

가변구조 제어계의 채터링 현상의 제거를 위한 연속입력 제어법칙의 개선

An Improvement of Continuous Control Law for Removing Chattering Phenomenon of VSC Systems

金 重 完* · 李 萬 炯**
(Joong-Wan Kim · Man-Hyung Lee)

요 약

본 논문에서는 가변구조제어계의 일반적인 결점인 채터링현상을 제거하는 방법을 모색한다. 이를 위하여 스위칭 평면에서 연속함수의 항으로 표현되는 연속제어법칙을 제안하고 인공위성의 자세제어에 적용하였으며 기존의 가변구조제어법칙에 의한 결과와 비교 고찰하였다.

Abstract-In this paper, a methodology is developed to remove the high frequency chattering phenomenon which is the common drawbacks of variable structure control (VSC) system. An improved control law is proposed to achieve continuous control input whose terms are continuous functions during the control process under switching plane, which removes chattering and is robust as well. The methodology developed in this paper is applied to attitude control for spacecraft and the simulated results are compared with those of typical VSC methodology.

1. 서 론

가변구조제어이론은 미리 정한 알고리즘 또는 구조적 변화의 법칙에 따라 시스템의 구조를 변경시킴으로써 시스템의 응답속도를 향상시키고 정상상태오차를 작게하는 성질을 갖는다.^{1,2)} 특히 제어입력을 상태변수의 함수로 정의함으로써 불안정한 구조를 안정한 구조로 변환하는 것이 가능하다.^{3,4)} 가변구조제어이론의 장점은 상태공간에 정의된 스위칭 평면에서 시스템의 구조를 변경시킴으로써 시스

템 파라미터의 변동이나 외란의 영향을 거의 받지 않으며 슬라이딩 운동을 한다는 것이다.^{5,6)} 그러나 종래의 가변구조제어기법에서는 슬라이딩 운동을 얻기 위한 제어 법칙은 근본적으로 불연속이며 상태제적은 슬라이딩 운동을 하기 보다는 스위칭 평면 근방에서 채터링 운동을 하게 된다.^{7,8)}

Slotine은 가변구조제어계의 이러한 단점을 개선하기 위하여 불연속인 제어입력을 연속화한 제어입력이 되도록 연속제어입력법칙을 제안하였고 이를 사용하면 상태제적의 종래의 채터링 운동도 완전한 슬라이딩 운동이 가능함을 보였다.⁹⁾

한편 Joo등은 시변 스위칭평면을 이용하여 Slotine의 방법에 도입함으로써 연속적인 제어입력을 얻음과 동시에 제어를 행하는 전구간 동안에 슬라이딩

*正 會 員 : 東亞大 工大 機械工學科 助教授

**正 會 員 : 釜山大 工大 精密機械工學科 教授 · 工博

接受日字 : 1988年 7月 14日

1次修正 : 1988年 11月 14日

운동을 얻을 수 있는 제어입력을 제안하였다. Joo 등이 제안한 방법은 여러가지 장점을 갖고 있으나 제어입력항의 계수값에 따라서 계의 응답특성이 달라지므로 계수값의 적절한 선택이 연구과제로 남아 있다.¹⁰⁾

따라서 본 논문에서는 슬라이딩 모드에서 채터링 현상을 제거할 수 있고 연속입력을 얻을 수 있으며 제어입력항의 계수값의 선정을 용이하게 할 수 있는 새로운 제어입력법칙을 제안하고자 한다.

Nomenclature

- A = (a_{ij}) : n×n 시스템 행렬
- A_{eq} : n×n 시스템 등가 행렬
- B = (b_i)^T : n×1 시스템 열벡터
- C = (c_i) : 1×n 스위칭 평면 계수의 행벡터
- I : n×n 단위 행렬
- I_i : 주관성 모멘트 (i = 1, 2, 3)
- J : 성능지수
- J* : 최적 성능지수
- L_i : 주축에 대한 입력 토오크
- L_e : 외부의 외란에 대한 등가 토오크
- N(X) : X의 norm
- Q : 4×4 성능지수의 행렬
- R : 3×3 성능지수의 행렬
- u : 부호함수 제어법칙에 의한 스칼라 입력
- u* : 임계함수 제어법칙에 의한 스칼라 입력
- u** : 지수함수 제어법칙에 의한 스칼라 입력
- X : n×1 상태 벡터
- Ψ_i : 제어법칙의 임의의 상수
- σ(X) : 스위칭 평면
- μ, γ : 임의의 상수
- λ : costate 벡터
- ω : 3×1 각속도 벡터
- β : 4×1 Euler 파라미터 벡터
- $\tilde{\beta}$: 축소된 3×1 Euler 파라미터 벡터
- w : 백색 Gaussian 잡음

