Wertz 1978).

$$\left| \int N dt \right| \ll |H| \quad (1)$$

여기서 H 는 위성의 각운동량이고 N 은 위성에 가해지는 외란 토크의 합이다.

일반적으로 3-축 강체의 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} N_1 &= I_1 \dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 \\ N_2 &= I_2 \dot{\omega}_2 + (I_1 - I_2) \omega_1 \omega_3 \\ N_3 &= I_3 \dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 I_1, I_2, I_3 와 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 는 각각 roll, pitch, yaw-축의 관성 모멘트와 각속도이며, N_1, N_2, N_3 는 이들 축에 작용하는 외부 토크이다. 본 논문에서는 운동량 휠에 의한 pitch-축의 각속도가 일정하게 유지된다고 가정하면 위 식은 다음과 같이 된다(Yuan 1980).

$$\begin{aligned} N_1 &= I_1 \dot{\omega}_1 + h \omega_3 \\ N_3 &= I_3 \dot{\omega}_3 - h \omega_1 \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 h 는 피치 휠의 운동량 바이어스(momentum bias)이다.

외부 토크 N_1, N_3 가 없는 경우, 즉 $N_1 = N_3 = 0$ 인 경우 시스템의 특성근을 구하면

$$\lambda = \pm j(h/\sqrt{I_1 I_3}) = \pm j \omega_n \quad (4)$$

여기서 ω_n 은 고유 진동수(natural frequency)로 이 값에 의해 roll과 yaw-축에 조화진동(harmonic oscillation)이 발생된다. 이 진동이 스핀축의 안정한 평형자세를 교란시키므로서 위성에 미동현상이 일어나게 된다(Ramirez and Dwyer 1987).

Roll과 yaw-축에서의 작은 오차값(각각 ϕ, ψ)에 대해서 다음의 근사식을 얻을 수 있다(Crouch 1984, Kaplan 1976).

$$\begin{aligned} \omega_1 &\cong \dot{\phi} - \omega_0 \psi \\ \omega_3 &\cong \dot{\psi} + \omega_0 \phi \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 ω_0 는 인공위성의 궤도 변화율이다.

스핀 안정 위성은 일반적으로 대칭적 형태를 갖고 있으므로 $I_1 \cong I_3 \cong I$ 로 가정한다(Wertz, 1978). 따라서 식 (4)와 (5)를 식 (3)에 대입하면

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \omega_n - \omega_0 \\ \omega_0 - \omega_n & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \omega_0 \omega_n \begin{bmatrix} \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_1/I \\ N_3/I \end{bmatrix} \quad (6)$$

외부 토크 N_1, N_3 는 어떤 정해진 각 δ 로 오프셋을 갖게 하는 roll-yaw 추진기 쌍과 yaw 추진기 쌍에 의해서 공급되어진다. 이 외부 토크와 입력 토크 사이의 관계(Ramirez and Dwyer 1987)는

$$\begin{bmatrix} N_1 \\ N_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \delta & 0 \\ -\sin \delta & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_3 \end{bmatrix} \equiv Q \begin{bmatrix} u_1 \\ u_3 \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기서 u_1, u_3 는 각각 roll-yaw 추진기 쌍과 yaw 추진기 쌍에 의해 발생하는 입력 토크벡터이다. 식 (6)을 (7)에 대입하면

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \omega_n - \omega_0 \\ \omega_0 - \omega_n & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \omega_0 \omega_n \begin{bmatrix} \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \delta & 0 \\ \sin \delta & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1/I \\ u_3/I \end{bmatrix} \quad (8)$$

여기서 상태변수를

$$x_1 \equiv \phi, \quad x_2 \equiv \dot{\phi}, \quad x_3 \equiv \psi, \quad x_4 \equiv \dot{\psi} \quad (9)$$

라고 정의하면 식 (8)은 다음과 같이 시스템의 차수가 4차이고 입력이 두개인 다변수 시스템의 상태 방정식으로 표현할 수 있게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -\omega_0 \omega_n x_1 - (\omega_n - \omega_0) x_2 + u_1 \cos \delta / I \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= -(\omega_0 - \omega_n) x_3 - \omega_0 \omega_n x_4 + u_1 \sin \delta / I + u_3 / I \end{aligned} \quad (10)$$

3. 인공위성 미동현상 제동을 위한 제어기 설계

3.1 가변구조 시스템에 의한 제어기 설계(알고리즘 I)

가변구조 시스템에서 제어입력은 스위칭 평면에서 스위칭 로직에 따라 시스템의 구조를 변화시킨다. 이 가변구조 제어입력에 의해 상태공간의 어떤 위치에서도 상태는 스위칭 평면으로 향하게 되며, 일단 이 평면에 도달하게 되면 슬라이딩 모드 현상(Dorling and Zinober 1983, Zinober *et al.* 1986)에 의해 그 평면을 따라 이동하게 된다.

