



(19) 대한민국특허청(KR)

(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2023년11월27일

(11) 등록번호 10-2605904

(24) 등록일자 2023년11월21일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64G 1/24 (2006.01)

(52) CPC특허분류

B64G 1/24 (2023.08)

B64G 1/245 (2023.08)

(21) 출원번호 10-2023-0045514

(22) 출원일자 2023년04월06일

심사청구일자 2023년04월06일

(56) 선행기술조사문헌

CN114987800 A*

KR1019990063535 A

JP3859454 B2

CN112214890 A

*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

(73) 특허권자

세종대학교 산학협력단

서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)

(72) 발명자

홍성경

서울특별시 서초구 동광로33길 15, 101호 (반포동, 반포 이안애 1차)

옹우엔 쓰언 몽

서울 군자로 121(새날관)

이용석

서울 광진구 능동로 35길 35-5 105호

(74) 대리인

장수현

전체 청구항 수 : 총 12 항

심사관 : 이강엽

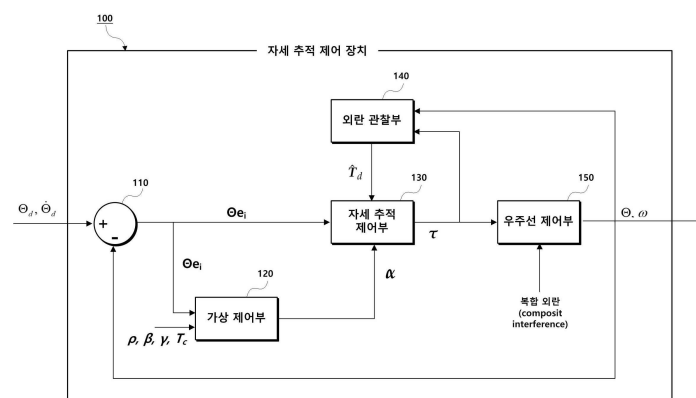
(54) 발명의 명칭 임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법 및 장치

(57) 요약

본 발명은 임의의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법 및 장치에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 시스템의 불확실성과 환경 교란을 가진 우주선에 대하여 사전 정의된 시간 내에 기준 자세를 추적하여 제어하는 방법 및 그러한 방법을 수행하는 장치에 관한 것이다.

본 발명에 의하면, 시스템의 불확실성, 외부 장애 및 가상 제어의 시간 파생을 포함한 전체 장애에 대한 초기 추정 오차가 무한대인 경향이 있더라도, 사전 정의된 시간 동안 정확하게 우주선에 대한 기준 자세를 추적하여 제어할 수 있는 방법 및 장치를 제공한다.

대표도



이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 1711159975
 과제번호 2023-2018-0-01423-005
 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 1345347042
 과제번호 2020R1A6A1A03038540
 부처명 교육부
 과제관리(전문)기관명 한국연구재단
 연구사업명 이공분야 대학중점연구소 지원사업
 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 과학기술혁신인재양성사업
 연구과제명 미래 우주항법 및 위성기술 연구센터
 기 여 율 1/4
 과제수행기관명 세종대학교
 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

공지예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법으로서,

(a) 우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 단계;

(b) 상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 단계;

(c) 상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 단계; 및,

(d) 상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 단계

를 포함하고,

상기 성능함수는,

시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지되는,

임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 단계(d) 이후,

(e) 상기 단계(d)에서 산출된 제어 토크 값을, 우주선의 자세를 제어하는 제어부로 전달하는 단계

를 더 포함하는 것을 특징으로 하는, 임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 3

삭제

청구항 4

청구항 1에 있어서,

상기 가상 자세 제어값을 구하는 파라미터에는,

상기 제어 토크값 산출시, 해당 제어 토크값이 특정 수렴시간(이하, '제어 수렴시간'이라 한다) 내에 특정값으로 수렴하여 이후 일정한 값으로 유지되는 경우, 그 제어 수렴시간 값을 더 포함하는 것

을 특징으로 하는, 임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 5

청구항 4에 있어서,

상기 가상 자세 제어값은,

$$\alpha = -\frac{1}{\pi} \text{diag}(\rho_i \cos^2(\eta_i)) \frac{\bar{\alpha}(\lambda^T \bar{\alpha})}{\sqrt{(\lambda^T \bar{\alpha})^2 + \beta^2}} + \text{diag}(\dot{\rho}_i) \lambda$$