2. 가변구조제어계의 이론

가변구조제어계에서는 제어입력을 상태변수의 함수로 정의하며 슬라이딩레짐에 의해서 스위칭 논리를 받아 부호가 바뀌므로 계의 구조를 변화시킨다. 다음과 같은 시스템의 상태방정식을 고려한다.

$$\dot{X} = AX + Bu \tag{1}$$

가변구조제어계에서 스위칭 평면과 제어법칙은

다음식으로 정의된다.

$$\sigma(X) = \sum_{i=1}^n c_i x_i = CX = 0 \tag{2}$$

$$u = \left(- \sum_{i=1}^n \Psi_i |x_i| \right) \cdot \text{sign}(\sigma(X)) \tag{3}$$

여기서

$$\text{sign}(\sigma(X)) = \begin{cases} +1 & \text{if } \sigma(X) > 0 \\ -1 & \text{if } \sigma(X) < 0 \end{cases}$$

스위칭 평면에서 슬라이딩 운동이 일어날 필요충분 조건은 다음과 같다.

$$\sigma(X) \cdot \dot{\sigma}(X) \leq 0 \tag{4}$$

식(4)로부터 식(3)의 계수 Ψ_i의 범위를 구하면 다음과 같다.¹⁰⁾

$$\Psi_i \geq (\max \bar{a}_i / (\min \bar{b})) \tag{5}$$

여기서 $\bar{a}_i = \sum_{j=1}^n c_j a_{ij}$ (i = 1, ..., n)

$$\bar{b} = \sum_{j=1}^n c_j b_j > 0$$

상태변수가 스위칭 평면에서 이상적으로 슬라이딩 운동을 한다면 다음식이 성립한다.

$$\sigma(X) = 0 \tag{6}$$

$$\dot{\sigma}(X) = 0 \tag{7}$$

$$= \frac{\partial \sigma}{\partial X} \cdot \dot{x} = CAX + CBu = 0 \tag{8}$$

식(8)에서 입력 u를 구할 수 있으며 이것을 등가 입력 u_{eq}라 한다.

$$u_{eq} = -(CB)^{-1} \cdot CAX \quad \text{단 } |CB| \neq 0 \tag{9}$$

식(9)을 식(1)에 대입하면 다음과 같은 등가상태방정식을 구할 수 있다.

$$\dot{X} = (I - B(CB^{-1})C) \cdot AX = A_{eq}X \tag{10}$$

식(10)에서 A_{eq}의 모든 고유치가 음의 값을 갖도록 C를 선택하면 시스템이 안정함을 알 수 있다.

3. 새로운 제어입력법칙의 제안

가변구조제어계의 대표적인 제어입력법칙인 식(3)은 다음과 같은 문제점을 갖고 있다. 스위칭 평면

에서 슬라이딩 운동을 얻기 위한 제어입력은 스위칭 논리로서 작용하는 부호함수(sign function) 때문에 본질적으로 불연속이므로 채터링 현상을 갖는 입력이다. 그러므로 상태제적은 스위칭평면에서 채터링 하게 된다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 Slotine은 임계함수(saturation function)을 제어입력법칙에 새로운 스위칭 논리로서 도입하여 연속적인 제어입력을 얻게 하였고, 이에 따라서 스위칭 평면에서 상태제적이 슬라이딩 운동을 하게 하였다.^{9)~11)}

Slotine 이 임계함수를 이용하여 제안한 제어법칙은 다음과 같다.

$$u^* = \left(- \sum_{i=1}^n \Psi_i \cdot |x_i| \right) \cdot \text{sat}(z) \quad (11)$$

여기서 $\text{sat}(z)$ 는 다음과 같이 정의되는 함수이다.

$$\text{sat}(z) = \begin{cases} z & \text{if } |z| < 1 \\ \text{sign}(z) & \text{if } |z| \geq 1 \end{cases} \quad (12)$$

