(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2025-0018350
(43) 공개일자 2025년02월05일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G05B 13/02 (2006.01) *G05D 1/20* (2024.01)
G06F 30/15 (2020.01)
(52) CPC특허분류
G05B 13/02 (2013.01)
G05D 1/0607 (2021.01)
(21) 출원번호 10-2023-0156578
(22) 출원일자 2023년11월13일
심사청구일자 2023년11월13일
(30) 우선권주장
1020230098382 2023년07월27일 대한민국(KR)

(71) 출원인
세종대학교산학협력단
서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)
(72) 발명자
홍성경
서울특별시 서초구 동광로33길 15, 101호 (반포동, 반포 이안애 1차)
웅우엔 쓰언 뭉
서울 광진구 광나루로 22길 23-1
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
장수현

전체 청구항 수 : 총 11 항

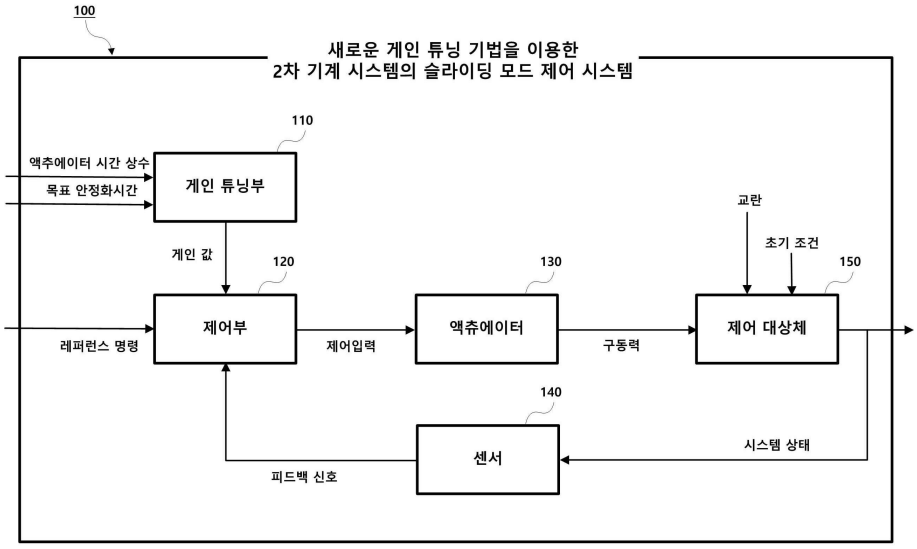
(54) 발명의 명칭 **새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하는 방법 및 그 시스템**

(57) 요 약

본 발명은 새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하는 방법 및 그 시스템에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 게인 범위를 설정하여 제어기 설계자가 적절한 게인을 신속하게 선택할 수 있도록 하는, 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어 방법 및 그 시스템에 관한 것이다.

(뒷면에 계속)

대 표 도



본 발명에 의하면, 게인 범위를 설정하여 제어기 설계자가 적절한 게인을 신속하게 선택할 수 있도록 하며, 이와 같이 선택된 게인은 시스템의 안정성을 보장할 뿐만 아니라, 안착 시간 및 지연 시간 등과 같이 시스템이 원하는 성능을 동시에 충족하도록 하여, 시행착오를 통해 이득을 조정하는 데 시간을 낭비하지 않고 만족스러운 시스템 성능을 얻도록 한다. 또한 본 발명은 기존 방식과 달리 시스템의 액추에이터 역학을 고려하여 액추에이터가 과도하게 작동하지 않도록 함으로써, 실용적이고 경제적인 관점에서 액추에이터의 수명을 연장하여 시스템의 작동 품질을 향상시키고 비용을 절감 할 수 있도록 한다. 또한 전형적인 2차 시스템에 속하는 장치(Plant)인 쿼드콥터 UAV에서도 본 발명의 방법을 적용할 수 있도록 함으로써 효과적인 쿼드콥터 제어 방법을 제공한다.

(52) CPC특허분류
G06F 30/15 (2020.01)

(72) 발명자
성창우
서울시 광진구 동일로 190 에피소드1 204호

이수민
서울시 광진구 능동로 27가길 뜨란채 304호

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711193689
과제번호	2018-0-01423-005
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	정보통신기획평가원
연구사업명	대학ICT연구센터육성지원
연구과제명	지능형 비행로봇 융합기술 연구
기 여 율	1/4
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2023.01.01 ~ 2023.12.31

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1345366486
과제번호	2020R1A6A1A03038540
부처명	교육부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	이공분야 대학중점연구소지원사업
연구과제명	차세대 자율지능 무인비행체 핵심기술개발
기 여 율	1/4
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2023.03.02 ~ 2024.02.29

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711160411
과제번호	2022M1A3C2074404
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	우주분야 전문인력양성사업
연구과제명	미래 우주항법 및 위성기술 연구센터
기 여 율	1/4
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2023.01.01 ~ 2023.12.31

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711175502
과제번호	RS-2022-00166849
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	개인기초연구
연구과제명	우주선을 위한 고정 시간 수렴을 통한 에너지 효율적인 자세 추적 제어
기 여 율	1/4
과제수행기관명	세종대학교산학협력단
연구기간	2022.09.01 ~ 2023.08.31

명 세 서

청구범위

청구항 1

새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하는 방법으로서,

(a) 액추에이터 시간 상수(time constant) 및 목표 안정화 시간(desired settling time)을 포함하는 파라미터로부터 제어 게인(gains)을 산출하는 단계;

(b) 제어 대상체의 이전 최종 상태로부터 피드백 신호를 산출하는 단계;

(c) 상기 제어 게인 및 상기 피드백 신호로부터 제어 입력(control input)을 산출하는 단계; 및,

(d) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계

를 포함하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 단계(d) 이후,

(e1) 상기 제어 입력으로부터 구동력을 산출하는 단계;

(e2) 상기 구동력을 제어 대상체로 송신하는 단계; 및,

(e3) 상기 제어 대상체로부터 상기 제어 대상체의 최종 상태를 수신하여 상기 단계(b)로 진행하는 단계

를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 3

청구항 1에 있어서,

상기 단계(c)에서,

시스템의 상태(state)가 $\mathrm{x}=[\mathrm{x}_1\,\mathrm{x}_2]^T \quad (\mathrm{x}_1,\mathrm{x}_2\in\mathbb{R}^n)$, u는 $u\in\mathbb{R}^m,(m\le n)$인 제어 입력,

$$\begin{cases}\dot{\mathrm{x}}_1=\mathrm{x}_2\\ \dot{\mathrm{x}}_2=\mathrm{f}(\mathrm{x})+\mathrm{h}(\mathrm{x})\mathrm{u}\end{cases}$$

, f와 h는 $\mathrm{rank}(\mathrm{h}(\mathrm{x}))=m$인 충분히 매끄러운 함수일 경우, 상기 제어 입력 u는,

$$\mathrm{u}=\mathrm{h}_{\mathrm{inv}}(\mathrm{x})[-\mathrm{f}(\mathrm{x})+\frac{\partial\phi(\mathrm{x}_1)}{\partial\mathrm{x}_1}\dot{\mathrm{x}}_1-\gamma(\mathrm{x})\mathrm{sat}(\sigma)]$$

에 의해 산출되고,

여기서 $\mathrm{h}_{\mathrm{inv}}(\mathrm{x})$는 $h(x)$의 Moore-Penrose 역수(inverse)를 나타내고, $\gamma(x)\ge 0$은 연속 함수이며, $\mathrm{sat}(\sigma)$는 $\mathrm{sat}(\alpha)=[\mathrm{sat}(\alpha_1),\mathrm{sat}(\alpha_2),\ldots,\mathrm{sat}(\alpha_n)]^T$로 정의되는 포화 함수(saturation function)이고,

$\alpha_i (i=1,2,3...n)$ 는 벡터 $\boldsymbol{\alpha} \in \mathbb{R}^n$ 의 성분이며, $\mathrm{sat}(\alpha_i) = \begin{cases} 1, & \alpha_i \geq 1 \\ \alpha_i, & -1 < \alpha_i < 1 \\ -1, & \alpha_i \leq -1 \end{cases}$ 이고,

$\phi(x_1) = -K_1 x_1$, $\gamma(x) = K_2$ 이고,

K_1, K_2는 각각 제어 게인(gain)을 나타내는 양의 정부호(positive definite) 대각 행렬인 것

을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 4

청구항 3에 있어서,

상기 제어 대상체가 쿼드콥터(quadcopter)인 경우, 상기 제어 입력은,

$$u_1 = \frac{m}{cos\phi cos\theta}[\ddot{z}_d + g + k_1\dot{e}_z + k_2 \mathrm{sat}(\sigma)]$$

로 산출되고, 여기서,

k_1, k_2는 게인(gain), ϕ는 롤(roll), Θ는 피치(pitch),

$e_z = z_d - z$, $\dot{e}_z = \dot{z}_d - \dot{z}$ 이며, z는 측정 고도(altitude), z_d는 목표 고도(desired altitude) 인 것

을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 5

청구항 2에 있어서,

상기 단계(a)는,

(a1) 게인(gain) 값을 일차적으로 산출하는 단계;

(a2) 현재 게인 값 및 상기 제어 대상체의 이전 최종 상태에 대한 피드백 신호를 이용하여 시스템의 응답을 확인하는 단계;

(a3) 응답으로부터 시스템 성능이 기준을 만족하는지 판단하는 단계;

(a4) 시스템 성능이 기준을 만족하지 않는 경우 상기 게인 값의 미세 튜닝을 수행한 후 단계(a5)로 진행하고, 기준을 만족하는 경우 단계(a6)로 진행하는 단계

(a5) 상기 단계(a2) 내지 단계(a4)를 수행하는 단계; 및,

(a6) 현재 게인 값을 최종 게인 값으로 결정하는 단계

를 포함하는 것을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 6

청구항 5에 있어서,

상기 단계(a2)의 시스템의 응답 확인은,

(a21) 현재 게인 값 및 상기 제어 대상체의 이전 최종 상태에 대한 피드백 신호로부터 제어 입력을 산출하는 단계;

(a22) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계;

(a23) 상기 제어 입력으로부터 구동력을 산출하는 단계;

(a24) 상기 구동력을 제어 대상체로 송신하는 단계; 및,

(a25) 상기 제어 대상체로부터 상기 제어 대상체의 최종 상태를 수신하여 피드백 신호를 산출하는 단계

를 포함하는 것을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 7

청구항 5에 있어서,

상기 단계(a1)에서,

상기 게인 값은, K_1 및 K_2를 포함하고,

상기 게인 K_1은,

$$\begin{cases} \frac{1}{\tau_{si}} \le k_{1i} \le \frac{1}{\tau_{ai}} \\ k_{1i} < \frac{8}{\tau_{si}} \\ rank(\mathbf{K}_1) = n \end{cases}$$

를 만족하는 범위 내의 값으로 선택되고, 이때 k_{1i}는 게인 행렬 K_1의 대각선 성분인 것

을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 8

청구항 7에 있어서,

상기 게인 행렬 K_2는,

액추에이터 시간 상수 및 K_1으로부터 결정되는 것

을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 9

청구항 8에 있어서,

상기 게인 행렬 K_2는,

$$k_{2i} \le 7k_{1i}$$
$$\frac{1}{\sqrt{k_{2i}k_{1i}}} + \frac{0.35(k_{1i}+k_{2i})}{k_{2i}k_{1i}} \ge \tau_{ai}$$

를 만족하는 범위 내의 값으로 선택되고, 이때 k_{2i}는 게인 행렬 K_2의 대각선 성분인 것

을 특징으로 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법.

청구항 10

새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하기 위한 시스템으로서,

적어도 하나의 프로세서; 및

컴퓨터로 실행가능한 명령을 저장하는 적어도 하나의 메모리를 포함하되,

상기 적어도 하나의 메모리에 저장된 상기 컴퓨터로 실행가능한 명령은, 상기 적어도 하나의 프로세서에 의하여,

(a) 액추에이터 시간 상수(time constant) 및 목표 안정화 시간(desired settling time)을 포함하는 파라미터로부터 제어 게인(gains)을 산출하는 단계;

(b) 제어 대상체의 이전 최종 상태로부터 피드백 신호를 산출하는 단계;

(c) 상기 제어 게인 및 상기 피드백 신호로부터 제어 입력(control input)을 산출하는 단계; 및,

(d) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계

가 실행되도록 하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 시스템.

청구항 11

새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하기 위한, 컴퓨터로 판독 가능한 비일시적 저장 매체에 저장된 컴퓨터 프로그램으로서,

비일시적 저장 매체에 저장되며, 프로세서에 의하여,

(a) 액추에이터 시간 상수(time constant) 및 목표 안정화 시간(desired settling time)을 포함하는 파라미터로부터 제어 게인(gains)을 산출하는 단계;

(b) 제어 대상체의 이전 최종 상태로부터 피드백 신호를 산출하는 단계;

(c) 상기 제어 게인 및 상기 피드백 신호로부터 제어 입력(control input)을 산출하는 단계; 및,

(d) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계

가 실행되도록 하는 명령을 포함하는 새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하기 위한, 컴퓨터로 판독 가능한 비일시적 저장 매체에 저장된 컴퓨터 프로그램.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하는 방법 및 그 시스템에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 게인 범위를 설정하여 제어기 설계자가 적절한 게인을 신속하게 선택할 수 있도록 하는, 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어 방법 및 그 시스템에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0002] 액추에이터에 의해 작동되는 2차 기계 시스템은 어디에나 존재하며 많은 실제 응용 프로그램에서 필수적인 역할을 한다.