로 산출되고,

상기 ρ_i 는 성능함수 값, $\eta_i = \frac{\pi}{2} \lambda_i^2$, $\lambda_i(t) = \frac{\Theta_{e_i}(t)}{\rho_i(t)}$, β 는 제어 파라미터이고,

$$\bar{a}_i = \frac{\pi}{\gamma T_c \lambda_i} (\tan^{1-\frac{\gamma}{2}}(\eta_i) + 3^\gamma \tan^{1+\frac{\gamma}{2}}(\eta_i))$$

이며,

γ 는 제어 파라미터, T_c 는 상기 제어 수렴시간인 것

을 특징으로 하는, 임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 6

청구항 1에 있어서,

상기 외란 추정값의 산출은,

(c1) 미지 입력 선형 시스템(unknown input linear system, UILS)을 정의하는 단계;

(c2) 상기 UILS의 상태변수의 추정값의 미분 식과, 상기 UILS 식으로부터 상기 UILS에 포함된 미지 입력값(unknown input)을 구하는 단계; 및,

(c3) 상기 미지 입력값으로부터 외란 추정값을 산출하는 단계

를 포함하는 것을 특징으로 하는, 임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 7

청구항 6에 있어서,

상기 UILS 식은,

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = -k_1 \zeta + d_{total} \\ y = k_2 \zeta \end{cases}$$

이고, 여기서 ζ 는 상기 UILS의 상태변수, k_1 , k_2 는 상수 파라미터, d_{total} 은 미지 입력값이고,

상기 상기 UILS의 상태변수의 추정값의 미분 식은,

$$\dot{\hat{\zeta}} = -k_2 k_3 \hat{\zeta} + \frac{1}{k_2} \dot{y} + k_3 y + \frac{k_1^2}{2} \zeta_e + \frac{\pi}{2 \gamma_e T_e} (\text{Sig}^{1-\gamma_e}(\zeta_e) + 3^{\gamma_e} \text{Sig}^{1+\gamma_e}(\zeta_e))$$

이며, 여기서 $\zeta_e = \zeta - \hat{\zeta}$ 로서 추정 오차이며,

상기 외란 추정값 \hat{T}_d 은,

$$\hat{T}_d = \hat{d}_{total} - k_1 z - \Gamma$$

로 산출되며, 여기서 $z = x_2 - \alpha$ 이고,

$x_2 = \dot{\Theta}_e$ 이며, 이때 $\Theta_e = \Theta_d - \Theta$ 로서, 목표 자세값(Θ_d)과 측정 자세값(Θ)의 오차를 나타내며,

$$\mathbf{\Gamma} = [\mathbf{\Gamma}_1, \mathbf{\Gamma}_2, \mathbf{\Gamma}_3]^T = \ddot{\mathbf{\Theta}}_d + \mathbf{M}^{-1}(\mathbf{C}(\dot{\mathbf{\Theta}}_d - \mathbf{x}_2) + \mathbf{G}) \text{ 이고,}$$

상기 추정 오차는 수렴시간(이하 '외란 관찰 수렴시간'이라 한다) T_e 내에 특정값으로 수렴함으로써 상기 외란 관찰 수렴시간 내에 상기 외란 추정값이 산출되는 것

을 특징으로 하는, 임의의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 8

청구항 5에 있어서,

상기 제어 토크값은,

$$\tau = (\mathbf{R}^T(\mathbf{\Theta}))^{-1} \mathbf{M} \left(\frac{\pi}{2} \text{diag} \left(\frac{\rho_i}{\cos^2(\eta_i)} \right) \lambda + \frac{\pi}{2\gamma T_c} (\text{Sig}^{1-\gamma}(\mathbf{z}) + 3^\gamma \text{Sig}^{1+\gamma}(\mathbf{z})) + \frac{1}{2} \mathbf{z} + \mathbf{\Gamma} + \hat{\mathbf{T}}_d \right)$$

로 산출되고, 여기서 $\hat{\mathbf{T}}_d$ 는 상기 단계(c)에서 산출된 외란 추정값인 것

을 특징으로 하는, 임의의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 9

청구항 8에 있어서,

상기 제어 토크는 상기 제어 수렴시간 T_c 내에 특정값으로 수렴하는 것

을 특징으로 하는, 임의의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 10

청구항 9에 있어서,

상기 제어 수렴시간 T_c 는,

상기 외란 추정값 산출시의 추정 오차의 수렴시간(이하 '외란 관찰 수렴시간'이라 한다) T_e 보다 큰 값인 것

을 특징으로 하는, 임의의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법.

청구항 11

임의의 교란을 가진 강성 우주선의 자세를 추적 제어하기 위한 장치(이하 '자세 추적 제어 장치'라 한다)로서,

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) 우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 단계;

(b) 상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 단계;

(c) 상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 단계; 및,

(d) 상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 단계

가 실행되도록 하고,

상기 성능함수는,

시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지되는,

자세 추적 제어 장치.