여기서 $z = \sigma(X) / (\mu \cdot N(X))$

제어법칙 (11)을 이용한 가변구조제어계의 제어는 연속입력을 얻는 것이 가능하고 채터링 현상도 제거할 수 있다. 그러나 제어법칙(11)에 의한 제어입력을 이용한 가변구조제어계의 성능은 계수 Ψ_i 와 계수 μ 의 영향을 받는다. 따라서 이들을 적절하게 확정하기 위한 정량적인 연구가 필요하다. 제어법칙 (3)과 (11)을 이용하는 경우에 Ψ_i 의 범위가 식(5)에 주어져 있기는 하지만 값의 크기에 따라서 계의 응답 특성이 상당히 달라진다. 또한 μ 의 값을 부적절하게 선택하면 정상상태오차가 커질 수도 있다.

본 논문에서는 이러한 문제점을 해결하기 위하여 기존의 제어법칙을 개선하여 다음과 같은 제어법칙을 제안한다.

$$u^{**} = \left(- \sum_{i=1}^n \Psi_i^* \cdot |x_i| \right) \cdot e^{\tau \cdot |\sigma(x)|} \cdot \sigma(X) \quad (13)$$

제안된 제어입력법칙 (13)에서는 스위칭 논리를 단순히 $\sigma(X)$ 로 두고 또 다른 하중인자로서 지수함수를 도입하였다. 지수함수의 효과에 의하여 계수 Ψ_i 를 식(5)의 하한값으로 두며, 식(13)에서 γ 는 다음과 같이 선택한다.

$$e^{\tau \cdot |\sigma(x_0)|} = P \quad (14)$$

여기서 X_0 는 상태변수의 초기조건이고 P 는 충분히 큰 값이다.

$$\gamma = \ln(P) / |\sigma(X_0)| \quad (15)$$

시스템의 초기위치와 가변구조제어법칙에 의해서 제어되는 동안 임의의 위치 사이에는 다음식이 성립한다.

$$0 \leq |\sigma(X)| < |\sigma(X_0)| \quad (16)$$

상태변수가 스위칭 평면에 도달하게 되면 $\sigma(X) = 0$, $e^{\tau \cdot |\sigma(x)|} = 1$ 이므로

$$1 \leq e^{\tau \cdot |\sigma(x)|} \leq P \quad (17)$$

[정리] 시스템(1)에 제어법칙 (13)을 적용할 때 스위칭 평면(2)에서 슬라이딩 운동이 일어날 필요충분조건 (4)를 만족하기 위한 Ψ_i^* 의 값은

$$\Psi_i^* = (\max \bar{a}_i) / (\min \bar{b}) \quad (18)$$

이다. 단

$$\begin{aligned} \bar{a}_i &= \sum_{j=1}^n c_j a_{ij} \quad (i = 1, \dots, n) \\ \bar{b} &= \sum_{j=1}^n c_j b_j > 0 \end{aligned}$$

<증명> 가변구조제어계의 제어법칙에서 필요충분조건 (4)를 만족하는 계수 Ψ_i 의 범위는 다음과 같다.

$$\Psi_i \geq (\max \bar{a}_i) / (\min \bar{b}) \quad (5)$$

식(13)으로 부터

$$\Psi_i = \Psi_i^* \cdot e^{\tau \cdot |\sigma(x)|} \quad (19)$$

직관적으로 Ψ_i^* 가 식 (18)로 주어질 때 Ψ_i 는 식 (5)를 만족한다. Q. E. D

한편 기존의 제어법칙 (3), (11)과 마찬가지로 제안된 제어법칙(13)도 제한된 입력(bounded input)을 갖는다. 그 이유는 식(16), (17), (18)로 부터 명백하다.