[0003] 슬라이딩 모드 제어(Sliding Mode Control) 기술은 이러한 2차 기계 시스템을 제어하기 위해 널리 사용된다. 그러나 대부분의 관련 기존 연구에서 SMC(Sliding Mode Control)는 액추에이터의 역학과 독립적으로 설계 및 조정된다. 따라서 액추에이터가 과도하게 작동하는 경우 포화 현상이 발생할 수 있으며, 이러한 문제를 처리하려면 일반적으로 복잡한 제어 설계 및 시스템 분석에 추가적인 노력이 필요한 문제점이 있다.

[0004] 또한 기존에 진행된 연구들의 경우 SMC의 게인 선택 방법의 경우 시스템의 안정성만 보장하고, 정착 시간 및 지연 시간과 같은 시스템이 원하는 성능은, 시행착오를 통해 많은 시간을 투자하여야만 얻을 수 있는 문제점이 있다.

선행기술문헌

비특허문헌

[0005] (비특허문헌 0001) 1. Kumari, K., Bandyopadhyay, B., Kim, K.-S. & Shim, H. Output feedback based event-triggered sliding mode control for delta operator systems. Automatica 103, 1-10 (2019).

(비특허문헌 0002) 2. Roy, S., Baldi, S. & Fridman, L. M. On adaptive sliding mode control without a priori bounded uncertainty. Automatica 111, 108650(2020).

(비특허문헌 0003) 3. Kumari, K., Bandyopadhyay, B., Reger, J. & Behera, A. K. Event-triggered sliding mode control for a high-order system via reducedorder model based design. Automatica 121, 109163 (2020).

(비특허문헌 0004) 4. Shao, K., Tang, R., Xu, F., Wang, X. & Zheng, J. Adaptive sliding mode control for uncertain Euler-Lagrange systems with input saturation. J. Frankl. Inst. 358, 8356-8376 (2021).

(비특허문헌 0005) 5. Castellanos-Cardenas, D., Castrillon, F., Vasquez, R. E., Posada, N. L. & Camacho, O. A new sliding mode control tuning approach for second-order inverse-response plus variable dead time processes. J. Process Control 115, 77-88 (2022).

(비특허문헌 0006) 6. Xiong, J.-J., Guo, N.-H., Mao, J. & Wang, H.-D. Self-tuning sliding mode control for an uncertain coaxial octorotor uav. IEEE Trans. Syst. Man Cybern. Syst. 53, 1160-1171 (2023).

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 본 발명은 이와 같은 문제점을 해결하기 위해 창안된 것으로서, 게인 범위를 설정하여 제어기 설계자가 적절한 게인을 신속하게 선택할 수 있도록 하며, 이와 같이 선택된 게인은 시스템의 안정성을 보장할 뿐만 아니라, 안착 시간 및 지연 시간 등과 같이 시스템이 원하는 성능을 동시에 충족하도록 하여, 시행착오를 통해 이득을 조정하는 데 시간을 낭비하지 않고 만족스러운 시스템 성능을 얻도록 하는데 그 목적이 있다.

[0007] 또한 본 발명은 기존 방식과 달리 시스템의 액추에이터 역학을 고려하여 액추에이터가 과도하게 작동하지 않도록 함으로써, 실용적이고 경제적인 관점에서 액추에이터의 수명을 연장하여 시스템의 작동 품질을 향상시키고 비용을 절감 할 수 있도록 하는데 다른 목적이 있다.

[0008] 또한 전형적인 2차 시스템에 속하는 장치(Plant)인 쿼드콥터 UAV에서도 본 발명의 방법을 적용할 수 있도록 함으로써 효과적인 쿼드콥터 제어 방법을 제공하는데 또 다른 목적이 있다.

과제의 해결 수단

[0009] 이와 같은 목적을 달성하기 위하여 본 발명에 따른 새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하는 방법은, (a) 액추에이터 시간 상수(time constant) 및 목표 안정화 시간(desired settling time)을 포함하는 파라미터로부터 제어 게인(gains)을 산출하는 단계; (b) 제어 대상체의 이전 최종 상태로부터 피드백 신호를 산출하는 단계; (c) 상기 제어 게인 및 상기 피드백 신호로부터 제어 입력(control input)을 산출하는 단계; 및, (d) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계를 포함한다.

[0010] 상기 단계(d) 이후, (e1) 상기 제어 입력으로부터 구동력을 산출하는 단계; (e2) 상기 구동력을 제어 대상체로 송신하는 단계; 및, (e3) 상기 제어 대상체로부터 상기 제어 대상체의 최종 상태를 수신하여 상기 단계(b)로 진행하는 단계를 더 포함할 수 있다.

[0011] 상기 단계(c)에서, 시스템의 상태(state)가 $\mathbf{x} = [x_1 x_2]^T \ (x_1, x_2 \in \mathbb{R}^n)$, u는 $u \in \mathbb{R}^m, (m \le n)$인 제어 입력, $\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x) + h(x)u \end{cases}$, f와 h는 $\mathrm{rank}(h(x)) = m$인 충분히 매끄러운 함수일 경우, 상기 제어 입력 u는, $u = h_{inv}(x)[-f(x) + \frac{\partial \phi(x_1)}{\partial x_1}\dot{x}_1 - \gamma(x)\mathrm{sat}(\sigma)]$에 의해 산출될 수 있고, 여기서 $h_{inv}(x)$는 $h(x)$의 Moore-Penrose 역수(inverse)를 나타내고, $\gamma(x) \ge 0$은 연속 함수이며, $\mathrm{sat}(\sigma)$는 $\mathrm{sat}(\alpha) = [\mathrm{sat}(\alpha_1), \mathrm{sat}(\alpha_2), ..., \mathrm{sat}(\alpha_n)]^T$로 정의되는 포화 함수(saturation function)이고,

$\alpha_i(i=1,2,3...n)$ 는 벡터 $\boldsymbol{\alpha} \in \mathbb{R}^n$ 의 성분이며, $\mathrm{sat}(\alpha_i) = \begin{cases} 1, & \alpha_i \geq 1 \\ \alpha_i, & -1 < \alpha_i < 1 \\ -1, & \alpha_i \leq -1 \end{cases}$ 이고, $\phi(\mathbf{x}_1) = -\mathbf{K}_1\mathbf{x}_1$, $\gamma(\mathbf{x}) = \mathbf{K}_2$ 이고, K_1, K_2는 각각 제어 게인(gain)을 나타내는 양의 정부호(positive definite) 대각 행렬이다.

[0012] 상기 제어 대상체가 쿼드콥터(quadcopter)인 경우, 상기 제어 입력은, $u_1 = \frac{m}{\cos\phi\cos\theta}[\ddot{z}_d + g + k_1\dot{e}_z + k_2\mathrm{sat}(\sigma)]$ 로 산출될 수 있고, 여기서, k_1, k_2는 게인(gain), ϕ는 롤(roll), θ는 피치(pitch), $e_z = z_d - z$, $\dot{e}_z = \dot{z}_d - \dot{z}$ 이며, z는 측정 고도(altitude), z_d는 목표 고도(desired altitude)이다.

[0013] 상기 단계(a)는, (a1) 게인(gain) 값을 일차적으로 산출하는 단계; (a2) 현재 게인 값 및 상기 제어 대상체의 이전 최종 상태에 대한 피드백 신호를 이용하여 시스템의 응답을 확인하는 단계; (a3) 응답으로부터 시스템 성능이 기준을 만족하는지 판단하는 단계; (a4) 시스템 성능이 기준을 만족하지 않는 경우 상기 게인 값의 미세 튜닝을 수행한 후 단계(a5)로 진행하고, 기준을 만족하는 경우 단계(a6)로 진행하는 단계; (a5) 상기 단계(a2) 내지 단계(a4)를 수행하는 단계; 및, (a6) 현재 게인 값을 최종 게인 값으로 결정하는 단계를 포함할 수 있다.

[0014] 상기 단계(a2)의 시스템의 응답 확인은, (a21) 현재 게인 값 및 상기 제어 대상체의 이전 최종 상태에 대한 피드백 신호로부터 제어 입력을 산출하는 단계; (a22) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계; (a23) 상기 제어 입력으로부터 구동력을 산출하는 단계; (a24) 상기 구동력을 제어 대상체로 송신하는 단계; 및, (a25) 상기 제어 대상체로부터 상기 제어 대상체의 최종 상태를 수신하여 피드백 신호를 산출하는 단계를 포함할 수 있다.

[0015] 상기 단계(a1)에서, 상기 게인 값은, K_1 및 K_2를 포함할 수 있고, 상기 게인 K_1은, $\begin{cases} \frac{1}{\tau_{si}} \leq k_{1i} \leq \frac{1}{\tau_{ai}} \\ k_{1i} < \frac{8}{\tau_{si}} \\ rank(\mathbf{K}_1) = n \end{cases}$ 를 만족하는 범위 내의 값으로 선택될 수 있고, 이때 k_{1i}는 게인 행렬 K_1의 대각선 성분이다.

[0016] 상기 게인 행렬 K_2는, 액추에이터 시간 상수 및 K_1으로부터 결정될 수 있다.

[0017] 상기 게인 행렬 K_2는, $k_{2i} \leq 7k_{1i}$, $\frac{1}{\sqrt{k_{2i}k_{1i}}} + \frac{0.35(k_{1i}+k_{2i})}{k_{2i}k_{1i}} \geq \tau_{ai}$ 를 만족하는 범위 내의 값으로 선택될 수 있고, 이때 k_{2i}는 게인 행렬 K_2의 대각선 성분이다.

[0018] 본 발명의 다른 측면에 따르면, 새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하기 위한 시스템은, 적어도 하나의 프로세서; 및 컴퓨터로 실행가능한 명령을 저장하는 적어도 하나의 메모리를 포함하되, 상기 적어도 하나의 메모리에 저장된 상기 컴퓨터로 실행가능한 명령은, 상기 적어도 하나의 프로세서에 의하여, (a) 액추에이터 시간 상수(time constant) 및 목표 안정화 시간(desired settling time)을 포함하는 파라미터로부터 제어 게인(gains)을 산출하는 단계; (b) 제어 대상체의 이전 최종 상태로부터 피드백 신호를 산출하는 단계; (c) 상기 제어 게인 및 상기 피드백 신호로부터 제어 입력(control input)을 산출하는 단계; 및, (d) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계가 실행되도록 한다.

[0019] 본 발명의 또 다른 측면에 따르면, 새로운 게인 튜닝 기법을 이용하여 2차 기계 시스템에 대한 슬라이딩 모드 제어를 수행하기 위한, 컴퓨터로 판독 가능한 비일시적 저장 매체에 저장된 컴퓨터 프로그램은, 비일시적 저장 매체에 저장되며, 프로세서에 의하여, (a) 액추에이터 시간 상수(time constant) 및 목표 안정화 시간(desired settling time)을 포함하는 파라미터로부터 제어 게인(gains)을 산출하는 단계; (b) 제어 대상체의 이전 최종

상태로부터 피드백 신호를 산출하는 단계; (c) 상기 제어 게인 및 상기 피드백 신호로부터 제어 입력(control input)을 산출하는 단계; 및, (d) 상기 제어 입력을 액추에이터로 전달하는 단계가 실행되도록 하는 명령을 포함한다.

발명의 효과

[0020] 본 발명에 의하면, 게인 범위를 설정하여 제어기 설계자가 적절한 게인을 신속하게 선택할 수 있도록 하며, 이와 같이 선택된 게인은 시스템의 안정성을 보장할 뿐만 아니라, 안착 시간 및 지연 시간 등과 같이 시스템이 원하는 성능을 동시에 충족하도록 하여, 시행착오를 통해 이득을 조정하는 데 시간을 낭비하지 않고 만족스러운 시스템 성능을 얻도록 하는 효과가 있다.

[0021] 또한 본 발명은 기존 방식과 달리 시스템의 액추에이터 역학을 고려하여 액추에이터가 과도하게 작동하지 않도록 함으로써, 실용적이고 경제적인 관점에서 액추에이터의 수명을 연장하여 시스템의 작동 품질을 향상시키고 비용을 절감 할 수 있도록 하는 효과가 있다.

[0022] 또한 전형적인 2차 시스템에 속하는 장치(Plant)인 쿼드콥터 UAV에서도 본 발명의 방법을 적용할 수 있도록 함으로써 효과적인 쿼드콥터 제어 방법을 제공하는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0023] 도 1은 피드백 제어 시스템의 일반적인 구성을 나타내는 도면.

도 2는 본 발명의 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 시스템의 구성을 나타내는 도면.

도 3은 본 발명의 슬라이딩 모드 제어 시스템에서 게인 튜닝부의 구성을 나타내는 블럭 다이어그램.

도 4는 본 발명의 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법을 나타내는 순서도.