다음과 같은 조정기(regulator) 시스템을 생각하자.

$$\dot{X}(t) = AX(t) + BU(t), \quad X \in R^{n \times 1}, \quad U \in R^{m \times 1}, \quad A \in R^{n \times n}, \quad B \in R^{n \times m} \quad (11)$$

가변구조 조정기의 설계목적은 임의의 초기조건 $X(0) = X_0$ 로부터 $t \rightarrow \infty$ 로 하면 상태가 점근적으로 원점으로 가게 해 주는 것이다.

스위칭 평면은 다음과 같이 정의된다.

$$S_j = \{X : C_j X = 0\}, \quad C_j \in R^{1 \times n}, \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (12)$$

만일 상태가 동시에 각 초평면(hyper-plane) S_j 에 놓인다면, 즉 다음 식과 같이 스위칭 평면 S 에 도달하여 머물게 되면 가장 이상적인 슬라이딩 모드가 일어나게 된다.

$$S(X) = \{X : CX = 0\} \quad (13)$$

슬라이딩 모드내에서는 다음 식이 만족되어 진다.

$$S(X) = 0, \quad \dot{S}(X) = 0 \quad (14)$$

시스템이 슬라이딩 모드내에 있을 경우, 식 (11)은 다음과 같이 표현된다.

$$C\dot{X}(t) = CAX(t) + CBU(t) = 0 \quad (15)$$

이 식을 $U(t)$ 에 대해 정리하면, 다음의 등가입력이 구해진다.

$$U_{eq}(t) = -(CB)^{-1}CAX(t) = -KX(t), \quad (16)$$

$|CB| \neq 0, \quad K : \text{feedback gain}$

따라서 슬라이딩 모드에서의 상태방정식은 다음과 같다.

$$\dot{X}(t) = [I_n - B(CB)^{-1}C]AX(t) \equiv A_{eq}X(t) \quad (17)$$

여기서 행렬 C 는 스위칭 평면행렬로 시스템의 응답특성을 좌우하게 된다. 행렬 C 의 결정방법은 일반적으로 극점배치(pole placement) 방법(Dorling and Zinober 1986, Zinober *et al.* 1986)을 사용한다.

슬라이딩 모드가 일어날 필요충분조건과 이를 만족하는 제어입력은 다음과 같이 표현된다.

$$\lim_{s_j \rightarrow 0} s_j \dot{s}_j < 0, \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (18)$$

$$U = -\Psi X \quad (19)$$

$$\Psi_i = \begin{cases} \Psi_i^+, & x_i s_j > 0, \quad i = 1, 2, \dots, n \\ \Psi_i^-, & x_i s_j < 0, \quad j = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (20)$$

식 (20)은 스위칭 로직에 의해 식 (18)의 조건이 만족되도록 이득값을 바꾸어 주는 스위칭 이득이다.