4. 시뮬레이션 및 고찰

본 논문에서 제안한 제어법칙과 기존의 제어법칙

에 의한 제어상태를 비교하기 위하여 인공위성의 회전운동제어에 적용하였다. 인공위성을 강체로 가정할 때 회전운동방식은 Euler의 운동방정식을 이용하여 다음식으로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} I_1 \dot{\omega}_1 &= (I_2 - I_3) \cdot \omega_2 \omega_3 + L_1 \\ I_2 \dot{\omega}_2 &= (I_3 - I_1) \cdot \omega_3 \omega_1 + L_2 \\ I_3 \dot{\omega}_3 &= (I_1 - I_2) \cdot \omega_1 \omega_2 + L_3 \end{aligned} \quad (20)$$

Euler 파라미터와 각속도와의 관계식은 다음과 같다.¹²⁾

$$\dot{\beta} = \frac{1}{2} G(\omega) \beta \quad (21)$$

여기서

$$G(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

$\beta = [\beta_0 \ \beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3]^T$: Euler 파라미터

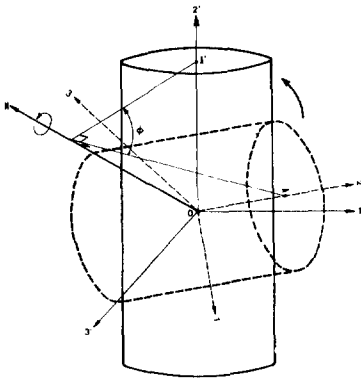


그림 1 자세제어를 위한 인공위성의 개략도

Fig. 1 Schematic diagram of spacecraft for attitude control.

그림 1은 인공위성의 자세제어를 위한 회전운동을 나타내는 개략도이다. 초기위치의 한점 A에서 최종위치의 대응점 A'로 향하기 위하여 적당한 회전축 N을 설정할 수 있고 회전각 ϕ 도 계산된다. 이때 회전축 N의 단위벡터와 회전각 ϕ 및 Euler 파라미터와의 관계는 다음식과 같다.¹³⁾

$$\begin{aligned} \beta_0 &= \cos(\phi/2) \\ \tilde{\beta}_i &= n_i \cdot \sin(\phi/2) \quad (i=1, 2, 3) \end{aligned} \quad (22)$$

여기서 n_i 는 회전축의 단위벡터의 주축에 대한 성분을 나타낸다.

식 (21)의 성능지수를 다음식으로 둘 수 있다.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (\beta^T Q \beta + \omega^T R \omega) dT \quad (23)$$

식 (23)의 Hamiltonian과 최적화의 필요조건은 다음과 같다.

$$H = \frac{1}{2} (\beta^T Q \beta + \omega^T R \omega) + \lambda^T \beta \quad (24)$$

$$\dot{\lambda} = - \frac{\partial H}{\partial \beta} \quad (25)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \omega} = 0 \quad (26)$$

식 (21)와 식 (26)로부터

$$\dot{\beta} = - \frac{1}{4} K(\beta) R^{-1} K(\beta)^T \lambda \quad (27)$$

여기서

$$K(\beta) = \begin{bmatrix} -\beta_1 & -\beta_2 & -\beta_3 \\ \beta_0 & -\beta_3 & \beta_2 \\ \beta_3 & \beta_0 & -\beta_1 \\ -\beta_2 & \beta_1 & \beta_0 \end{bmatrix}$$

costate 벡터 λ 는 식 (25)과 식 (27)을 동시에 만족해야 하므로 β 의 함수이다. 따라서 λ 를 다음과 같이 선택한다.

$$\begin{aligned} \lambda &= \lambda(e) \\ e &= [\beta_0 - 1 \ \beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3]^T \end{aligned} \quad (28)$$

식 (25), (27) 및 (28)로부터

$$\frac{1}{4} \frac{\partial \lambda}{\partial e} K(\beta) R^{-1} K(\beta)^T = Q \beta + \frac{1}{2} G(\omega)^T \lambda \quad (29)$$

식(22)를 참고하여 성능지수의 행렬을 다음과 같이 선택한다.

$$Q = \text{diag}(0, q, q, q)$$

$$R = \text{diag}(1, 1, 1)$$

그러므로

$$\lambda = 2\sqrt{q} c \quad (30)$$

식 (30)을 식 (27)에 대입하면 다음의 최적제어법칙이 구해진다.

$$\omega = -\sqrt{q} \tilde{\beta} \quad \text{단} \quad \tilde{\beta} = [\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3]^T \quad (31)$$

본 논문에서의 상태변수는 ω 와 β 이므로 가변구조 제어이론의 스위칭 평면을 식 (31)로 부터 구할 수 있다.

$$\sigma = \omega + C\beta = 0 \quad (32)$$

여기서

$$C = \text{diag}(\sqrt{q}, \sqrt{q}, \sqrt{q})$$

식 (32)를 식 (23)에 대입하면 최적의 cost가 구해진다.