도 5는 도 4에서 게인값을 결정하는 프로세스를 상세히 나타낸 순서도.

도 6은 K_2 의 요소 k_{2i} 의 최대 후보값(k_{2imax})을 결정하기 위한 그래프.

도 7은 쿼드콥터 플랫폼의 일 실시예를 나타내는 도면.

도 8은 k_1 =0.9일 때의 모터 상수(τ_A)와 지연 시간(τ_3) 그래프.

도 9는 k_1 =0.9 및 k_2 =6.2일 때 쿼드콥터의 고도 제어 성능 그래프.

도 10은 k_1 =1.05 및 k_2 =7일 때 SMC 고도 제어기의 성능 그래프.

도 11은 k_1 및 k_2 가 적절한 게인 범위의 경계에 가깝게 설정될 때 고도, 수직 속도, 제어입력 값 및 슬라이딩 표면의 성능 그래프.

도 12는 k_1 =12일 때 모터 상수(τ_A)와 지연 시간(τ_3) 그래프.

도 13은 k_1 =12 및 k_2 =30일 때 고도, 수직 속도, 제어입력 값 및 슬라이딩 표면의 성능 그래프.

도 14는 k_1 =1.05 및 k_2 =7일 때 쿼드콥터의 실험적 고도 성능.

도 15는 k_1 =1.05 및 k_2 =7일 때 쿼드콥터의 실험적 수직 속도, 제어입력 값 및 슬라이딩 표면의 성능 그래프.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0024] 이하 첨부된 도면을 참조로 본 발명의 바람직한 실시예를 상세히 설명하기로 한다. 이에 앞서, 본 명세서 및 청구범위에 사용된 용어나 단어는 통상적이거나 사전적인 의미로 한정해서 해석되어서는 아니되며, 발명자는 그 자신의 발명을 가장 최선의 방법으로 설명하기 위해 용어의 개념을 적절하게 정의할 수 있다는 원칙에 입각하여 본 발명의 기술적 사상에 부합하는 의미와 개념으로 해석되어야만 한다. 따라서, 본 명세서에 기재된 실시예와 도면에 도시된 구성은 본 발명의 가장 바람직한 일 실시예에 불과할 뿐이고 본 발명의 기술적 사상을 모두 대변하는 것은 아니므로, 본 출원시점에 있어서 이들을 대체할 수 있는 다양한 균등물과 변형예들이 있을 수 있음을 이해하여야 한다.

[0026] 도 1은 피드백 제어 시스템의 일반적인 구성을 나타내는 도면이다.

[0027] 도 1에 도시된 제어 시스템의 작동 및 평가는 일반적으로 응답 속도, 안정성 및 정확성을 포함하는 일련의 성능 사양을 기반으로 한다. 특히, 동적 모델이 다음과 같이 표현되는 1차(1st-order) 시스템의 경우(k는 dc 이득임),

[0028] $$\tau\dot{y}(t) + y(t) = ku(t) \qquad (1)$$

[0029] 시간 상수(time constant) 행렬 $\tau = diag(\tau_1, \tau_2, ...\tau_n)$ 은 시스템 성능 평가의 사양으로 사용된다. 한편, 2차 시스템(2nd-order system)의 경우 여러 매개변수를 사용할 수 있다. 2차 시스템의 간단한 모델은 다음과 같이 표현할 수 있다.

[0030] $$\ddot{y}(t) + 2\zeta\omega_n\dot{y}(t) + \omega_n^2 y(t) = \omega_n^2 u(t) \qquad (2)$$

[0031] 여기서 $y(t) \in \mathbb{R}^n$ 은 시스템의 상태 벡터이고, $\zeta = \text{diag}(\zeta_1, \zeta_2, ..., \zeta_n)$ 및 $\omega_n = \text{diag}(\omega_1, \omega_2, ..., \omega_n)$ 은 각각 시스템의 감쇠비(damping ratio) 행렬 및 고유 주파수(natural frequency) 행렬이다. 이 시스템의 지연 시간 τ_d 및 정착 시간(settling time)(2%) τ_s 는 각각 다음과 같이 계산된다.

[0032] $$\tau_d = (I_n + 0.7\zeta)\omega_n^{-1} \qquad (3)$$

[0033] $$\tau_s = 4(\zeta\omega_n)^{-1} \qquad (4)$$

[0034] 여기서 I_n 은 $\mathbb{R}^{n\times n}$ 의 항등 행렬이다.

[0035] 시스템의 액추에이터는 사전 정의된 성능 요구 사항을 만족시키는 데 필수적인 역할을 한다. 특히 빠르거나 느리거나 또는 정확하거나 부정확할 수 있는 시스템의 응답은 액추에이터의 응답 속도와 정확도에 의존한다. 응답 속도는 액추에이터의 시간 상수를 고려한다. 시스템이 동작을 변경하려면 항상 액추에이터의 시간 상수보다 긴 시간 간격이 필요하다.

[0037] 도 2는 본 발명의 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 시스템(100)의 구성

을 나타내는 도면이고, 도 3은 본 발명의 슬라이딩 모드 제어 시스템(100)에서 게인 튜닝부(110)의 구성을 나타내는 블럭 다이어그램이며, 도 4는 본 발명의 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 방법을 나타내는 순서도이고, 도 5는 도 4에서 게인값을 결정하는 프로세스를 상세히 나타낸 순서도이다.

[0038] 시스템의 클래스를 고려하면,

[0039] $$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x) + h(x)u \end{cases} \quad (5)$$

[0040] 여기서 $x = [x_1\, x_2]^T$ $(x_1, x_2 \in \mathbb{R}^n)$는 상태(state)를 나타내고; $u \in \mathbb{R}^m, (m \le n)$ 제어 입력; f와 h는 $\mathrm{rank}(h(x)) = m$인 충분히 매끄러운 함수이다.

[0041] 이때 x(t)는 예를 들어 무인기(UAV) 등과 같은 제어 대상체(150)에 대하여 구동력 등에 의한 제어가 수행된 후, 제어 대상체(150)의 최종 상태를 센서(140) 등이 감지하여 제어부(120)로 피드백(S401, 도 4 참조) 해 준 신호이다.

[0042] 이 시스템의 슬라이딩 모드 제어를 설계하기 위해 슬라이딩 표면은 먼저 다음과 같이 설계된다.

[0043] $$\sigma = x_2 - \phi(x_1) \quad (6)$$

[0044] 여기서 함수 $\phi(x_1) \in \mathbb{R}^n$은, 모션이 표면으로 제한되도록 선택될 때 모델

[0045] $$\dot{x}_1 = \phi(x_1) \quad (7)$$

[0046] 이 원점에서 점근적으로 안정화되도록 선택된다.

[0047] 다음으로 유한 시간 내에 σ를 0으로 만들고 이후의 모든 시간 동안 0으로 유지되도록 하기 위해 제어입력 u는 다음과 같이 설계된다. 즉, 본 발명의 슬라이딩 모드 제어 시스템(100)의 제어부(120)는 이하의 식 (8)에 의하여 제어 입력 u를 산출하여(S402), 산출된 제어 입력을 액츄에이터(130)에 전달한다(S403).

[0048] $$u = h_{inv}(x)[-f(x) + \frac{\partial \phi(x_1)}{\partial x_1}\dot{x}_1 - \gamma(x)\mathrm{sat}(\sigma)] \quad (8)$$

[0049] 이로부터 액추에이터(130)는 무인기(UAV) 등과 같은 제어 대상체(150)를 구동하기 위한 구동력을 산출하여 제어 대상체(150)로 송신하게 된다(S404). 제어 대상체(150)에서는 이와 같은 액추에이터(130)로부터의 구동력과, 초기 조건 및 외부로부터의 교란(disturbances) 등의 영향이 합쳐져 발생한, 시스템의 최종 상태를 산출하고(S405), 산출된 시스템의 최종 상태는 다시 제어부(120)로 피드백 신호로서 전달되게 된다(S401).

[0050] 식 (8)에서 $h_{inv}(x)$는 $h(x)$의 Moore-Penrose 역수(inverse)를 나타내고, $\gamma(x) \ge 0$은 연속 함수이며, $\mathrm{sat}(\sigma)$는 $\mathrm{sat}(\alpha) = [\mathrm{sat}(\alpha_1), \mathrm{sat}(\alpha_2), ..., \mathrm{sat}(\alpha_n)]^T$로 정의되는 포화 함수(saturation function)이다. 여기서 $\alpha_i (i = 1,2,3...n)$는 벡터 $\alpha \in \mathbb{R}^n$의 성분이고,

$$\mathrm{sat}(\alpha_i) = \begin{cases} 1, & \alpha_i \geq 1 \\ \alpha_i, & -1 < \alpha_i < 1 \\ -1, & \alpha_i \leq -1 \end{cases} \quad (9)$$

[0051]

[0052] 이다.

[0053] 기존 연구 및 많은 실제 응용 사례에서 함수 $\phi(X_1)$ 및 $\gamma(X)$ 가 다음과 같이 선택되는 것으로 나타났다.

$$\phi(x_1) = -K_1 x_1 \quad (10)$$

[0054]

$$\gamma(x) = K_2 \quad (11)$$

[0055]

[0056] K_1 및 $K_2 \in \mathbb{R}^{n\times n}$ 은 제어를 위한 게인(gain) 행렬로서, 양의 정부호(positive-definite) 대각 행렬을 선택해야 한다.

[0057] 이때, 실제적인 관점에서 볼 때, 기계 시스템의 폐쇄 루프 시스템의 시간 상수는 액추에이터의 시간 상수보다 훨씬 크다. 따라서 단순화를 위해 대부분의 기존 연구의 제어 설계 절차에서 액추에이터 역학이 무시된다. 따라서 식 (8)에서 제어법칙 u는 시스템의 액추에이터 역학을 고려하지 않고 설계되었음을 알 수 있다. 그러나 본 발명에서는 제어 게인 K_1 및 K_2 에 대한 적절한 값을 얻기 위해 액추에이터 동역학을 고려한다.

[0058] 이러한 제어를 위한 게인 K_1 및 K_2 은, 무인기(UAV)의 주행 초기에 먼저 값이 결정된 후(S500), 이후의 주행에서 계속 그 게인 값을 사용하게 된다. 도 4에 도시된 게인값 결정 프로세스(S500)의 구체적 과정은 도 5에 더욱 상세하게 나타나 있다.

[0059] 이에 따라 이하에서는 폐루프 2차 시스템(closed-loop 2nd order system)의 예상되는 고유 주파수와 감쇠비로부터 SMC(Sliding Mode Control)의 게인(gains) K_1 및 K_2 를 결정하는 방법을 제시한다.

[0061] 정리 1) 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 시스템(이하 '슬라이딩 모드 제어 시스템'이라 한다))(100, 도 2 참조)의 제어부(120)가 산출하는 제어입력인 식 (8)이 시스템 식 (5)에 적용되면 다음과 같다.

$$\begin{cases} K_1 + K_2 = 2\zeta\omega_n \\ K_2 K_1 = \omega_n^2 \end{cases} \quad (12)$$

[0062]

[0063] ω_n 및 $\zeta \in \mathbb{R}^{n\times n}$ 은 각각 폐루프 시스템의 고유 주파수 및 감쇠비의 예상 대각 행렬이다.

[0065] - 정리 1의 증명

[0066] 식 (6), (8)에서 $\phi(x_1)$ 및 $\gamma(x)$ 를 식 (10) 및 (11)에서와 같이 선택하면 다음과 같다.

[0067] $$\dot{\sigma} = \dot{x}_2 + K_1\dot{x}_1 = f(x) + h(x)u + K_1\dot{x}_1 = -K_2 sat(\sigma) \quad (13)$$

[0068] Lyapunov 함수 후보를 $V = \frac{1}{2}\sigma^T\sigma$ 로 잡으면, V 의 시간 도함수는 $\dot{V} = \sigma^T\dot{\sigma} = -\sigma^T K_2 sat(\sigma)$ 이다.

[0069] $D_\sigma = \{\sigma_i : |\sigma_i| < 1\}$ 이고 $D_\sigma^{sat} = \{\sigma_i : |\sigma_i| \geq 1\}$ 라 하자. 또한 N_{sat} 은 D_σ^{sat} 의 크기라 하자. 그러면, $0 \leq N_{sat} \leq n$ 이다. 크기 N_{sat} 은 다음의 경우들 중 하나가 될 수 있다.

[0070] Case 1. 만약 $N_{sat} > 0$ 이면,

[0071] $$\dot{V} = -\sum_{\sigma_i \in D_\sigma} k_{2i}\sigma_i^2 - \sum_{\sigma_j \in D_\sigma^{sat}} k_{2j}|\sigma_j| \quad < 0, \quad \forall\sigma \neq 0 \quad (14)$$

[0072] 이다. 여기서 $k_{2i}(i = 1, 2, ..., n)$ 은 K_2 의 대각선 성분이다.

[0073] 식 (14)를 살펴보면, 슬라이딩 표면 σ 의 어떤 성분 σ_j 가 $|\sigma_j| \geq 1$ 범위에 있는 경우, 해당 성분은 $|\sigma_j| < 1$ 범위로 되돌아가도록 강제되고, 또한 제어 게인 K_1 및 K_2 이 양의 정부호(positive definite)인 한, 점근적으로 원점에 접근한다는 것을 나타낸다. 위의 분석은 다음 경우인 Case 2를 검토하는 것으로 이어진다.