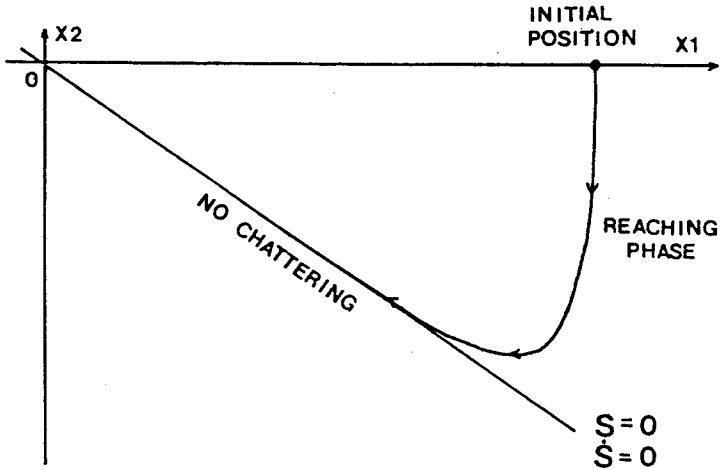


그림 2. 2차 시스템의 슬라이딩 모드

이상과 같은 가변구조 시스템의 제어입력은 식 (20)에서 알 수 있듯이 불연속이 되며, 이로 인한 상태 및 입력의 진동이 모델링 과정에서 무시된 고주파 동특성을 여기(excitation)하기 때문에 전체 시스템의 불안정 원인이 된다. 또한, 시스템의 상태 초기위치가 스위칭 평면에서 떨어져 있는 경우에는 도달기간이 존재하는데 이 기간에는 시스템 파라미터 변동이나 외란에 대해 시스템의 응답이 매우 민감하므로 가변구조 시스템의 장점을 얻을 수 없게 된다. 이러한 단점을 해결하기 위해서 다음 절에서 새로운 알고리즘을 제시한다.

3.2 슬라이딩 모드를 이용한 새로운 제어기 설계(알고리즘 II)

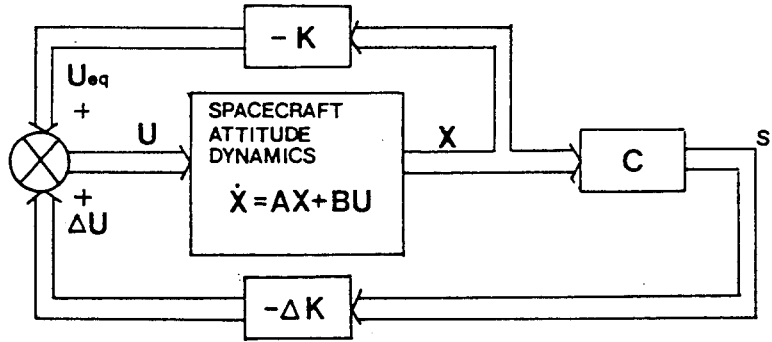
가변구조 시스템에서 제어입력의 불연속으로 인한 시스템의 진동현상을 제거하기 위해서 식 (20)의 스위칭 로직 대신에 식 (18)과 슬라이딩 모드 존재조건을 만족하도록 하는 스위칭 방정식을 다음과 같이 정의한다.

$$\dot{s} = -\Gamma s, \quad \Gamma = \text{diag}(\gamma_1, \gamma_2, \dots, m) \tag{21}$$

여기서 Γ 는 설계 인자이다. 이 식의 해는

$$s_i(t) = s_i(0) \exp(-\gamma_i t), \quad s_i(0) = c_i X(0), \quad i = 1, 2, \dots, m \tag{22}$$

이 식에 의해 스위칭 함수 값은 Γ 에 따라 지수함수적으로 0에 접근하게 되며, 그 속도는 Γ 에 따라 달라지게 된다.



$$K = (CB)^{-1}CA, \Delta K = (CB)^{-1}\Gamma, \Gamma = \text{diag}[\gamma_1, \gamma_3], |CB| \neq 0$$

그림 3. 제안된 기법의 시스템 블록선도

식 (13)의 스위칭 함수를 미분하여 식 (11)의 시스템에 대입하면,

$$\dot{s} = C\dot{X}(t) = CAX(t) + CBU(t) \tag{23}$$

이 식을 $U(t)$ 에 대해 정리하고, s 대신 식 (21)을 대입하면 다음과 같은 제어입력을 얻게된다.

$$\begin{aligned} U(t) &= -(CB)^{-1}[CAX(t) + \Gamma s] \\ &\equiv U_{eq} + \Delta U, U_{eq} \equiv -(CB)^{-1}CAX(t), \Delta U \equiv -(CB)^{-1}\Gamma s \end{aligned} \tag{24}$$

여기서 ΔU 는 상태의 초기위치가 스위칭 평면에서 벗어나 있을 경우에 스위칭 평면으로 향하게 하는 도달입력이며, U_{eq} 는 시스템이 슬라이딩 모드내에 있을 때의 등가입력이다.