청구항 12

임의 교란을 가진 강성 우주선의 자세를 추적 제어하기 위한, 컴퓨터로 판독 가능한 비일시적 저장 매체에 저장된 컴퓨터 프로그램으로서,

비일시적 저장 매체에 저장되며, 프로세서에 의하여,

(a) 우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 단계;

(b) 상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 단계;

(c) 상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 단계; 및,

(d) 상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 단계

가 실행되도록 하는 명령을 포함하고,

상기 성능함수는,

시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지되는,

임의 교란을 가진 강성 우주선의 자세를 추적 제어하기 위한, 컴퓨터로 판독 가능한 비일시적 저장 매체에 저장된 컴퓨터 프로그램.

청구항 13

임의 교란을 가진 강성 우주선의 자세를 추적 제어하기 위한 장치(이하 '자세 추적 제어 장치'라 한다)로서,

우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 자세 오차 산출부;

상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 가상 제어부;

상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 외란 관찰부; 및,

상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 자세 추적 제어부

를 포함하고,

상기 성능함수는,

시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지되는,

자세 추적 제어 장치.

발명의 설명

기술분야

[0001] 본 발명은 임의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법 및 장치에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 시스템의 불확실성과 환경 교란을 가진 우주선에 대하여 사전 정의된 시간 내에 기준 자세를 추적하여 제어하는 방법 및 그러한 방법을 수행하는 장치에 관한 것이다.

배경기술

[0002] 비선형 항, 관성 행렬 불확실성, 마찰 토크 및 외부 교란은 우주선 자체 시스템의 불확실한 부분으로 인식된다. 불확실한 부분이 존재하는 상황에서 원하는 성능을 달성하기 위해 자세 추적 컨트롤러를 개발하는 것은 어려운 작업이다.

[0003] 지금까지 슬라이딩 모드 제어, 백스텝 제어, 최적 제어, 이벤트 트리거 제어, 모델 예측 제어와 같은 수많은 관찰자 기반 자세 제어가 만들어 졌지만, 이러한 제어기들은 교란이 일정하거나 무시할 만한 변화를 가지고 있다는 가정에 기반하며 추정 오차가 무한한 시간 범위 내에서 원점으로 수렴되도록 보장한다.

[0004] 실용적인 관점에서 볼 때, 어떤 우주선이든 초기 조건이 아무리 크더라도 제한된 시간 내에 제어를 완수해야 하기 때문에 고정 시간 제어가 필수적이다. 수렴 시간은 제어 이득의 선택에 크게 좌우됨에 따라 과도적이고 안정적인 상태에서 성능을 저하시키지 않으면서 특정한 안착 시간을 달성하는 것은 필수적이나, 그와 같이 불확실한 부분이 존재하는 상황에서 고정된 시간 내에 안정된 자세 제어를 수행하는 것은 매우 어려운 실정이다.

선행기술문헌

특허문헌

[0005] (특허문헌 0001) US 09776741 B1

비특허문헌

[0006] (비특허문헌 0001) "Funnel control for nonlinear systems with known strict relative degree (Automatica Volume 87, January 2018, Pages 345-357)"

발명의 내용

해결하려는 과제

[0007] 본 발명은 이와 같은 문제점을 해결하기 위해 창안된 것으로서, 시스템의 불확실성, 외부 장애 및 가상 제어의 시간 파생을 포함한 전체 장애에 대한 초기 추정 오차가 무한대인 경향이 있더라도, 사전 정의된 시간 동안 정확하게 우주선에 대한 기준 자세를 추적하여 제어할 수 있는 방법 및 장치를 제공하는데 그 목적이 있다.

과제의 해결 수단

[0008] 이와 같은 목적을 달성하기 위하여 본 발명에 따른 임의의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 방법은, (a) 우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 단계; (b) 상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 단계; (c) 상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 단계; 및, (d) 상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 단계를 포함하고, 상기 성능함수는, 시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지된다.

[0009] 상기 단계(d) 이후, (e) 상기 단계(d)에서 산출된 제어 토크 값을, 우주선의 자세를 제어하는 제어부로 전달하는 단계를 더 포함할 수 있다.

[0010] 상기 성능함수는, 시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지

될 수 있다.

[0011] 상기 가상 자세 제어값을 구하는 파라미터에는, 상기 제어 토크값 산출시, 해당 제어 토크값이 특정 수렴시간(이하, '제어 수렴시간'이라 한다) 내에 특정값으로 수렴하여 이후 일정한 값으로 유지되는 경우, 그 제어 수렴시간 값을 더 포함할 수 있다.