$$J^* = 2c(1 - \beta_0), \quad \text{단} \quad c = \sqrt{q} \quad (33)$$

식 (33)의 J^* 는 β_0 의 부호에 따라서 크기가 달라진다. 그러므로 식 (28), (32), 및 (26)을 다음과 같이 수정할 필요가 있다.

$$e = [\beta_0 - \text{sign}(\beta_0) \ \beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3]^T \quad (34)$$

$$\sigma = \omega + C\beta \ \text{sign}(\beta_0) = 0 \quad (35)$$

$$J^* = 2c(1 - |\beta_0|) \quad (36)$$

Euler의 운동방정식 (20)에서 비선형항을 무시하고 다음과 같은 단순식을 세울 수 있다.

$$I_i \dot{\omega}_i = L_i, \quad \text{단} \quad i = 1, 2, 3 \quad (37)$$

식 (3), (9) 및 (37)으로 부터

$$L_i = -\frac{1}{2} I_i c_i \omega_i |\beta_0| \text{sign}(\sigma_i) \quad (38)$$

식 (37)의 비모델링 효과를 고려하기 위하여 다음의 비모델링 등가 토오크를 부가한다.

$$L_{ui} = -\alpha_i I_i \text{sign}(\sigma_i) \quad (39)$$

시스템의 외란을 고려한 외란 등가 토오크를 다음 식으로 부가한다.

$$L_{ai} = -w_i \quad (40)$$

그러므로 전체의 등가 제어 토오크는 다음 식으로 표현된다.

$$L_{eqi} = -\frac{1}{2} I_i c_i \omega_i |\beta_0| \text{sign}(\sigma_i) - \alpha_i I_i \text{sign}(\sigma_i) - w_i \quad (41)$$

식 (41)은 대표적인 가변구조제어법칙에 의한 제어 입력이다. Slotine 이 제안한 임계함수를 사용하여 구한 제어입력은 다음식과 같다.

$$L_{eq^*i} = -\frac{1}{2} I_i c_i \omega_i |\beta_0| \text{sat}(\sigma_i) - \alpha_i I_i \text{sat}(\sigma_i) - w_i \quad (42)$$

본 논문에서 제안된 제어법칙에 의한 제어입력은 다음식과 같다.

$$L_{eq^{**}i} = -\frac{1}{2} I_i c_i \omega_i |\beta_0| e^{r_i |\sigma_i|} \sigma_i - \alpha_i I_i e^{r_i |\sigma_i|} \sigma_i - w_i \quad (43)$$

시뮬레이션을 위한 상태변수의 초기조건과 최종조건 및 각각의 파라미터의 값을 표 1, 2 및 3에 나타내었다.

표 1 각 속도의 조건

Table 1 Conditions of angular velocity (rad/sec).

initial condition	final condition
$\omega_1(0) = 0.001$	$\omega_1(f) = 0.000$
$\omega_2(0) = 0.005$	$\omega_2(f) = 0.000$
$\omega_3(0) = 0.001$	$\omega_3(f) = 0.000$

표 2 Euler 파라미터의 조건

Table 2 Conditions of euler parameter.

initial condition	final condition
$\beta_0(0) = 0.6428$	$\beta_0(f) = 1.0000$
$\beta_1(0) = 0.4423$	$\beta_1(f) = 0.0000$
$\beta_2(0) = 0.4423$	$\beta_2(f) = 0.0000$
$\beta_3(0) = 0.4423$	$\beta_3(f) = 0.0000$

표 3에서 L_{maxi} 와 L_{mini} 는 시스템의 한계토오크 범위이고 L_{ei} 는 시스템의 외부에서 작용하는 상당히 큰 외란으로 6초에서 6.2초 사이에 인가하여

표 3 시물레이션을 위한 각각의 파라미터값
Table 3 Values of each parameter for simulation.