이와 같은 제어방법에 의한 2차 시스템의 슬라이딩 모드를 그림 2의 상태 평면상에 보였다. 그림에서 알 수 있듯이 스위칭 평면상에서 진동현상이 없는 거의 이상적인 슬라이딩 모드를 얻을 수 있으며, 도달기간도 Γ 값을 적절히 선택하여 감소시킬 수 있음을 알 수 있다.

이상과 같이 제안된 새로운 제어 알고리즘의 전체 블록선도를 그림 3에 보였다.

3.3 인공위성의 미동현상 제이기 설계

식 (10)과 같이 모델링된 인공위성 시스템의 미동현상을 제어하기 위한 제어입력을 구하기 위해 다음과 같은 스위칭 함수를 정의하자.

$$\begin{aligned} s_1 &= \{X : x_2 + c_{11}x_1 + c_{13}x_3 = 0\} \\ s_3 &= \{X : x_4 + c_{31}x_1 + c_{33}x_3 = 0\} \end{aligned} \quad (25)$$

그리고 슬라이딩 모드를 갖는 스위칭 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{s}_i(t) = -\gamma_i s_i, \quad i = 1, 3 \quad (26)$$

이 방정식의 해는

$$s_i(t) = s_i(0) \exp(-\gamma_i t), \quad s_i(0) = c_i X(0), \quad c_i \in R^{1 \times 4}. \quad (27)$$

이제 식 (24)에서 정의된 등가입력과 도달입력을 두개의 입력에 대하여 각각 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u_{1eq} &= I[\omega_0 \omega_n x_1 - c_{11}x_2 - (c_{13} - \omega_n + \omega_0)x_4] \sec \delta \\ u_{3eq} &= I[\omega_0 \omega_n \tan \delta x_1 + (\omega_0 - \omega_n - c_{31} - c_{11} \tan \delta)x_2 \\ &\quad + \omega_0 \omega_n x_3 - (c_{33} + (c_{13} - \omega_n + \omega_0) \tan \delta)x_4] \end{aligned} \quad (28)$$

$$\begin{aligned} \Delta u_1 &= -I \sec \delta \gamma_1 s_1 \\ \Delta u_2 &= -I \tan \delta \gamma_1 s_1 - I \gamma_3 s_3 \end{aligned} \quad (29)$$

따라서 전체 제어입력은 식 (24)에 의해 다음과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned} u_1 &= I[\omega_0 \omega_n x_1 - c_{11}x_2 - (c_{13} - \omega_n + \omega_0)x_4 - \gamma_1 s_1] \sec \delta \\ u_3 &= I[\omega_0 \omega_n \tan \delta x_1 + (\omega_0 - \omega_n - c_{31} - c_{11} \tan \delta)x_2 \\ &\quad + \omega_0 \omega_n x_3 - (c_{33} + (c_{13} - \omega_n + \omega_0) \tan \delta)x_4 - \tan \delta \gamma_1 s_1 - \gamma_3 s_3] \end{aligned} \quad (30)$$

4. 수치에 및 검토

4.1 수치에

본 연구에서 제안된 제어 알고리즘을 확인하기 위해서 인공위성의 각 파라미터를 다음과 같이 선정하였다(Ramirez and Dwyer 1987).

$$\begin{aligned} I &= 1327.28 \text{ [kg m]} \\ \omega_0 &= 727 \times 10^{-7} \text{ [rad/sec]} \\ h &= 20 \text{ [N m sec]} \\ \omega_n &= h/I = 0.01506 \text{ [1/sec]} \\ \delta &= 10^\circ = 0.1745 \text{ [rad]} \end{aligned}$$

식 (25)에서 제안된 스위칭 함수의 평면행렬 원소를 다음과 같이 선정한다.

$$\begin{aligned} c_{11} &= c_{33} = 0.12 \\ c_{13} &= c_{31} = 0.03 \end{aligned}$$

그러면 식(25)의 스위칭 평면은 다음과 같이 나타난다.

$$\begin{aligned} S_1 &= x_2 + 0.12x_1 + 0.03x_3 = 0 \\ S_3 &= x_4 + 0.03x_1 + 0.12x_3 = 0 \end{aligned}$$