[0012] 상기 가상 자세 제어값은,
$$\alpha = -\frac{1}{\pi} \text{diag}(\rho_i \cos^2(\eta_i)) \frac{\bar{\alpha}(\lambda^T \bar{\alpha})}{\sqrt{(\lambda^T \bar{\alpha})^2 + \beta^2}} + \text{diag}(\dot{\rho}_i) \lambda$$
 로 산출될

수 있고, 상기 ρ_i 는 성능함수 값, $\eta_i = \frac{\pi}{2} \lambda_i^2$, $\lambda_i(t) = \frac{\Theta_{e_i}(t)}{\rho_i(t)}$, β 는 제어 파라미터이고,

$$\bar{\alpha}_i = \frac{\pi}{\gamma T_c \lambda_i} (\tan^{1-\frac{\gamma}{2}}(\eta_i) + 3^\gamma \tan^{1+\frac{\gamma}{2}}(\eta_i))$$

이며, γ 는 제어 파라미터, T_c 는 상기 제어 수렴시간이다.

[0013] 상기 외란 추정값의 산출은, (c1) 미지 입력 선형 시스템(unknown input linear system, UILS)을 정의하는 단계; (c2) 상기 UILS의 상태변수의 추정값의 미분 식과, 상기 UILS 식으로부터 상기 UILS에 포함된 미지 입력값(unknown input)을 구하는 단계; 및, (c3) 상기 미지 입력값으로부터 외란 추정값을 산출하는 단계를 포함할 수 있다.

[0014] 상기 UILS 식은,
$$\begin{cases} \dot{\zeta} = -k_1 \zeta + d_{total} \\ y = k_2 \zeta \end{cases}$$
 일 수 있고, 여기서 ζ 는 상기 UILS의 상태변수, k_1 , k_2 는 상수 파라

미터, d_{total} 은 미지 입력값이고, 상기 상기 UILS의 상태변수의 추정값의 미분 식은,

$$\dot{\hat{\zeta}} = -k_2 k_3 \hat{\zeta} + \frac{1}{k_2} \dot{y} + k_3 y + \frac{k_1^2}{2} \zeta_e + \frac{\pi}{2 \gamma_e T_e} (\text{Sig}^{1-\gamma_e}(\zeta_e) + 3^{\gamma_e} \text{Sig}^{1+\gamma_e}(\zeta_e))$$

[0015]이며, 여기서 $\zeta_e = \zeta - \hat{\zeta}$ 로서 추정 오차이며, 상기 외란 추정값 \hat{T}_d 은,

[0016] $\hat{T}_d = \hat{d}_{total} - k_1 z - \Gamma$ 로 산출되며, 여기서 $z = x_2 - \alpha$ 이고,

[0017] $x_2 = \dot{\Theta}_e$ 이며, 이때 $\Theta_e = \Theta_d - \Theta$ 로서, 목표 자세값(Θ_d)과 측정 자세값(Θ)의 오차를 나타내며,

$\Gamma = [\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3]^T = \ddot{\Theta}_d + M^{-1}(C(\dot{\Theta}_d - x_2) + G)$ 이고, 상기 추정 오차는 수렴시간(이하 '외란 관찰 수렴시간'이라 한다) T_e 내에 특정값으로 수렴함으로써 상기 외란 관찰 수렴시간 내에 상기 외란 추정값이 산출될 수 있다.

[0018] 상기 제어 토크값은,

$$\tau = (R^T(\Theta))^{-1} M \left(\frac{\pi}{2} \text{diag} \left(\frac{\rho_i}{\cos^2(\eta_i)} \right) \lambda + \frac{\pi}{2 \gamma T_c} (\text{Sig}^{1-\gamma}(z) + 3^\gamma \text{Sig}^{1+\gamma}(z)) + \frac{1}{2} z + \Gamma + \hat{T}_d \right)$$

[0019]로 산출될 수 있고, 여기서 \hat{T}_d 는 상기 단계(c)에서 산출된 외란 추정값이다.

[0020] 상기 제어 토크는 상기 제어 수렴시간 T_c 내에 특정값으로 수렴할 수 있다.

[0021] 상기 제어 수렴시간 T_c 는, 상기 외란 추정값 산출시의 추정 오차의 수렴시간(이하 '외란 관찰 수렴시간'이라 한다) T_e 보다 큰 값일 수 있다.

[0022] 본 발명의 다른 측면에 따르면, 임의의 교란을 가진 강성 우주선의 자세를 추적 제어하기 위한 장치(이하 '자세 추적 제어 장치'라 한다)는, 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) 우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 단계; (b) 상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 단계; (c) 상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 단계; 및, (d) 상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 단계가 실행되도록 하고, 상기 성능함수는, 시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지된다.