[0075] Case 2. $N_{sat} = 0$ 이면 $sat(\sigma) = \sigma$ 이다.

[0076] 따라서,

[0077] $$\dot{V} = -\sum_{\sigma_i \in D_\sigma} k_{2i}\sigma_i^2 \quad < 0, \quad \forall\sigma \neq 0 \quad (15)$$

[0078] 이다.

[0079] 제어입력 u는 다음과 같이 다시 표현될 수 있다.

[0080] $$u = h_{inv}(x)[-f(x) - K_1\dot{x}_1 - K_2\sigma] = h_{inv}(x)[-f(x) - K_1\dot{x}_1 - K_2(x_2 + K_1x_1)] \quad (16)$$

[0081] 또한 식 (5)로부터 다음 식을 얻는다.

[0082] $$\ddot{x}_1 = \dot{x}_2 = f(x) + h(x)u \quad (17)$$

[0083] 식 (16)을 식 (17)에 대입하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\ddot{x}_1 &= -K_1\dot{x}_1 - K_2(x_2 + K_1x_1) \\ &= -K_1\dot{x}_1 - K_2K_1x_1 - K_2x_2\end{aligned} \tag{18}$$

[0084]

[0085] 식 (18)은 다시,

$$\begin{aligned}\ddot{x}_1 &= -K_1\dot{x}_1 - K_2K_1x_1 - K_2\dot{x}_1 \\ &= -(K_1 + K_2)\dot{x}_1 - K_2K_1x_1\end{aligned} \tag{19}$$

[0086]

[0087] 가 된다.

[0088] 식 (19)에서 이제 x_1의 역학이 식 (2)에서 2차 시스템(2nd order system)의 형태임을 알 수 있다.

$$\ddot{x}_1 + 2\zeta\omega_n\dot{x}_1 + \omega_n^2x_1 = 0 \tag{20}$$

[0089]

[0090] 여기서

$$\begin{cases} K_1 + K_2 = 2\zeta\omega_n \\ K_2K_1 = \omega_n^2 \end{cases} \tag{21}$$

[0091]

[0092] 이다.

[0093] 이로써 정리 1이 증명되었다.

[0095] 적절한 게인 범위에 대하여는, 시스템의 제어 성능 기준은 애플리케이션에 따라 다를 수 있으므로 한 작업에 사용되는 시스템의 제어 게인 값은 다른 작업에 사용되는 것과 크게 다를 수 있다. 따라서 많은 경우 식 (21)을 풀어서 얻은 게인 값은 효과가 있지만, 어떤 제어 성능 요구 조건은 만족시키지 못할 수 있으므로 게인 튜닝이 필요하다. 이하에서는 튜닝 프로세스 중에 게인이 도달할 수 있는 한계에 대해 설명한다.

[0097] 정리 2) 주어진 액추에이터 시간 상수 $\tau_A := \mathrm{diag}(\tau_{a1}, \tau_{a2}, ..., \tau_{an})$에 대하여, 만약 다음의 (1),(2) 조건이 성립하는 경우, 시스템 식 (5) 및 제어입력 식 (8)로 구성된 폐루프 시스템은 안정적이며, 또한 목표 안정화 시간(settling time)(2%), $\tau_s := \mathrm{diag}(\tau_{s1}, \tau_{s2}, ..., \tau_{sn})$를 포함하는 성능 기준 세트를 충족한다.

[0098] (1) $\mathbf{K_1}$의 대각 성분 $k_{1i}(i = 1, ..., n)$가 다음을 만족한다.

$$\begin{cases} \frac{1}{\tau_{si}} \le k_{1i} \le \frac{1}{\tau_{ai}} & (22) \\ k_{1i} < \frac{8}{\tau_{si}} & (23) \\ rank(K_1) = n & (24) \end{cases}$$

[0099]

[0101] 본 발명의 슬라이딩 모드 제어 시스템(100)의 게인 튜닝부(110)의 k_1 선택부(111)는 식 (22) 내지 식 (24)를 만족하는 게인 k_1을 선택한다(S502, 도 5 참조).

[0103] (2) $\mathbf{K}_2$의 대각 성분 $k_{2i}(i=1,...,n)$가 다음을 만족한다.

[0104]
$$\begin{cases} k_{2i} \le 7k_{1i} & (25) \\ \frac{1}{\sqrt{k_{2i}k_{1i}}} + \frac{0.35(k_{1i}+k_{2i})}{k_{2i}k_{1i}} \ge \tau_{ai} & (26) \end{cases}$$

[0106] 또한 본 발명의 슬라이딩 모드 제어 시스템(100)의 게인 튜닝부(110)의 k_2 선택부(112)는 식 (25) 및 식 (26)을 만족하는 게인 k_2를 선택한다(S502, 도 5 참조).

[0108] - 정리 2의 증명

[0109] 식 (6)에서 $\phi(x_1)$ 이 $-K_1x_1$ 로 대체되는 슬라이딩 표면을 고려한다면, 다음 식을 얻을 수 있다.

[0110]
$$\sigma = \mathrm{x}_2 + \mathrm{K}_1\mathrm{x}_1 \quad (27)$$

[0111] 식 (5)와 식 (27)로부터 다음 식을 얻는다.

[0112]
$$\dot{\mathrm{x}}_1 + \mathrm{K}_1\mathrm{x}_1 = \sigma \quad (28)$$

[0113] 식 (28)을 1차 시스템으로 고려하면, 시간 상수 $\tau_1 := \mathrm{diag}(\tau_{11}, \tau_{12}, ..., \tau_{1n})$을 다음과 같이 계산할 수 있다.

[0114]
$$\tau_1 = \mathrm{K}_1^{-1} \quad (29)$$

[0115] 따라서 아래와 같이 정리할 수 있다.

[0116]
$$\tau_{ai} \ll \tau_{1i} \le \tau_{si} \quad (30)$$

[0117] 식 (29)와 식 (30)으로부터 다음 부등식을 얻을 수 있다.

[0118]
$$\frac{1}{\tau_{si}} \le k_{1i} \le \frac{1}{\tau_{ai}} \quad (31)$$

[0119] 식 (4)에서 계산된, 식 (20)의 안정화 시간(settling time) $\tau_2 := \mathrm{diag}(\tau_{21}, \tau_{22}, ..., \tau_{2n})$ (2%) 파라미터를 고려하면,

[0120]
$$\tau_2 = 4(\zeta\omega_n)^{-1} \quad (32)$$

[0121] 식 (12)와 식 (32)에서 다음 식을 얻는다.

[0122]
$$\tau_2 = 8(\mathrm{K}_1 + \mathrm{K}_2)^{-1} \quad (33)$$

[0123] $\tau_2 = \tau_s$ 인 것이 원하는 것이므로, 식 (33)은 다음과 같이 표현될 수 있다.

[0124] $$K_2 = 8\tau_s^{-1} - K_1 \quad (34)$$

[0125] $k_{2i} > 0$ 이므로, 다음 식을 얻는다.

[0126] $$k_{1i} < \frac{8}{\tau_{si}} \quad (35)$$

[0127] 식 (31)과 식 (35)는 식 (22)와 식 (23)의 증명을 완결한다.

[0129] 이제 식 (25)와 식 (26)을 증명하기로 하자. 명백히, 다음을 얻는다.

[0130] $$\tau_{2i} \geq \tau_{1i} \quad (36)$$

[0131] 식 (29), (33) 및 (36)으로부터, 다음 부등식을 얻는다.

[0132] $$\frac{1}{k_{1i}} < \frac{8}{k_{1i} + k_{2i}} \quad (37)$$

[0133] 또는

[0134] $$k_{2i} \leq 7k_{1i} \quad (38)$$

[0135] 식 (3)에서 계산되는, 시스템 식 (20)의 지연 시간 $\tau_3 := \mathrm{diag}(\tau_{31}, \tau_{32}, ..., \tau_{3n})$ 을 고려하면,

[0136] $$\tau_3 = (I_n + 0.7\zeta)\omega_n^{-1} \quad (39)$$

[0137] 액추에이터가 과작동(over-operated)하지 않도록, 기대되는 지연 시간은 τ_A보다 커야한다. 따라서 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

[0138] $$\tau_{3i} \geq \tau_{ai} \quad (40)$$

[0139] 식 (39)를 식 (40)에 대입하면, 다음 식을 얻는다.

[0140] $$\frac{1 + 0.7\zeta_i}{\omega_{ni}} \geq \tau_{ai} \quad (41)$$

[0141] 정리 1의 식 (12)로부터 다음 식을 얻는다.

[0142] $$\begin{cases} \frac{1}{\omega_{ni}} = \frac{1}{\sqrt{k_{2i}k_{1i}}} \\ \frac{\zeta_i}{\omega_{ni}} = \frac{k_{1i}+k_{2i}}{2k_{2i}k_{1i}} \end{cases} \quad (42)$$

[0143] 식 (42)를 식 (41)에 대입하면, 다음 식을 얻는다.

[0144] $$\frac{1}{\sqrt{k_{2i}k_{1i}}}+\frac{0.35(k_{1i}+k_{2i})}{k_{2i}k_{1i}}\geq\tau_{ai} \qquad (43)$$

[0146] 식 (22) 및 (23)에서 선택된 K_1으로부터(S502), 식 (38)과 (43)을 모두 만족하는 적절한 K_2 값을 얻을 수 있다(S502). 이로써 식 (25)와 식 (26)의 증명이 완료되었다.

[0148] 도 6은 K_2 의 요소 k_{2i} 의 최대 후보값(k_{2imax})을 결정하기 위한 그래프이다. 정리 2의 식 (26)을 이용하여, 도 6에 도시된 바와 같은 그래픽 방법을, k_{2i}의 최대 후보값을 결정하는데 사용할 수 있다.

[0150] - 지연 시간뿐만 아니라 상승 시간과 피크(peak) 시간도 시스템 식 (5)의 응답 속도를 나타내는 파라미터라는 점은 주목할 가치가 있다. 이 파라미터들은 제어 게인 값을 결정하는 데에도 사용할 수 있다. 그러나 본 발명에서는 식 (25)와 식 (26)과 같은 간단한 공식을 얻는데 도움이 되기 때문에 지연시간을 사용하였다. 또한 안정화 시간(settling time)은 시스템의 안정성 수준과 관련이 있으므로, 시스템의 응답 속도와 안정성 정도를 모두 보장하는 가장 적절한 제어 게인을 달성하기 위해 지연 시간과 함께 고려한다.

[0152] - 액추에이터 시간 상수 τ_A 는 단자 전압(또는 다른 표현으로 제어입력)이 변경될 때 모터의 속도 반응 시간을 측정한 것이다. 한편, τ_1는 식 (28)에서 시스템의 시간 상수로 정의되며, 이는 슬라이딩 면(또는 다른 표현으로 제어입력)의 변화에 대한 시스템 응답의 반응 시간을 의미한다. 따라서 τ_A 는 τ_1과 시스템의 안정환 시간 τ_2 에 직접적인 영향을 미친다(τ_A 가 높을수록 τ_1 및 τ_2 가 커짐). 따라서 τ_A 를 고려함으로써, 정리 2의 게인 선택 규칙은 액추에이터를 과도하게 작동하지 않고 시스템의 원하는 성능이 충족되도록 한다.

[0154] 전술한 바와 같이 게인 튜닝부(110)에 의하여, 액추에이터 동역학을 고려하여 게인 k_1, k_2를 일차적으로 산출한다(S502). 이와 같이 산출된 k_1, k_2 값은, 다시 게인 튜닝부(110)에 의한 미세 튜닝 과정을 통하여 최적의 시스템 성능을 내도록 조정되며, 도 5에 도시된 게인값 결정(S500)의 상세 단계는 그러한 미세 튜닝 과정을 나타내고 있다.

[0155] 도 5를 참조하면, 산출된(S502) 게인값인 k_1, k_2과 제어 대상체의 최종 측정 상태 x(t) 등으로부터 제어 입력 u(식 (8))를 산출한다(S503). 이와 같이 산출된 제어 입력 u는 액추에이터(130)로 전달되고(S504), 이로부터 액추에이터(130)는 무인기(UAV) 등과 같은 제어 대상체(150)를 구동하기 위한 구동력을 산출하여 제어 대상체(150)로 송신하게 된다(S505). 제어 대상체(150)에서는 이와 같은 액추에이터(130)로부터의 구동력과, 초기 조건 및 외부로부터의 교란(disturbances) 등의 영향이 합져져 발생한, 시스템의 최종 상태를 산출하고(S506), 이러한 최종 상태에 대한 피드백 신호가 산출된다(S507). 이러한 최종 상태에 대한 피드백 신호로부터 시스템 성능이 기준을 만족하는지 판단한다(S508). 시스템 성능의 기준에는, 시스템이 목표 안정화 시간 τ_s 내에 안정화 되는지와, 지연 시간이 액추에이터 시간 상수 τ_A보다 크게 되는지 등이 될 수 있으며, 이에 대하여는 후술한다.