$I_1=86.0$	$I_2=85.0$	$I_3=113.0$	$(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$
$C_t=0.60$	$\gamma_i=140.0$	$w_i=0.005N$	$(0, 1)$
$L_{e1}=-10.0$	$L_{e2}=-7.0$	$L_{e3}=-4.0$	$(\text{N}\cdot\text{m})$
$L_{max i}=5.0$	$L_{min i}=-5.0$	$(\text{N}\cdot\text{m})$	
$\alpha_i=1.0,$	$2.0,$	$5.0,$	10.0

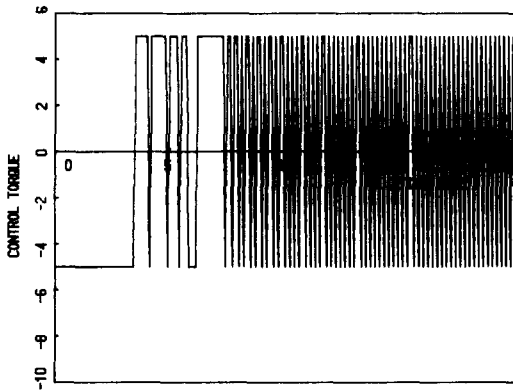


그림 2 대표적인 제어입력 ($L_{eq, 1}$)
Fig. 2 Typical control input ($L_{eq, 1}$).

슬라이딩 모드에서 가변구조제어계에 미치는 영향을 고찰하였다.

그림 2는 대표적인 제어법칙에 의한 제어입력 $L_{eq, 1}$ 을 보여 주고 있다. 발생한 제어입력이 심하게 채터링하는 현상을 볼 수 있다. 이것은 제어법칙 (41)의 부호함수의 영향 때문이다. 그림 3은 Slotine이 제안한 제어법칙(42)에 의한 입력 L_{eq}^* 을 나타낸다. 계수 α_i 를 각각 1.0, 5.0, 10.0으로 변화시키기에 따라 제어 토크의 크기가 다를 수 있다. 그림 4는 본 논문에서 제안한 제어법칙 (43)에 제어입력 L_{eq}^* 이다. 계수 α_i 를 각각 1.0, 2.0, 5.0으로 변화시켰음에도 불구하고 토크의 크기에 큰 영향이 없음을 알 수 있다. 그러므로 제안된 제어입력법칙을 사용하면 파라미터를 결정하기가 매우 용이하다.

그림 5는 주축 1에 대한 위상평면상에서의 상태궤적을 각각의 방법에 의하여 도시한 것이다. 대표적인 제어법칙에 의한 상태궤적에서는 채터링 현상이 나타나지만 임계함수를 이용하는 Slotine의 방법과 제안된 방법에 의한 상태궤적에서는 채터링이 없는 연속적인 거동을 보인다. 그러나 임계함수에

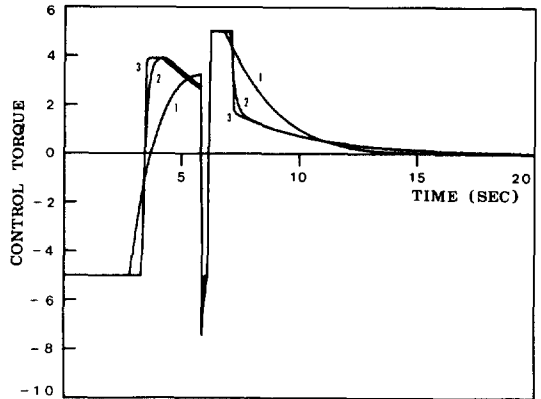


그림 3 임계함수에 의한 제어입력 L_{eq}^*
 $\alpha_i=[1\rightarrow 1.0, 2\rightarrow 5.0, 3\rightarrow 10.0]$
Fig. 3 Control input using saturation function. L_{eq}^* .
 $\alpha_i=[1\rightarrow 1.0, 2\rightarrow 5.0, 3\rightarrow 10.0]$

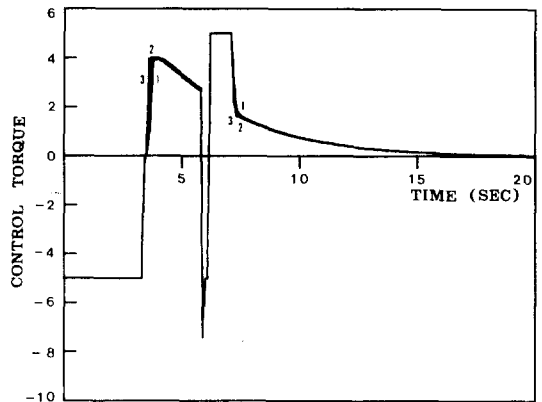


그림 4 제안된 제어입력법칙에 의한 제어입력.
 $\alpha_i=[1\rightarrow 1.0, 2\rightarrow 2.0, 3\rightarrow 5.0]$
Fig. 4 Control input using proposed control input law.
 $\alpha_i=[1\rightarrow 1.0, 2\rightarrow 2.0, 3\rightarrow 5.0]$