[0023] 본 발명의 또 다른 측면에 따르면, 임의의 교란을 가진 강성 우주선의 자세를 추적 제어하기 위한, 컴퓨터로 판독가능한 비일시적 저장 매체에 저장된 컴퓨터 프로그램은, 비일시적 저장 매체에 저장되며, 프로세서에 의하여, (a) 우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 단계; (b) 상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 단계; (c) 상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 단계; 및, (d) 상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 단계가 실행되도록 하는 명령을 포함하고, 상기 성능함수는, 시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지된다.

[0024] 본 발명의 또 다른 측면에 따르면, 임의의 교란을 가진 강성 우주선의 자세를 추적 제어하기 위한 장치(이하 '자세 추적 제어 장치'라 한다)는, 우주선에 대하여 측정된 자세값(이하 '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값과 차이값(이하 '자세 오차'라 한다)를 산출하는 자세 오차 산출부; 상기 자세 오차 및, 성능 함수로부터 가상 자세 제어값을 산출하는 가상 제어부; 상기 측정 자세값 및, 우주선의 자세를 제어하기 위한 제어 토크의 피드백 값으로부터 우주선에 대하여 작용하는 외란(disturbance)의 추정값을 산출하는 외란 관찰부; 및, 상기 측정 자세값, 상기 가상 자세 제어값 및 상기 외란 추정값으로부터 새로운 제어 토크 값을 산출하는 자세 추적 제어부를 포함하고, 상기 성능함수는, 시간 $t=0$ 으로부터 감소하여, 유한 시간 내에 특정 값으로 수렴하고, 이후 일정한 값으로 유지된다.

발명의 효과

[0025] 본 발명에 의하면, 시스템의 불확실성, 외부 장애 및 가상 제어의 시간 과생을 포함한 전체 장애에 대한 초기 추정 오차가 무한대인 경향이 있더라도, 사전 정의된 시간 동안 정확하게 우주선에 대한 기준 자세를 추적하여 제어할 수 있는 방법 및 장치를 제공하는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0026] 도 1은 강성 우주선 자세 시스템에 사용되는 좌표 프레임을 나타내는 도면.

도 2는 성능 함수 $p(t)$ 의 일 실시예를 나타내는 도면.

도 3은 본 발명의 자세 추적 제어 장치의 구성을 나타내는 블록 다이어그램.

도 4는 도 3의 자세 추적 제어 장치가 수행하는 자세 추적 제어 방법의 순서도.

도 5는 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 초기조건 설정시 자세 추적 오차를 나타내는 도면.

도 6은 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 초기조건 설정시 각속도 추적 오차를 나타내는 도면.

도 7은 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 초기조건 설정시 시변 이득을 나타내는 도면.

도 8은 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 초기조건 설정시 제어 입력을 나타내는 도면.

도 9는 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 자세 추적 오차를 나타내는 도면.