[0156] 만족할 경우 현재 최종 게인값 k_1, k_2를 향후 사용할 시스템의 게인값으로 결정한 후 다음 단계(S401, 도 4 참조)로 진행하고, 만족하지 않을 경우는 시스템 성능의 기준을 만족하도록 k_1, k_2의 미세 튜닝을 실시한다

(S509). 미세 튜닝의 실시예에 대하여는 후술한다.

[0157] 미세 튜닝에 의해 조정된 k_1, k_2 값은, 다시 이를 이용한 제어에 의한 시스템 성능을 산출(S503 내지 S507)하는데 사용되며, 산출된 시스템 성능에 대하여 기준을 만족하는지 여부(S508)에 따라 현재 최종 게인값 k_1, k_2를 향후 사용할 시스템의 게인값으로 결정하거나(S510), 또는 시스템 성능의 기준을 만족하도록 다시 k_1, k_2의 미세 튜닝을 실시(S509)하는 과정을 반복하게 된다.

[0159] 이하에서는, 쿼드콥터 무인항공기 시스템에 적용된 SMC의 설계 및 게인 튜닝 과정(S500)을 설명하여, 전술한 본 발명의 제어 방법의 적용 가능성과 효율성을 설명하기로 한다.

[0161] 도 7은 쿼드콥터 플랫폼의 일 실시예를 나타내는 도면이다.

[0162] 이는 하나의 실시예로서, 온보드 비행 컴퓨터 장치(FCU) Pixhawk에 의해 작동되는 쿼드콥터를 실험 플랫폼으로 사용할 수 있다. 쿼드콥터 자세와 가속도는 관성 항법 시스템(INS)에 의해 제공될 수 있다. 레이저 범위 센서를 사용하여 고도를 측정하고 상용 GPS 수신기 모듈을 사용하여 차량의 위치를 결정할 수 있다. 쿼드로터의 병진 속도는 확장 칼만 필터를 통해 INS/GPS/Lidar Lite 센서 퓨전에서 추출될 수 있다. 그 밖에도 전원 공급 시스템(배터리 및 전원 어댑터 모듈 포함), 수동 조종사를 위한 원격 제어 송수신기 세트, 지상국 모니터링을 위한 무선 원격 측정 송수신기 세트가 사용될 수 있다. 일 실시예로서 쿼드콥터의 모터는 0.1초의 시간 상수를 가질 수 있으며, 차량 자세 컨트롤러는 400Hz의 주파수에서 작동할 수 있고 SMC 고도 컨트롤러는 100Hz에서 작동할 수 있다.

[0164] - 동역학 모델(dynamics model)

[0165] 쿼드콥터의 동역학은 여러 기존 연구에서 도입 및 검증되었으므로 여기서는 간략하게 설명한다. 쿼드콥터의 4개 모터(도 2에서 액추에이터(130))는 다음과 같이 4개의 제어입력(u_i)과 관계가 있는 4개의 추력(thrust forces) $F_i(i=1,\ldots,4)$ 를 구동력으로서 생성하여 제어 대상체(150)인 쿼드콥터로 전달한다(S404).

$$\begin{cases} u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ u_2 = l(F_2 - F_4) \\ u_3 = l(F_3 - F_1) \\ u_4 = c_{fm}(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) \end{cases} \quad (44)$$

[0166]

[0167] 쿼드콥터의 전체 동역학 모델은 다음과 같이 잘 알려져 있다.

$$\begin{cases} \ddot{z} = -g + \frac{1}{m}(\cos\phi\cos\theta)u_1 \\ \ddot{\phi} = \frac{I_y - I_z}{I_x}\dot{\theta}\dot{\psi} + \frac{1}{I_x}u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y}\dot{\psi}\dot{\phi} + \frac{1}{I_y}u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z}\dot{\phi}\dot{\theta} + \frac{1}{I_z}u_4 \end{cases} \quad (45)$$

[0168]

[0169] 여기서 l 은 쿼드콥터의 각 암(arm)의 길이다. c_{fm} 은 힘-운동량 계수; I_x, I_y, I_z 는 관성 모멘트; m 은 질량; g 는 중력 가속도. x, y 는 위치를 나타내고; z 는 고도; 및 ϕ, θ, ψ 은 관성 프레임 $\{E\}$ 에서 쿼드콥터의 자세이다. 쿼드콥터의 동적 매개변수에 대한 자세한 실시예로서의 내용은 표 1에 나열되어 있다.

[0171] [표 1]

Symbol	Value	Unit
m	1.8	kg
I_x, I_y, I_z	0.013, 0.012, 0.021	kg m^2
l	0.225	m
g	9.81	m/s^2
c_{fm}	0.02	m
τ_A	0.1	s

[0172]

[0174] 이하에서, 쿼드콥터의 슬라이딩 모드 고도 추적 제어장치를 설계하고 컨트롤러의 게인 튜닝을 위해, 앞서 전술한 방법들을 사용한다.

[0176] 추적 오차(tracking error)를 다음과 같이 정의한다.

$$e_z = z_d - z \tag{46}$$

[0177]

[0178] 여기서 z_d 는 목표 고도(desired altitude)이다. 따라서 e_z 의 1차 및 2차 도함수는 각각 식 (47) 및 식 (48)과 같이 계산할 수 있다.

$$\dot{e}_z = \dot{z}_d - \dot{z} \tag{47}$$

[0179]

$$\ddot{e}_z = \ddot{z}_d + g - \frac{1}{m}(\cos\phi\cos\theta)u_1 \tag{48}$$

[0180]

[0181] $x_1 = e_z$ 및 $x_2 = \dot{e}_2$ 라고 하면 이러한 $x=[x_1,x_2]^T$는 시스템 상태에 대한 피드백 신호로서 식 (51)에서 제어 입력 u를 구하는데 사용한다.

[0182] x_1,x_2에 대하여는 다음이 성립한다.

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \ddot{z}_d + g - \frac{1}{m}(\cos\phi\cos\theta)u_1 \end{cases} \tag{49}$$

[0183]

[0184] 식 (49)는 식 (5)의 형태를 가짐을 알 수 있다. 따라서 앞서 설명하였던 방법을 적용하여 쿼드콥터용 슬라이딩 모드 고도 추적 제어 장치를 설계하고 제어 장치의 게인을 조정할 수 있다.

[0186] 쿼드콥터의 슬라이딩 모드 고도 추적 제어 방법은 다음과 같다.

[0187] 슬라이딩 표면은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\sigma = \dot{e}_z + k_1 e_z \tag{50}$$

[0188]

[0189] 여기서 k_1 은 선택해야 하는 양수이다(S402). 식 (8)의 제어입력은 다음과 같이 얻을 수 있다(S402).

[0190] $$u_1 = \frac{m}{cos\phi cos\theta}[\ddot{z}_d + g + k_1\dot{e}_z + k_2 sat(\sigma)] \quad (51)$$

[0191] 여기서 k_2는 선택해야 하는 양수이다(S502).

[0193] 전술한 바와 같이 $x_1 = e_z$ 및 $x_2 = \dot{e}_2$ 일 때, 식 (5)와 식 (49)로부터 식 (5)의 f(x)와 h(x)가 쿼드콥터에 대하여 각각 어떤 식이 되는지 알 수 있고, 이에 따라 $h_{inv}(x)$도 알게 되며, 이들과 함께 식 (10), (11)을 모두 식 (8)에 대입함으로써, 쿼드콥터의 경우, 식 (8)의 제어입력이 식 (51)로 표현될 수 있음을 알 수 있다.

[0195] 이제 우리의 목표는 제어입력 식(51)이 표 2에 설명된 제어 기준을 만족(S508)하고 안전한 고도 추적 성능을 나타내도록 k_1 및 k_2 에 대한 적절한 값을 선택하는 것이다(S510). 표 2의 의미는 시스템의 지연 시간이 액추에이터 시간 상수 τ_A보다 크게 되고, 시스템의 안정화 시간이 목표 안정화 시간 τ_s(=4s)가 되는 것이다. 물론 목표 안정화 시간 값은 이와 다르게 설정될 수도 있다.

[0196] [표 2]

[0197]

Parameter	Value	Unit
Desired delay time	$> \tau_A$	s
Desired settling time	4	s

[0199] 이하에서는, 제어 게인이 시스템 성능에 미치는 영향을 살펴보고 이를 통해 본 방법의 유효성을 검증하기 위해 아래와 같은 여러 시나리오로 진행된 시뮬레이션결과를 설명한다.

[0201] 도 8은 k_1 =0.9일 때의 모터 상수(τ_A)와 지연 시간(τ_3) 그래프이고, 도 9는 k_1 =0.9 및 k_2 =6.2일 때 쿼드콥터의 고도 제어 성능 그래프이며, 도 10은 k_1 =1.05 및 k_2 =7일 때 SMC 고도 제어기의 성능 그래프이다.

[0202] 게인 튜닝부(110)에 의해 게인은 다음과 같이 설정된다(S500, 도 5 참조).

[0203] (1) 먼저 앞서 설명하였던 방법에 따라 식 (22),(23),(24) 및 식 (25),(26)에의해 적절한 게인 값의 범위를 선택하고 범위 내의 값을 k_1 및 k_2 로 일차적으로 산출한다(S502).

[0204] (2) 위 k_1 및 k_2 값을 이용하여 시스템의 응답을 확인한다(S506,S507).

[0205] (3) 응답값을 바탕으로 시스템 성능이 기준을 만족하는지 판단하여(S508), 만족하지 않을 경우 k_1 및 k_2 의 미세 튜닝을 수행한다.

[0206] (4) 위 과정(S503 내지 S508)을 반복하여 시스템 성능이 기준을 만족하게 되면, 그때의 k_1 및 k_2 값을 최종 게인값으로 결정한다(S510).

[0208] 이를 예시하여 설명하면 다음과 같다.

[0210] 게인 k_1 및 k_2 는 다음과 같이 선택된다.

[0211] (a) k_1 선정 (S502)

[0212] 정리 2의 식 (22) 및 (23)에 따라, 모터 시간 상수는 $\tau_A = 0.1$ 초 및 목표 안정화 시간은 $\tau_s = 4$ 초로, 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

[0213] $$0.25 \le k_1 < 2.0 \quad (52)$$

[0214] k_1 에 위 범위의 중간 값, 즉 k_1 =0.9를 부여한다.

[0216] (b) k_2 선정 (S502)

[0217] $0.25 < k_1 < 2.0$ 인 경우 부등식(25)는 다음과 같다.

[0218] $$k_2 \le 6.3 \quad (53)$$

[0219] k_2 의 적절한 값은 또한 도 8에 그래픽으로 설명된 식(26)을 만족해야 한다. 도 8에서 식(26)이 0에서 6.3까지의 범위에 있는 모든 k_2 에 대해 성립함을 볼 수 있다. 따라서 k_2 =6.2를 선택한다.

[0221] (c) 시스템의 성능을 확인(S503 내지 S508) 및 게인 미세 튜닝(S509)

[0222] 시스템의 성능을 확인하고 위에서 얻은 게인을 약간 조정하여 최상의 성능을 얻을 것이다. 도 9에서 고도 제어가 안정적으로 작동하는 것을 볼 수 있으며, 고도 추적 성능은 대체로 만족스러운 수준이다. 그러나 도 9의 시작 부분에서 볼 수 있듯이 안정화 시간(2%)은 약 4.7초로 원하는 값에서 멀지는 않지만 미리 정의된 조건, 즉 τ_2 =4s를 만족하지 않는다. 따라서 제어부가 제어 기준을 충족하도록 게인 값을 계속 조정한다. k_1 이 약간 증가하면 k_2 가 업데이트되며, 이는 식 (25)와 (26)에 의해 결정된다. 몇 번의 미세 조정 후 k_1 =1.05 및 k_2 =7일 때 가장 만족스러운 성능을 달성한 것으로 나타났다(도 10 참조).

[0224] 도 11은 k_1 및 k_2 가 적절한 게인 범위의 경계에 가깝게 설정될 때 고도, 수직 속도, 제어입력 값 및 슬라이딩 표면의 성능 그래프이다.

[0225] 여기서는 게인 값을 '성능을 만족하기 위한 적절한 게인 값 설정'에서 결정된 적절한 게인 범위에 가까운 값으로 설정된 경우의 시스템의 성능을 살펴볼 것이다. 즉, 게인 k_1 은 0.25와 1.9로 설정될 것이다.

[0226] k_1 =0.25에서 식 (25)에 따라 $k_2 \leq 1.75$ 이다. k_2 =1.75를 선택하면 시스템이 명령에 대해 너무 약한 반응을 보인다. 최대 수직 속도는 0.19m/s에 불과하며 시스템은 결과적으로 2% 안정화 상태를 달성하는 데 약 19.5초가 걸린다.

[0227] 반면에 k_1 =1.9를 설정하고 k_2 =13.3을 선택하면(k_2 ≤13.3이므로) 시스템 응답이 현저하게 빨라진다. 최대 수직 속도가 1.9m/s에 도달하고 쿼드콥터의 움직임에 약간의 흔들림이 있음을 볼 수 있다. 또한 이 경우 안정화 시간은 2초에 불과하다.