이제 식 (30)의 제어입력을 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u_1 &= 0.00147x_1 - 161.663x_2 - 20.225x_4 - 1347.19\gamma_1s_1 \\ u_3 &= 0.000255x_1 - 87.775x_2 + 0.00145x_3 - 162.785x_4 - 233.9995\gamma_1s_1 - 1327.28\gamma_3s_3 \end{aligned}$$

본 연구에서는 설계인자 γ_1 과 γ_3 는 0.5로 같은 값으로 하였다. 시스템의 상태변수들의 초기값 (Ramirez and Dwyer 1987)은 다음과 같이 설정하여 시뮬레이션 하였다. 이 시뮬레이션 결과, 즉 4개의 상태제적과 두개의 제어입력 제적을 그림 4에서 11에 기존의 가변구조 시스템을 이용한 경우와 본 연구에서 제시한 알고리즘의 결과를 함께 보였다.

4.2 검토

Roll과 yaw-축의 각운동방정식으로 부터 근사화 기법에 의해 선형화된 시스템 방정식 (10)은 불안정한 시스템이다. 이는 바로 인공위성이 지구 정지 궤도상에서 지정된 방위를 유지하지 않고, 미동하고 있음을 의미한다. 이런 현상을 제어하기 위해서 기존의 가변구조 시스템을 이용한 경우와 본 연구에서 제시한 알고리즘의 결과를 그림 4-11에 보였다. 그림 5와 7에서 각 축의 각변화를 제적은 기존의 방법에 의한 결과보다 본 논문에서의 알고리즘을 적용했을 경우가 진동현상은 없어지지만, 오버슈트가 약간 증가함을 알 수 있었다. 또한 기존의 VSS 알고리즘에서 스위칭 로직의 불연속성에 의한 심한 진동현상을 그림 8과 9에 보였다. 이러한 진동현상은 위성에 기계적 부담을 주기 때문에 위성의 미동현상 제어에 문제점이 된다. 반면에 본 연구에서 처럼 스위칭 방정식을 도입하여 연속 입력을 구성하여 제어입력을 구하게 되면 그림 10과 11의 결과에서 알 수 있듯이 심한 진동현상을 제거할 수 있음을 알았다. 그러나 이 두가지 방법에 의한 제어입력의 크기를 비교하면, 그림 10과 11의 경우가 커짐을 알 수 있다. 따라서 일반적으로 인공위성의 수명을 자세제어에 사용되는 기계적 장치와 연료의 양에 달려 있으므로, 연료소비 문제를 고려하여 제어 목적에 알맞는 적절한 설계인자 Γ 값을 선정해야 할 것이다.

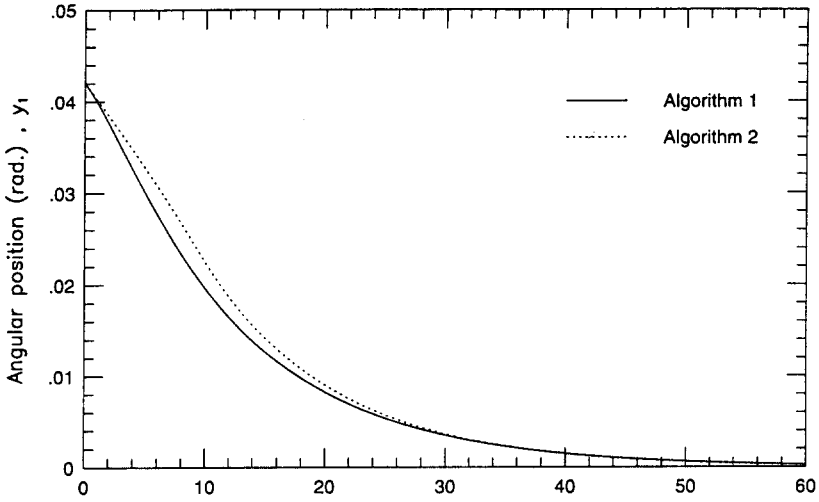


그림 4. Roll-축의 오차 궤적.