- 도 10은 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 각속도 추적 오차를 나타내는 도면.
- 도 11은 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 시변 이득 λ 를 나타내는 도면.
- 도 12는 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 제어 입력 τ 를 나타내는 도면.
- 도 13은 본 발명과 기존 기술의 간의 성능 비교를 나타내는 도면.
- 도 14는 본 발명과 기존 기술의 간의 자세 추적 오차를 비교하여 나타내는 도면.
- 도 15는 본 발명과 기존 기술의 간의 각속도 추적 오차를 비교하여 나타내는 도면.
- 도 16은 본 발명과 기존 기술의 간의 제어 입력 τ 를 비교하여 나타내는 도면.
- 도 17은 추정 오차를 나타내는 도면.
- 도 18은 총 교란과 그 추정값을 나타내는 도면.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0027] 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.
- [0029] 먼저, 본 발명의 특징을 개략적으로 설명하면 다음과 같다.
- [0030] 1. 제약된 사전 정의된 시간(predefined-time) 백스텝 제어를 수행하도록 설계되었다. 시스템 궤적(system trajectory)이 초기 조건과 제어 이득에 관계없이 유한한 시간 내에 0으로 수렴하는 것을 보장한다.
- [0031] 2. 커맨드 필터나 조각별(piece-wise) 연속 함수를 사용하지 않고도 특이점 문제를 해결하기 위하여, 가상 자세 제어에 이차 함수가 사용된다.
- [0032] 3. 자세 추적 오차에 대한 제약을 만족시키기 위해 가상 자세 제어에 탄형 BLF(tan-type barrier Lyapunov function)가 포함된다. 따라서 제약 조건은 간단한 부등식 조건을 만족시키는 방식으로 처리한다.
- [0033] 4. 사전 정의된 시간(predefined-time) 외란 관측부를 사용하여 가상 제어의 미분과 전체 외란(disturbance)의 미분을 정확하게 재구성한다. 외란 관측부의 안정화 시간은 초기 추정 오차가 무한대인 경향이 있더라도 항상 사전 정의된 시간보다 작다. 또한 이 시간은 외란 관측부의 조정 가능한 이득으로 결정된다.
- [0035] 이하에서는 각 도면을 참조하여 본 발명에 대하여 설명해 나가기로 한다.
- [0037] 도 1은 강성 우주선 자세 시스템에 사용되는 좌표 프레임을 나타내는 도면이다.
- [0038] 원형 궤도에서 움직이는 강체 우주선의 자세 운동 방정식은 자세 운동학과 우주선 역학으로 표현할 수 있다
- [0040] 1-1. 자세 운동학
- [0041] 강성 우주선 자세 시스템의 경우, 그림 1에 도시된 3개의 주요 좌표 프레임이 사용된다. 이 그림에서 궤도 기준, 관성 및 차체 고정 프레임은 각각 F_0 , F_1 및 F_B 로 표시된다. 강체 우주선의 궤도 위치를 결정하기 위해 지구 중심 관성 프레임 F_1 가 사용된다. 오일러 각도는 이해하기 쉽기 때문에 자세 표현과 운동학 방정식을 제시하는 데 사용된다.
- [0042] $\Theta = [\Theta_1, \Theta_2, \Theta_3]^T = [\phi, \theta, \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ 를 롤-피치-요(roll-pitch-yaw) 회전 순서를 통해 얻은 궤도 기준 프레임 F_0 에 대한 고려된 우주선의 오일러 각도로 하고, $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ 는 관성 기준 프레임 F_1 에 대한 관성 회전 속도를 나타내며 차체 고정 프레임 F_B 로 표현된다. 이때, 운동 방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$\dot{\omega} = R(\Theta)\ddot{\Theta} - \omega_c(\Theta), \quad (1)$$

여기서 벡터 $\omega_c(\Theta)$ 와 행렬 $R(\Theta)$ 은 각각 다음과 같이 정의된다.

$$\omega_c = \omega_0 \begin{bmatrix} C\theta S\psi \\ C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi \\ -S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\phi & S\phi C\theta \\ 0 & -S\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix}, \quad (2)$$

여기서 C와 S는 각각 코사인과 사인을 의미하고, $\omega_0 > 0$ 는 궤도 속도를 나타낸다.

$\det(R(\Theta)) = C\theta$ 이기 때문에 행렬 $R(\Theta)$ 가 가역적이기 위해서는 $t \geq 0$ 에 대한 조건 $\theta(t) \neq \frac{(2N-1)\pi}{2}$ 를 만족해야 하며, 여기서 $N \in \mathbb{N}$ 와 \mathbb{N} 은 자연수의 집합이다. 이를 위해 초기 피치 각도 $\theta(0)$ 는 $-\frac{\pi}{2} < \theta(0) < \frac{\pi}{2}$ 가 되도록 제한되어야 한다. 자세 기동 중에 컨트롤러는 $-\frac{\pi}{2} < \theta(t) < \frac{\pi}{2}, \forall t > 0$ 을 얻을 수 있어야 한다.

1-2. 강체 우주선 역학

오일러 모멘트 방정식에 기초하여, 강체 우주선의 역학은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$J\dot{\omega} = -\omega^\times J\omega + \tau + \tau_d, \quad (3)$$

여기서 $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 는 $J = J_0 + \Delta J$ 로 표현된 우주선의 관성 행렬이며, 여기서 J_0 와 ΔJ 는 각각 관성 행렬의 공칭 부분(nominal part)과 불확실한 부분을 나타낸다. 게다가, $\tau \in \mathbb{R}^3$ 와 $\tau_d \in \mathbb{R}^3$ 는 각각 제어 토크 및 환경 교란 토크를 나타낸다. ω^\times 는 스큐 대칭 행렬(skew-symmetric matrix)을 의미한다.

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

이때, 불확실한 관성 행렬 ΔJ 는 $\|\Delta J\| \leq a_1$ 로 경계가 있으며, 여기서 a_1 은 양수이지만 알 수 없는 상수이다. 또한 환경 교란(environmental disturbance)은 경계가 있다. 즉, $\|\tau_d\| \leq a_2$ 여기서 a_2 는 양수이지만 알려지지 않은 상수이다. 또한 오일러 각도와 회전 속도는 측정 가능하며 피드백에 사용할 수 있다고 가정한다.