[0228] 일반적으로 쿼드콥터가 원하는 만큼의 성능을 발휘하지 못하더라도 게인 값을 내부에 설정하되 적절한 게인 범위의 경계에 가깝게 설정하면 비행이 안정적이고 안전하다고 할 수 있다.

[0230] 도 12는 k_1 =12일 때 모터 상수(τ_A)와 지연 시간(τ_3) 그래프이고, 도 13은 k_1 =12 및 k_2 =30일 때 고도, 수직 속도, 제어입력 값 및 슬라이딩 표면의 성능 그래프이다.

[0231] 여기에서는 식 (23)과 (26)을 만족하지 않는 게인 k_1 과 k_2 를 의도적으로 선택한다. 즉, 다음 값이 선택된다.

[0232] $$k_1 > 10.0 \qquad (54)$$

[0233] k_1 =12를 선택한다. 이 k_1 값으로 k_2 =30을 선택할 수 있으므로 도 12에서 보이는 바와 같이 식 (26)을 만족하지 않는다.

[0234] 이러한 값(도 13)에 해당하는 시스템 성능은 치명적이다. 도 11과 도 13은 우리가 선택한 이득이 적정 범위를 벗어나기 쉬으므로, 시행착오를 통해 제어 게인을 선택할 때 만족스러운 성능을 갖기가 어렵고 시간이 많이 걸리는 것을 보여준다.

[0236] 도 14는 k_1 =1.05 및 k_2 =7일 때 쿼드콥터의 실험적 고도 성능이고, 도 15는 k_1 =1.05 및 k_2 =7일 때 쿼드콥터의 실험적 수직 속도, 제어입력 값 및 슬라이딩 표면의 성능 그래프이다.

[0237] 여기서는 쿼드콥터 플랫폼의 제어 게인을 선택하고 비행 성능을 평가하기 위해 본 발명의 방법을 적용함으로써 본 발명의 효율성을 보여준다. 비행은 실제 비행 조건에서 야외에서 수행된다. 비행 시나리오는 (1) 초기화, (2) 이륙, (3) 상승, (4) 하강, (5) 착륙의 5단계로 구성된다(도 14, 도 15 참조).

[0238] 1단계(초기화)에서는 쿼드콥터가 켜지고 지상에서 준비한다. 이후 시간 $t \approx$ 12.5초에 2단계(이륙)에는 쿼드콥터는 이륙 명령을 받고 고도 1.5m까지 상승한다. $t \approx$ 29.2초에서 쿼드콥터가 1.5m 높이에서 맴도는 비행을 하는 동안 2.5m의 고도 단계 설정값이 3단계(상승)을 시작하는 쿼드콥터로 전송된다. 4단계($t \approx$ 46초)에서 쿼드콥터는 2.5~1.5m 고도에서 하강 비행을 한다. $t \approx$ 64초에서 시작하는 마지막 단계는 UAV의 해제되고 꺼지기

전에 지상에 도달하기 위해 하강하는 착륙 단계이다. 고도 추적(altitude tracking)(도 14)뿐만 아니라 수직 속도, 제어 입력 및 슬라이딩 표면(도 15)도 페루프 시스템의 성능을 보여줌으로써 제어 게인 튜닝 프로세스의 효율성을 나타낸다.

[0239] 표 3에 따르면 각 단계에서 쿼드콥터의 안정화 시간(2%) 성능은 약간 다르지만 예상 값인 4초에 가깝다. 이러한 사소한 차이는 시스템 불확실성(uncertainties), 지면 효과(ground effect) 및 외부 교란(external disturbances)과 같은 여러 요인으로 인해 발생할 수 있다. 또한 표 3에서 전술한 바와 같이 얻은 제어 게인의 추가 게인 조정 없이 비행 단계 전체에서 안정적이고 안전한 실험 성능을 제공한다는 것을 알 수 있다.

[0241] [표 3]

Phase	Altitude setpoint (m)	Settling time (2%) (s)	Peak velocity (m/s)	Peak u_1 (N)
1-Init.	-	-	-	-
2-Takeoff	1.5	3.7	1.14	29.5
3-Ascent	2.5	4.4	0.78	27.9
4-Descent	1.5	3.9	− 0.75	8.1
5-Landing	0	3.6	− 1.06	6.5

[0242]

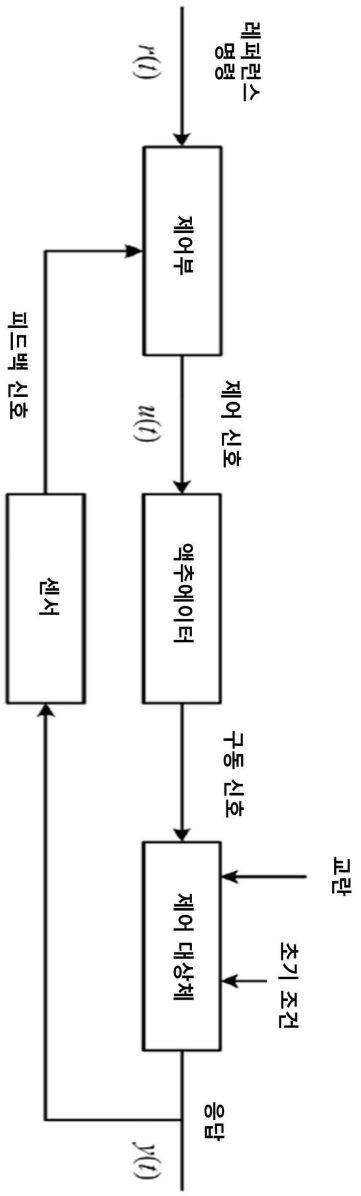
[0244] 본 발명에서 SMC 게인 튜닝 방법을 제시하고 검증하였다. 이 방법은 시스템의 액추에이터 역학을 고려하여 액추에이터가 과도하게 작동하지 않도록 하고, 시스템의 수명을 단축하고 작동 품질을 저하시키는 포화 현상을 방지한다. 또한 제안된 게인 선택 규칙을 통해 제어기 설계자는 간단하고 시간을 절약할 수 있는 방식으로 컨트롤러에 적합한 게인 값을 선택할 수 있다. 수치 시뮬레이션과 실험 결과는 제시한 방식으로 얻은 게인 값이 시스템에 안정적이고 만족스러운 성능을 제공한다는 것을 보여주었다. 따라서 이 방식은 SMC 기법을 사용하는 광범위한 시스템에 적용될 수 있다.

부호의 설명

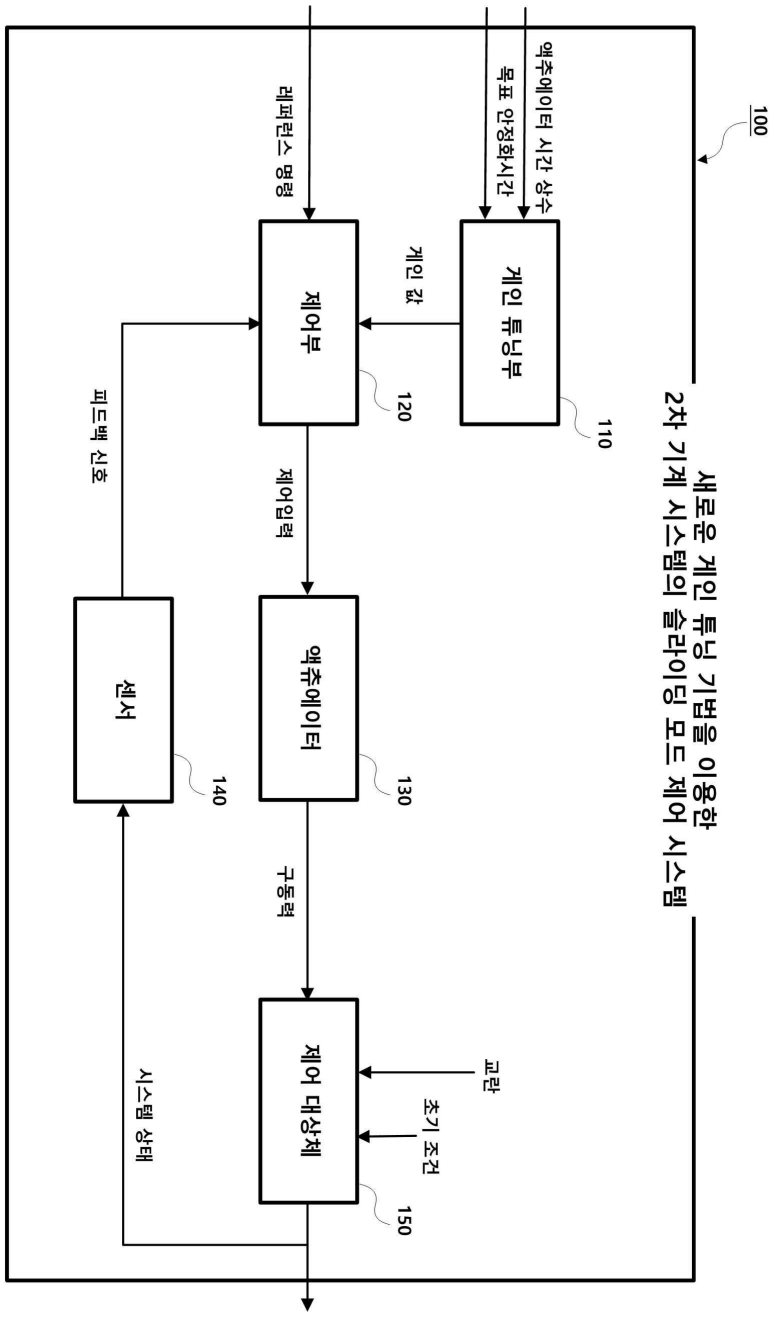
[0245] 100: 새로운 게인 튜닝 기법을 이용한 2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 시스템

도면

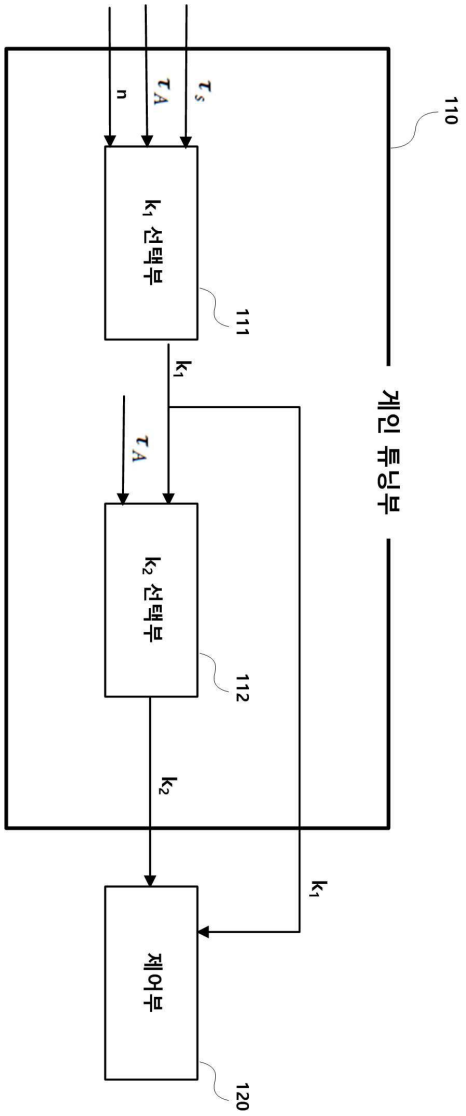
도면1



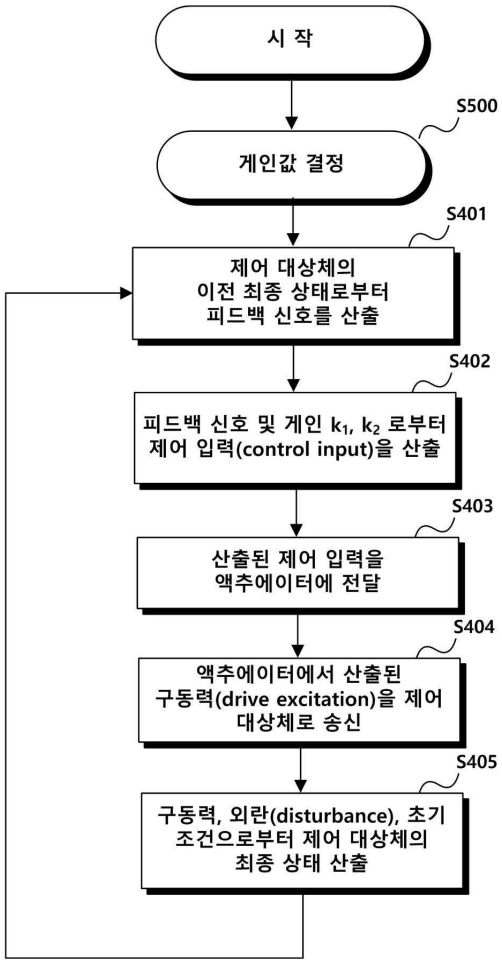
도면2


100
새로운 게인 튜닝 기법을 이용한
2차 기계 시스템의 슬라이딩 모드 제어 시스템
액추에이터 시간 상수
목표 안정화시간
레퍼런스 명령
게인 튜닝부
110
제어부
120
게인 값
제어입력
액츄에이터
130
구동력
제어 대상체
150
교란
초기 조건
센서
140
피드백 신호
시스템 상태