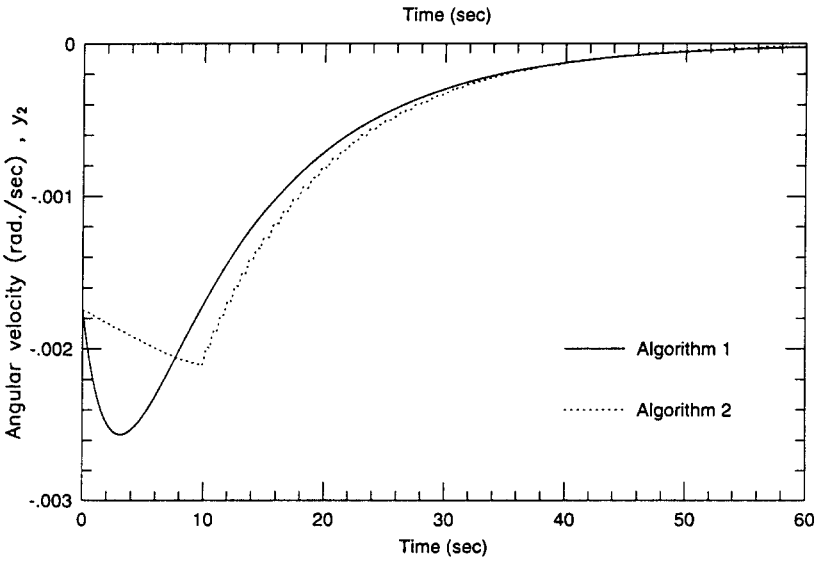


그림 5. Roll-축의 각변화율 궤적.

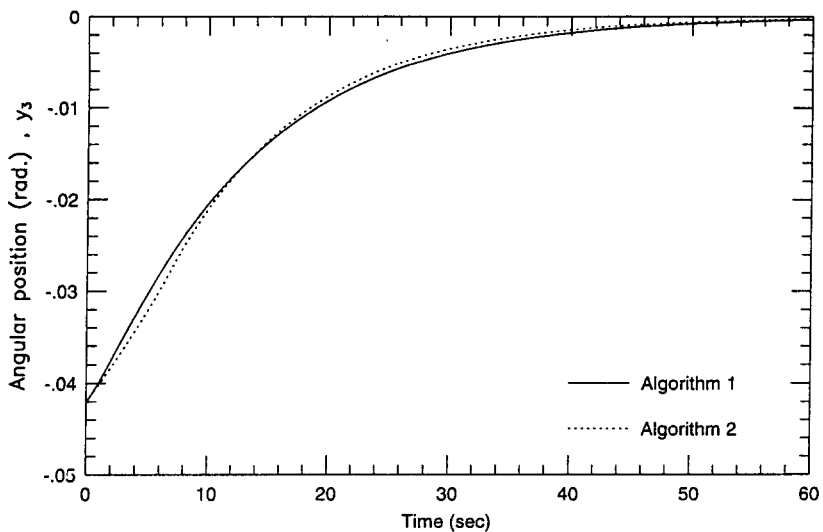


그림 6. Yaw-축의 오차 궤적.

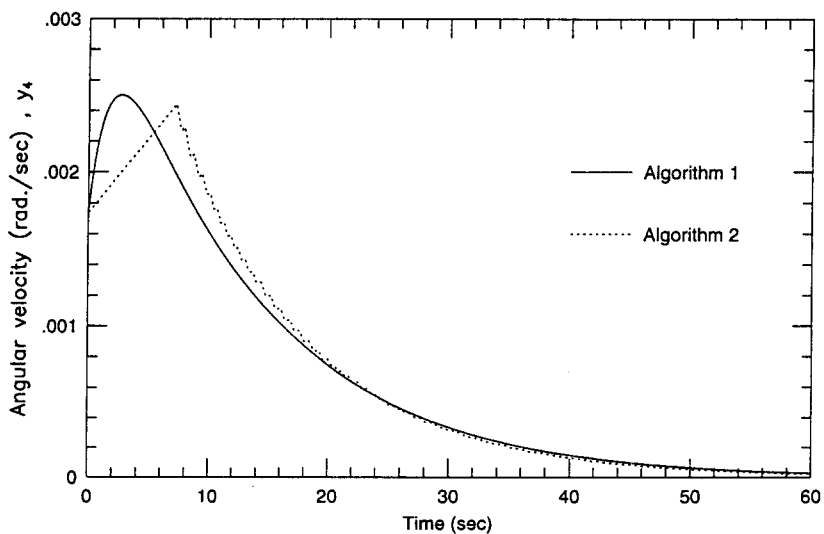


그림 7. Yaw-축의 각변화율 궤적.