식(1)의 미분은 다음과 같은 결과가 된다.

$$\dot{\omega} = R(\Theta)\ddot{\Theta} + \dot{R}(\Theta)\dot{\Theta} - \dot{\omega}_c(\Theta). \quad (4)$$

우주선 자세 시스템 식(1) 및 식(3)을 다음과 같은 동적 시스템으로 변환하는 것은 간단하다.

$$M(\Theta)\ddot{\Theta} + C(\Theta, \dot{\Theta})\dot{\Theta} + G(\Theta, \dot{\Theta}) + d(\Theta, \dot{\Theta}) = R^T(\Theta)\tau \quad (5)$$

[0062] 여기서,

$$M = R^T J_0 R,$$

$$C = R^T J_0 \dot{R} + R^T (R \dot{\Theta} - w_c)^\times J_0 R,$$

$$G = -R^T J_0 \dot{w}_c - R^T (R \dot{\Theta} - w_c)^\times J_0 w_c \text{ 및}$$

$$d = R^T (\Delta J \dot{R} \dot{\Theta} - \Delta J \dot{w}_c - \tau_d + \Delta J R \ddot{\Theta} + (R \dot{\Theta} - w_c)^\times \Delta J (R (\dot{\Theta} - w_c)))$$

[0063]

[0064] 이다.

[0065] 자세 추적 오차를 $\Theta_e = \Theta_d - \Theta$ 로 정의하자. 여기서 $\Theta_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]^T \in R^3$ 는 $-\frac{\pi}{2} < \theta_d < \frac{\pi}{2}$ 를 가진 두 번 미분 가능한 시변 기준 궤적(twice differentiable time-varying reference trajectory)이다. 이때 $x_1 = \Theta_e$ 그리고 $x_2 = \dot{\Theta}_e$ 이며, 우주선 자세 시스템 식(5)는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = \Gamma - M^{-1} R^T \tau + M^{-1} d, \end{cases} \quad (6)$$

[0067]

[0068] 여기서 $\Gamma = [\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3]^T = \ddot{\Theta}_d + M^{-1} (C(\dot{\Theta}_d - x_2) + G)$ 이다.

[0070] 본 발명에서, 강성 우주선 자세 시스템 식(6)을 위한 사전 정의된 시간(predefined-time) 수렴을 갖는 탄형 BLF 기반 백스텝 제어(tan-type BLF-based backstepping control)를 이용하여 다음과 같은 제어 목표를 달성한다.

- [0071] 1. 우주선 자세는, 시스템의 불확실성 및 환경 교란에도 불구하고, 미리 정의된 시간 내에 기준 자세 궤적 Θ_d 를 추적한다,
- [0072] 2. 과도 상태(예: 최대 오버슈트) 및 정상 상태(예: 최종 추적 오차) 설정에서 자세 추적 오차 x_1 에 대한 사전 정의된 성능이 미리 지정되어 있다.

[0074] 다음은, 본 발명의 자세 추적 제어에 대한 본격적인 설명에 앞서, 비선형 시스템의 안정성을 입증하기 위한 양의 확정 라푸노프 함수(Positive-definite Lyapunov Function)에 대한 몇가지 명제를 기술한다.

[0076] 명제1) 다음과 같은 비선형 시스템을 고려한다.

$$\dot{x} = f(t, x, d). \quad (7)$$

[0077]

[0078] 다음을 만족하는 양의-확정 라푸노프 함수가 존재한다고 가정한다.

$$l\dot{V}(x(t)) \leq -\frac{\pi}{\eta T_c} \left(V(x(t))^{1-\frac{\eta}{2}} + V(x(t))^{1+\frac{\eta}{2}} \right)$$

[0079]

[0080] 여기서 $T_c > 0$ 및 $0 < \eta < 1$ 이다. 이때, 시스템 (7)의 원점은 특정 안착 시간 T_c 로 규정된, 시간 안정적 인 특징을 가진다.

[0081] 라푸노프 안정성의 개념에 기초하여, 양의 확정 라푸노프 함수(Positive-definite Lyapunov Function) $V(x(t))$ 로 표시된 비선형 시스템(7)의 에너지가 증가하지 않는 경우, 즉, $\dot{V}(x(t)) \leq 0$ 이면 시스템 상태 $x(t)$ 가 발산하지 않고 시스템이 안정적이다. 게다가, $\dot{V}(x(t)) < 0$ 조건이 만족된다면, 시스템은 점근적으로 안정적이고 시간이 무한대인 경향이 있을 때 시스템 상태 $x(t)$ 는 0으로 수렴한다. 전통적인 라푸노프 안정성 이론은 무한한 시간 지평선에 걸쳐 시스템의 안정성을 보장한다는 점에 주목한다. 그러나, 명제1은 시스템

상태 $x(t)$ 가 유한한 시간 T_c 내에 0으로 수렴할 수 있는 충분한 조건을 제시한다.