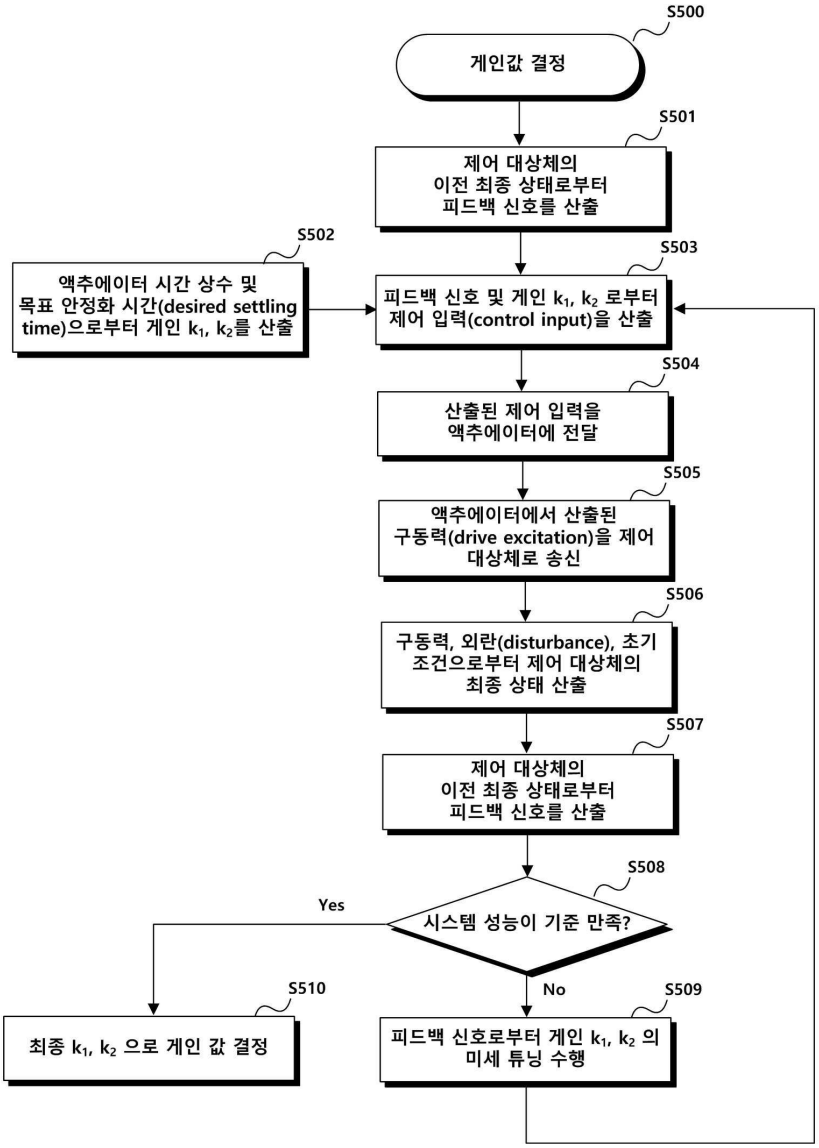
도면3



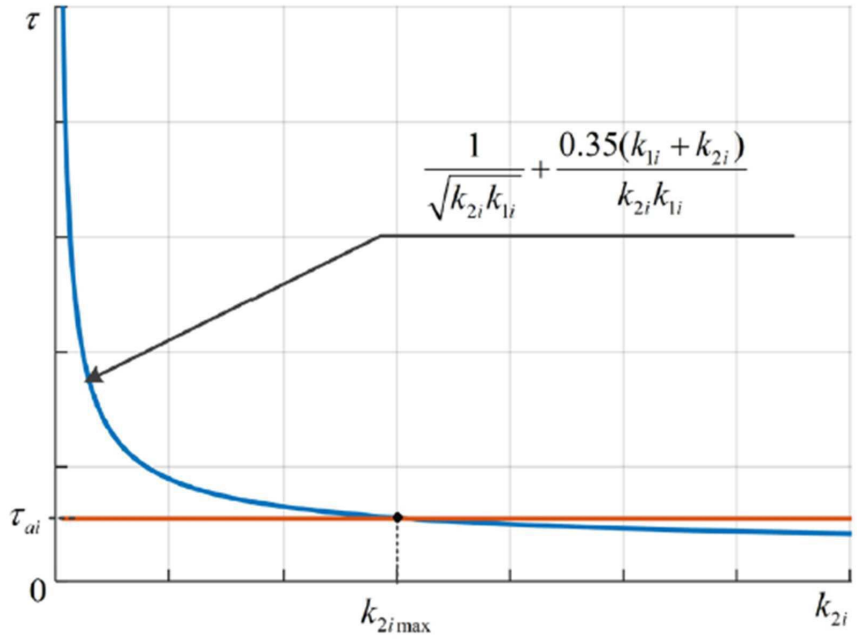
도면4


시 작
S500
게인값 결정
S401
제어 대상체의
이전 최종 상태로부터
피드백 신호를 산출
S402
피드백 신호 및 게인 k_1, k_2 로부터
제어 입력(control input)을 산출
S403
산출된 제어 입력을
액추에이터에 전달
S404
액추에이터에서 산출된
구동력(drive excitation)을 제어
대상체로 송신
S405
구동력, 외란(disturbance), 초기
조건으로부터 제어 대상체의
최종 상태 산출

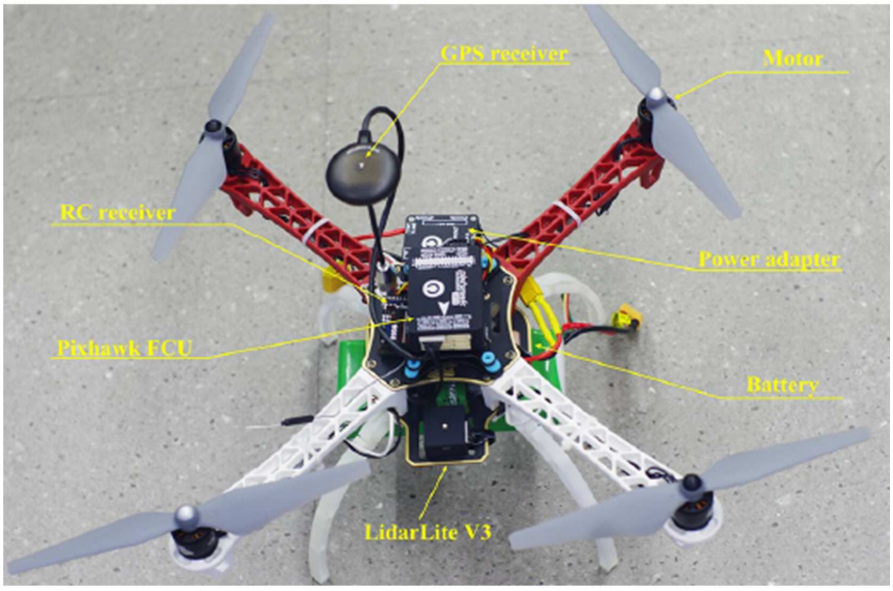
도면5


S500
게인값 결정
S501
제어 대상체의
이전 최종 상태로부터
피드백 신호를 산출
S502
액추에이터 시간 상수 및
목표 안정화 시간(desired settling
time)으로부터 게인 k_1, k_2를 산출
S503
피드백 신호 및 게인 k_1, k_2 로부터
제어 입력(control input)을 산출
S504
산출된 제어 입력을
액추에이터에 전달
S505
액추에이터에서 산출된
구동력(drive excitation)을 제어
대상체로 송신
S506
구동력, 외란(disturbance), 초기
조건으로부터 제어 대상체의
최종 상태 산출
S507
제어 대상체의
이전 최종 상태로부터
피드백 신호를 산출
S508
시스템 성능이 기준 만족?
Yes
No
S509
피드백 신호로부터 게인 k_1, k_2 의
미세 튜닝 수행
S510
최종 k_1, k_2 으로 게인 값 결정

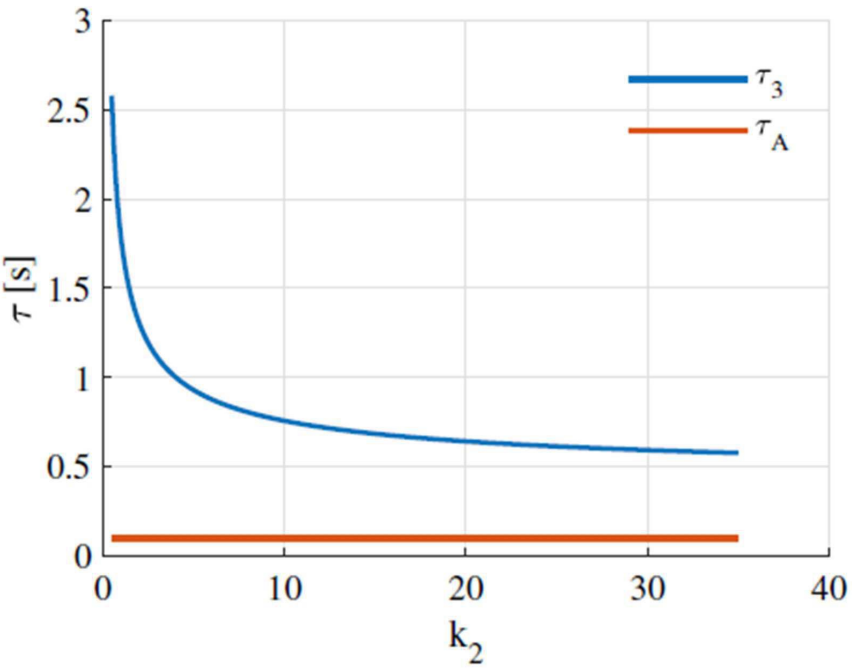
도면6


τ
$\frac{1}{\sqrt{k_{2i}k_{1i}}}+\frac{0.35(k_{1i}+k_{2i})}{k_{2i}k_{1i}}$
τ_{ai}
0
$k_{2i\max}$
k_{2i}