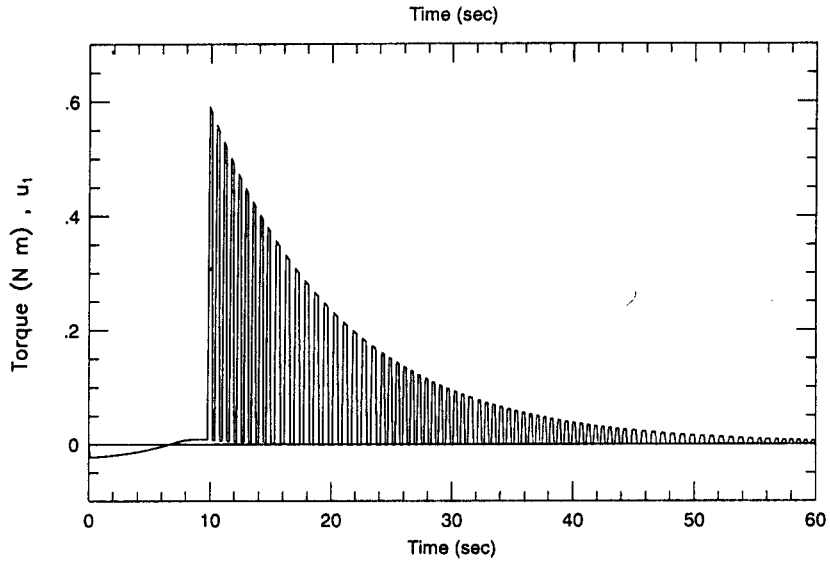


그림 8. 알고리즘 I에 의한 제어입력 u_1 .

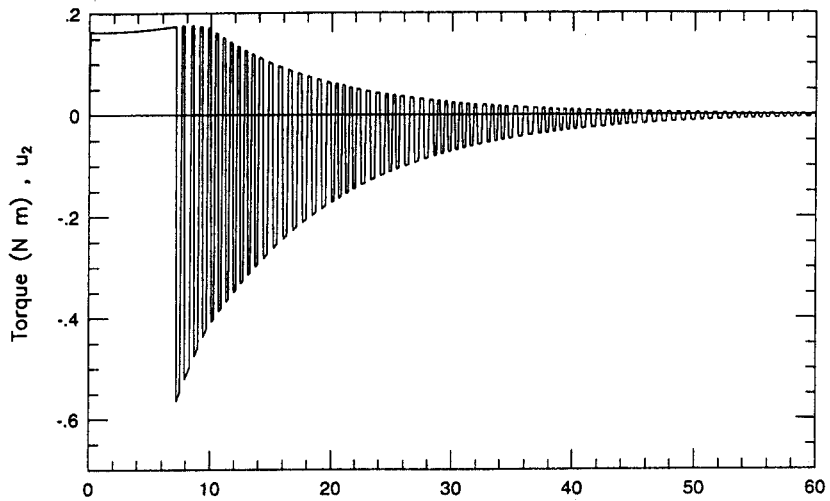


그림 9. 알고리즘 I에 의한 제어입력 u_2 .

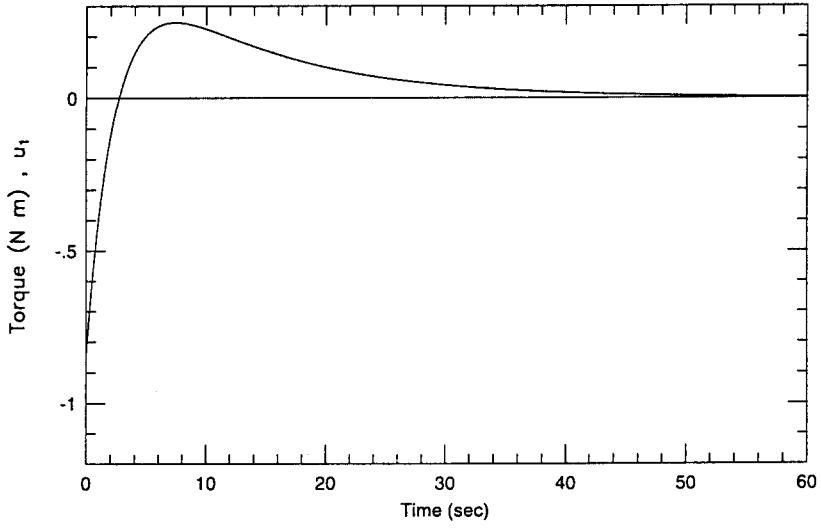


그림 10. 알고리즘 II에 의한 제어입력 u_1 .