의하여 얻은 상태궤적은 스위칭 평면을 완전하게 추종하지 못함을 알 수 있다. 이는 α_i 의 값이 적절하지 않기 때문이다. 한편 6초에서 0.2초 동안 인가한 상당히 큰 시스템외부의 외란에 대해서는 외란이 발생한 후 약 1초 이내에 스위칭 평면으로 복귀하는 것을 알 수 있다. 그러므로 가변구조제어법칙을 사용하면 외부 외란에 대하여 대단히 강한 제

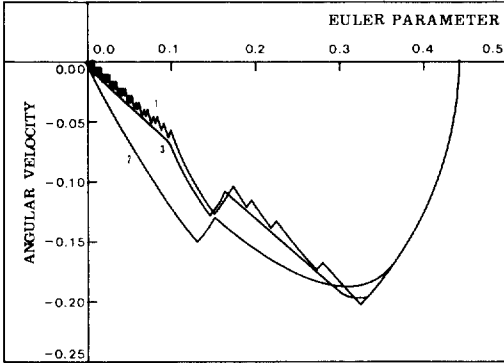


그림 5 위상평면 $\beta-\omega$ 상의 상태궤적의 비교. ($\alpha_i = 1.0$) 1 : 대표적인 방법 2 : Slotine의 방법 3 : 제안된 방법

Fig. 5 Comparison with state trajectories on phase. $\beta_i-\omega_i$ ($\alpha_i=1.0$) 1 : Typical Method 2 : Slotine's Method 3 : Proposed Method

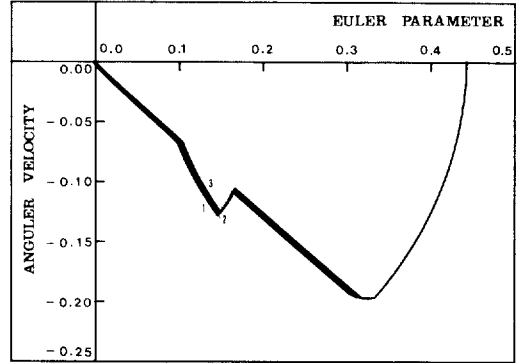


그림 7 위상평면 $\beta_i-\omega_i$ 상의 제안된 방법에 의한 상태궤적.

$\alpha_i = [1 \rightarrow 1.0, 2 \rightarrow 2.0, 3 \rightarrow 5.0]$

Fig. 7 State trajectories on phase plane $\beta_i-\omega_i$ by proposed method.

$\alpha_i = [1 \rightarrow 1.0, 2 \rightarrow 2.0, 3 \rightarrow 5.0]$

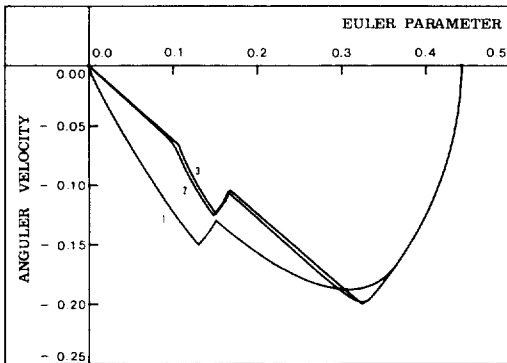


그림 6 위상평면 $\beta-\omega$ 상의 임계함수에 의한 상태궤적.

$\alpha_i = [1 \rightarrow 1.0, 2 \rightarrow 5.0, 3 \rightarrow 10.0]$

Fig. 6 State trajectories on phase plane $\beta_i-\omega_i$ by sat function.

$\alpha_i = [1 \rightarrow 1.0, 2 \rightarrow 5.0, 3 \rightarrow 10.0]$

어거동을 얻게 됨을 알수 있다.