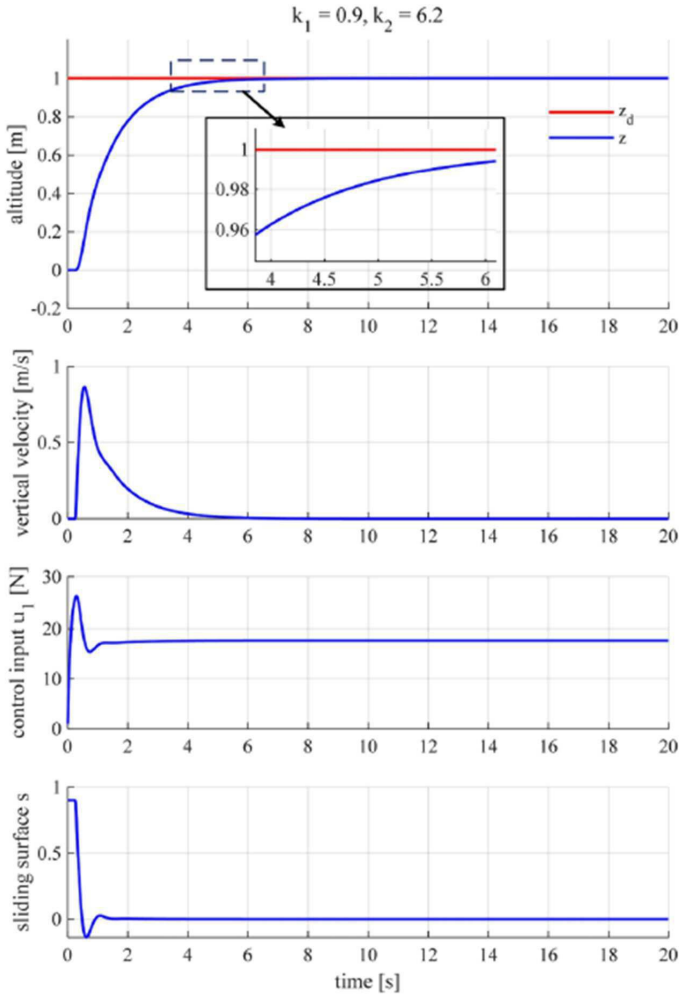
도면7


GPS receiver
Motor
RC receiver
Power adapter
Pixhawk FCU
Battery
LidarLite V3

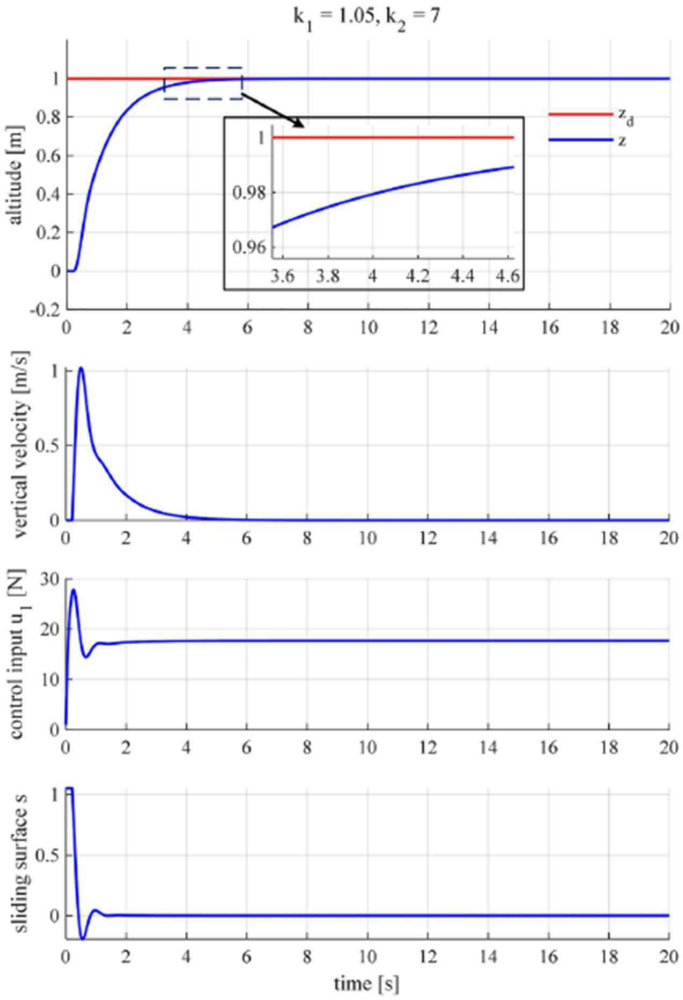
도면8



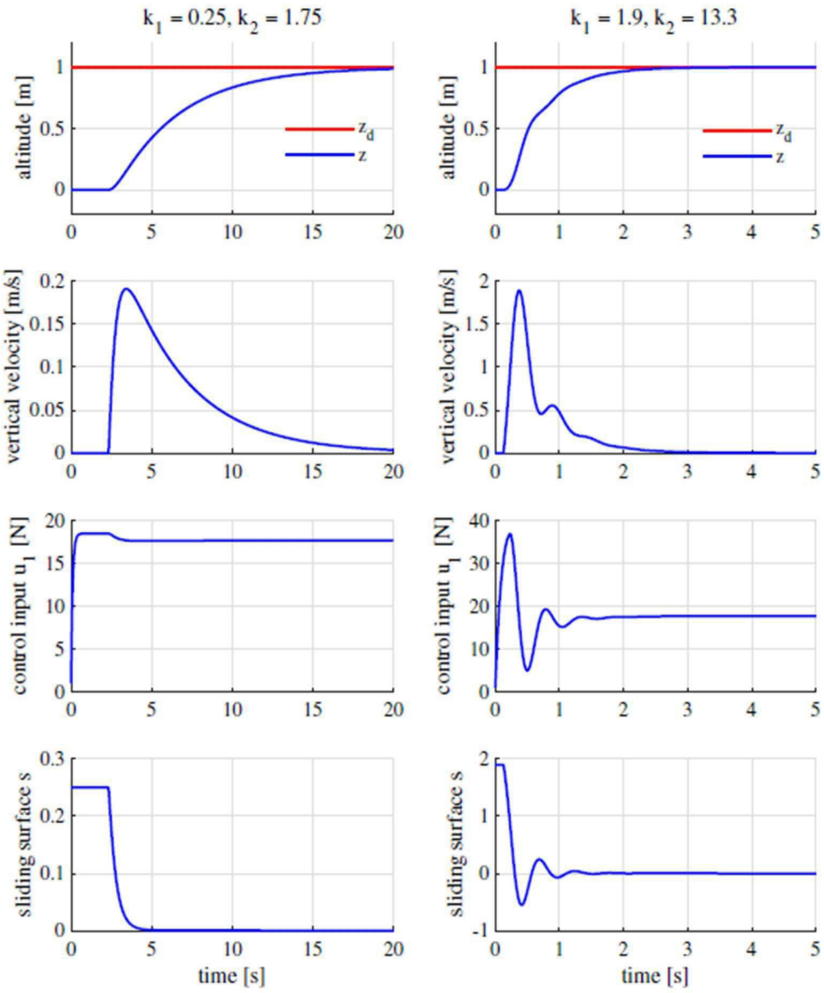
도면9


k1 = 0.9, k2 = 6.2
altitude [m]
zd
z
vertical velocity [m/s]
control input u1 [N]
sliding surface s
time [s]

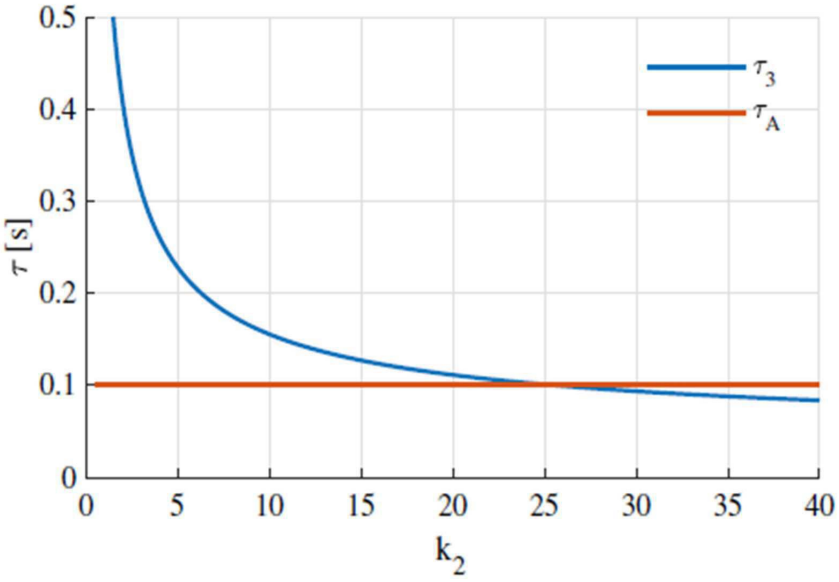
도면10


k1 = 1.05, k2 = 7
altitude [m]
vertical velocity [m/s]
control input u1 [N]
sliding surface s
time [s]
zd
z

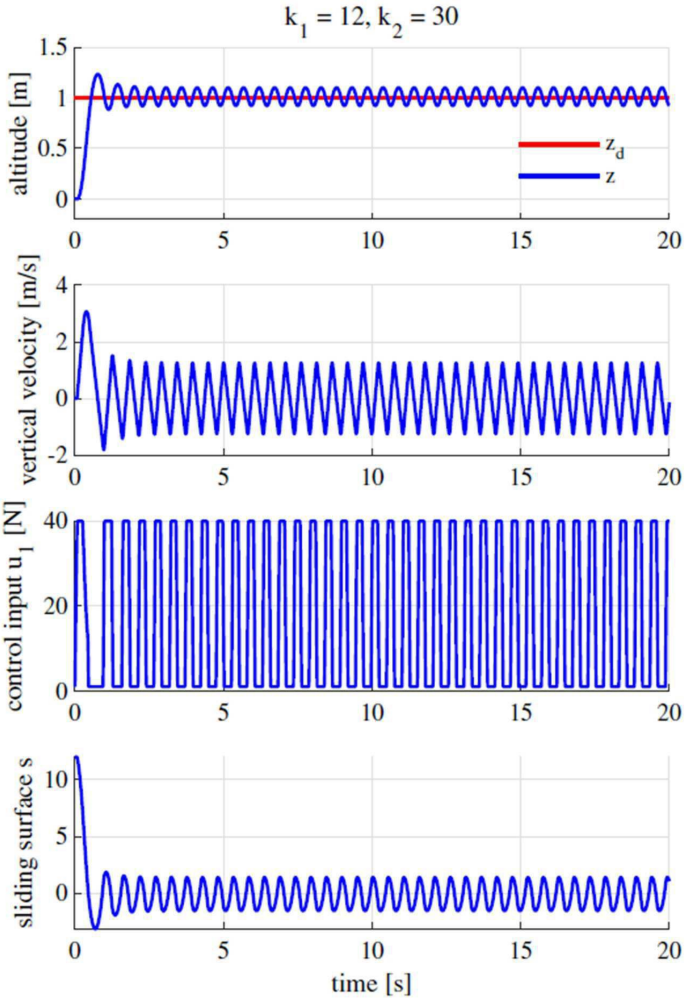
도면11


k1 = 0.25, k2 = 1.75
k1 = 1.9, k2 = 13.3
altitude [m]
zd
z
vertical velocity [m/s]
control input u1 [N]
sliding surface s
time [s]

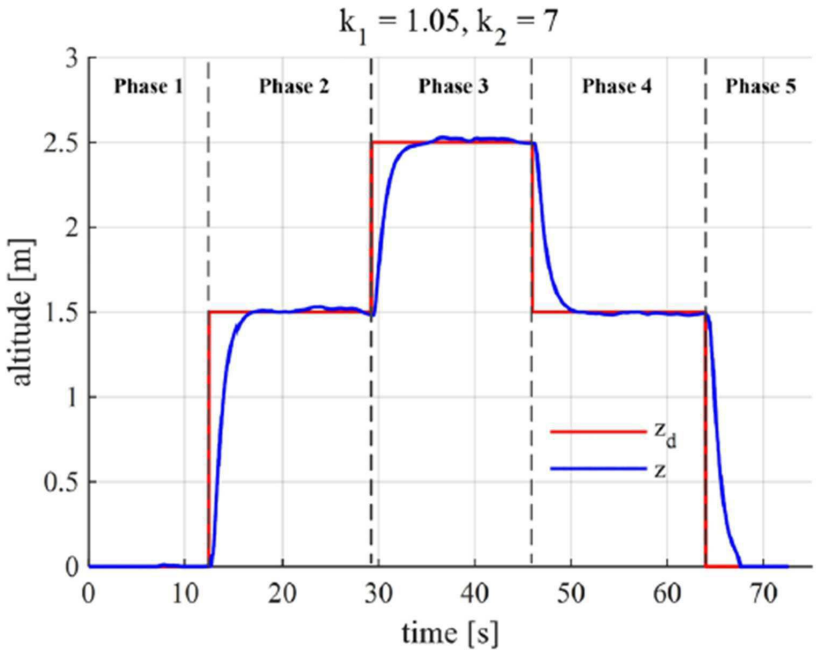
도면12



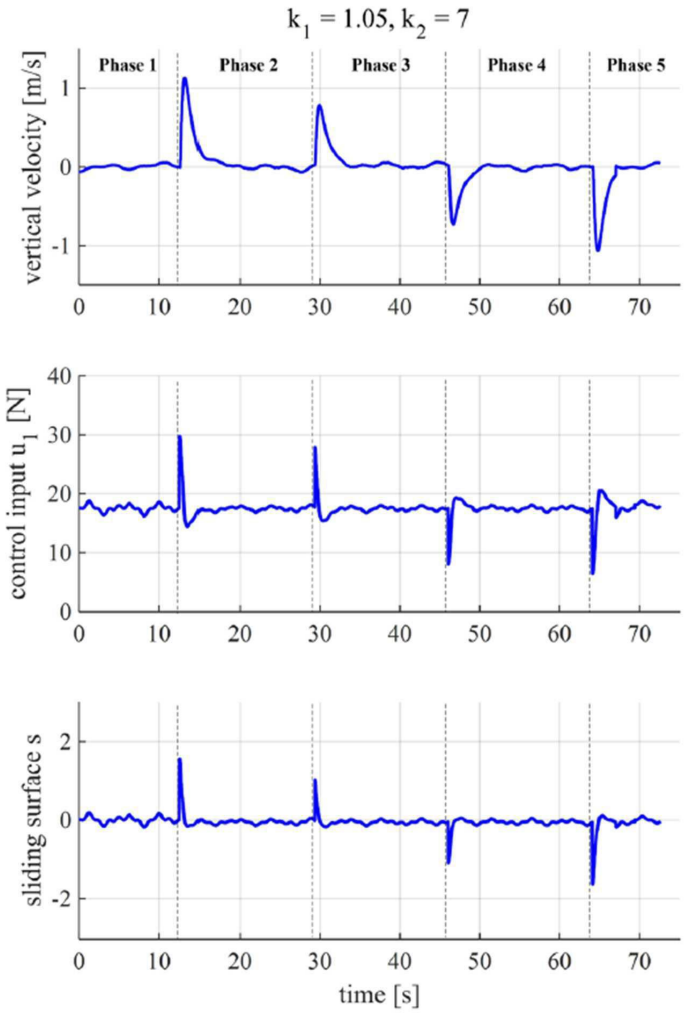
도면13


k1 = 12, k2 = 30
altitude [m]
zd
z
vertical velocity [m/s]
control input u1 [N]
sliding surface s
time [s]

도면14


k1 = 1.05, k2 = 7
Phase 1
Phase 2
Phase 3
Phase 4
Phase 5
altitude [m]
time [s]
zd
z
0
0.5
1
1.5
2
2.5
3
0
10
20
30
40
50
60
70

도면15


$k_1 = 1.05, k_2 = 7$
Phase 1
Phase 2
Phase 3
Phase 4
Phase 5
vertical velocity [m/s]
control input u_1 [N]
sliding surface s
time [s]