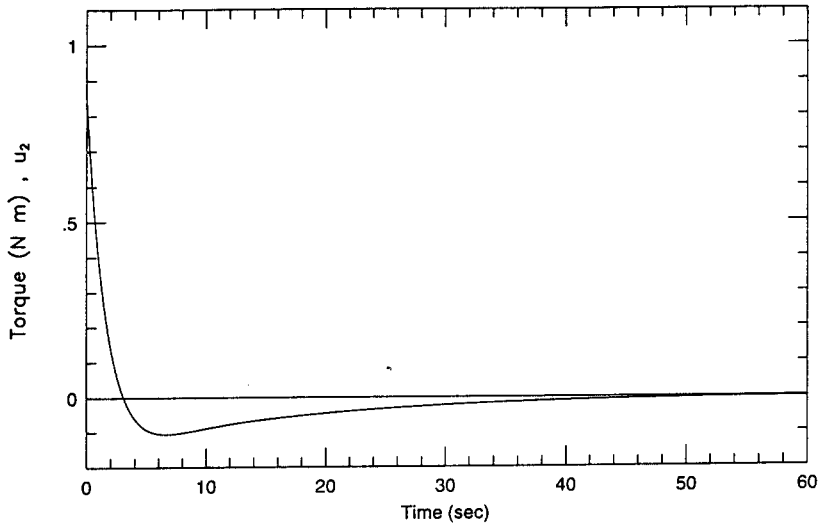


그림 11. 알고리즘 II에 의한 제어입력 u_2 .

5. 결 론

본 연구는 pitch-축에 운동량이 편중된 스피ن 안정형태의 인공위성에서 발생하는 미동현상에 의한 roll과 yaw-축의 오차값을 줄이기 위해 능동 제어방식인 가스 추진기를 사용하는 인공위성에 적용할 수 있는 제어를 설계하였다. 위성 시스템의 상태방정식은 근사화 기법에 의해 선형화된 모델을 사용하였다.

본 연구에서 제안한 제어 알고리즘을 인공위성의 미동현상 제어에 적용한 결과 roll과 yaw-축에 진동현상이 제거되어 양호한 응답특성을 얻을 수 있었으며, 가스 추진기의 출력을 단지 설계인자 Γ 값에 의해 조정할 수 있으므로 연료소비 문제와 관련하여 미동현상의 제동을 원활하게 수행할 수 있었다. 시뮬레이션 결과 설계인자 값을 크게 할수록 상태의 수렴성이 빠르고 도달기간이 줄어드는 반면에, 입력의 크기와 상태 오버슈트가 커져 입력 및 상태의 제한조건을 고려하여 적절한 설계인자 Γ 값을 선정해야 한다. 제안된 알고리즘에서는 슬라이딩 모드를 얻기 위한 스위칭 로직이 없으므로 제어계통의 구현이 간단해지므로 실제 위성의 미동현상 제동의 제어가 실현에 바로 적용할 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

- Crouch, P. E. 1984, IEEE Trans. Auto. Contr., AC-29, 321
 Dorling, C. M. & Zinober, A. S. I. 1986, Int. J. Contr., 44, 65
 Kaplan, M. H. 1976, Modern spacecraft dynamics & control, (John Wiley & Sons)
 Ramirez, H. S. & Dwyer, T. A. W. 1987, IEEE Trans. Auto. Contr., AC-32, 436
 Roberson, R. E. 1979, J. Guidance and Control, 1, 3
 Valdali, S. R. 1986, J. Guidance, 9, 235
 Wertz, J. R. 1978, Spacecraft attitude determination and control, Dordrecht, (Reidel: Holland)
 Yuan, J. S. C. 1980, J. Guidance and Control, 3, 361
 Zinober, A. S. I., Dorling, C. M. & Yang Xin Hua 1986, Proc. of 25th confer. on Decision and Contr., Athens, 306