그림 6은 Slotine이 제안한 제어법칙 (42)을 이용하여 제어된 상태변수 β 와 ω_i 를 위상평면에 도시한 것이다. α_i 를 각각 1.0, 5.0, 10.0으로 변화시켰으며 값이 증가함에 따라서 상태궤적은 스위칭 평면에 더욱 더 접근하는 제어거동을 보인다. 그러므로 임계 함수를 사용하는 제어법칙에서는 파라미터의 영향을 많이 받음을 알 수 있으며 파라미터값

의 선정을 신중하게 하여야 한다.

그림 7은 본 논문에서 제안한 제어 법칙 (43)에 의해서 β_i 와 ω_i 를 위상평면에 도시한 것이다. α_i 를 각각 1.0, 2.0, 5.0으로 변화시킨 결과, α_i 의 변화에 큰 영향을 받지 않는 것으로 나타났다.

5. 결 론

본 논문에서는 가변구조제어이론의 단점인 채터링 현상의 제거와 연속입력을 얻기 위한 방법 및 파라미터 값을 보다 용이하게 확정할 수 있는 방법에 대하여 연구하였으며 새로운 제어입력법칙을 제안하였다. 제한된 입력을 갖는 비행물체의 회전운동을 제어하기 위하여 기존의 방법과 제안된 방법을 적용하였고 시뮬레이션을 하여 고찰한 결과 다음의 결론을 얻었다.

1. 제안된 제어법칙을 사용하여 가변구조제어의 단점인 채터링 현상을 제거하였다.
2. 제안된 제어법칙을 사용하여 채터링하지 않는 연속의 제어입력을 얻을 수 있다.
3. 제안된 제어법칙을 사용하면 제어거동이 파라미터의 영향을 거의 받지 않으므로 파라미터값의 확정이 매우 용이하다.
4. 제한된 시스템의 입력과 비교하여 상당히 큰 외부의 외란에 대하여 가변구조제어는 매우 강인하다.

참 고 문 헌

- 1) Vadim I. Utkin, "Variable Structure Systems with Sliding Modes," IEEE Trans. on Automatic Control, vol. AC-22, no.2, pp 212~217, April, 1977.
- 2) Vadim I. Utkin, "Variable Structure Systems : Present and Future," Plenum Publishing Corporation, pp. 1105~1120, 1984
- 3) U. Itkis, "Control Systems of Variable Structure," John Wiley & Sons, N. Y. 1976
- 4) O. M. El-Ghezawi et al., "Analysis and Design of Variable Structure Systems using a Geometric Approach," Int. J. Control, vol.38, no.3, pp.657~671, 1983.
- 5) J.J.Slotine and S.S. Sastry, "Tracking Control of Non-linear Systems using Sliding Surface with Application to Robot Manipulators," Int. J. Control, vol.38, no.2, pp.465~492, 1983.
- 6) Kar-Keung D. Young and Harry G. Kwatny, "Variable Servomechanism Design and Applications to Overspeed Protection Control," Automatica, vol.18, no. 4, pp. 385~400, 1982.
- 7) Kar-Keung D. Young, "Controller Design for a Manipulator Using Theory of Variable Structure Systems," IEEE Trans. on Systems, Man, and Cybernetics, vol. SMC-8, no.2, pp.101~109, February, 1978.
- 8) Herbertt Sira-Ramirez and Thomas A. W. Dwyer III, "Variable Structure Controller Design for Spacecraft Nutation Damping," IEEE Trans. on Automatic Control, vol. AC-32, no. 5, pp. 435~438, May, 1987.
- 9) J.E. Slotine, "The Robust Control of Robot Manipulators," Int. J. Robotics Research, vol. 4, pp.49~63, 1985.
- 10) 주 기호 외 3명, "가변구조 제어계의 Reaching Phase 및 Chattering 현상의 제거에 관한 연구," 전기학회 논문지, 제36권, 제1호, pp52~57, 1987.
- 11) Kai S. Yeung and Yon P. Chen, "A New Controller Design for Manipulators using the Theory of variable Structure Systems," IEEE Trans. on Automatic Control, vol.33, no.2, pp. 200~206, February, 1988.
- 12) Bong Wie and Peter M. Barba, "Quaternion Feedback for Spacecraft Large Angle Maneuvers," J. Guidance, vol. 8, no. 3, pp. 360~365, 1984.
- 13) C. K. Carrington and J.L. Junkins, "Optimal Nonlinear Feedback Control for Spacecraft Attitude Maneuvers," J.Guidance, vol.9, no. 1, pp. 99~107, 1986.