명제2) 비선형 시스템(7)을 고려한다. 라푸노프 함수 $V(x(t))$ 가 다음과 같은 부등식을 만족한다면

$$\dot{V}(x(t)) \leq -\frac{\pi}{\eta T_c} \left(V(x(t))^{1-\frac{\eta}{2}} + V(x(t))^{1+\frac{\eta}{2}} \right) + \delta$$

여기서 $0 < \delta < \infty$, 시스템 (7)은 실질적으로 규정된 시간 안정적(prescribed-time stable)이고, 여기서 잔차 집합은 다음과 같이 표현된다

$$\left\{ \lim_{t \rightarrow T'_c} x \mid V(x(t)) \leq \min \left\{ \left(\frac{2\eta T_c \delta}{\pi} \right)^{\frac{2}{2-\eta}}, \left(\frac{2\eta T_c \delta}{\pi} \right)^{\frac{2}{2+\eta}} \right\} \right\}$$

여기서 파라미터 T'_c 는 $T'_c < \sqrt{2}T_c$ 인 수렴 시간을 나타낸다. $0 < \eta < 1$ 이기 때문에,

$$1 < \frac{2}{2-\eta} < 2 \quad \text{와} \quad \frac{2}{3} < \frac{2}{2+\eta} < 1 \quad \text{이다.} \quad a = \left(\frac{2\eta T_c \delta}{\pi} \right)^{\frac{2}{2-\eta}} \quad \text{와} \quad b = \left(\frac{2\eta T_c \delta}{\pi} \right)^{\frac{2}{2+\eta}} \quad \text{로 정}$$

의하면, $\frac{2\eta T_c \delta}{\pi}$ 의 값은 $a < b$ 인지 또는 $b < a$ 인지를 결정한다. 더 정확하게 말하면, 만약

$$\frac{2\eta T_c \delta}{\pi} > 1$$

이면 $a > b$ 이고 아닐 경우 그 반대이다.

명제3) 모든 $z_i \in \mathbb{R}^+(i = 1, \dots, n)$ 와 $\varsigma > 0$ 에 대해, 다음과 같은 부등식이 성립한다:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^n z_i^\varsigma \geq \left(\sum_{i=1}^n z_i \right)^\varsigma, & \text{if } 0 < \varsigma < 1 \\ \sum_{i=1}^n z_i^\varsigma \geq n^{1-\varsigma} \left(\sum_{i=1}^n z_i \right)^\varsigma, & \text{if } \varsigma > 1. \end{cases} \quad (8)$$

명제4) $z \in \mathbb{R}$ 이고 $\varsigma \geq 0$ 인 경우,

$$0 \leq |z| \leq \varsigma + \frac{z^2}{\sqrt{z^2 + \varsigma^2}}. \quad (9)$$

이다.

도 2는 성능 함수 $\rho(t)$ 의 일 실시예를 나타내는 도면이다.

먼저 다음과 같은 유한 시간 규정 성능 함수(FTPPF, finite-time prescribed performance function)를 정의한다. 즉,

정의1) 양의 및 비증가 함수 $\rho(t)$ 는 $\lim_{t \rightarrow T_f} \rho(t) = \rho_T > 0$ 이면 유한 시간 규정 성능 함수(FTPPF, finite-time prescribed performance function)이고, 임의의 $t \geq T_f$ 에 대하여 $\rho(t) = \rho_T$ 이며, 여기서 T_f 는 시스템 궤적이 정상 상태 영역에 도달하는 데 필요한 시간이고 ρ_T 는 최대 정상 상태 경계이다.

[0100] 이때, 자세 추적 오차에 대한 성능 요구 사항을 충족하기 위해 다음을 보장해야 한다.

[0101]
$$-\rho_i(t) < x_{1i}(t) < \rho_i(t). \quad (10)$$

[0102] 실제로 성능 함수 $\rho(t) = [\rho_1(t), \rho_2(t), \rho_3(t)]^T$ 는 설계자가 일시적(예: 최대 허용 오버슈트) 및 정상 상태(예: 최대 정상 상태 경계)에서 추적 오차에 대해 유리한 성능 특성을 지정할 수 있도록 한다. 함수 (11)는 (정의1)에 주어진 요건을 충족하며, FTPPF로 사용된다.

[0103]
$$\rho(t) = \begin{cases} \sqrt[3]{\rho_0^{c_1} - c_1 c_2 t} + \rho_T, & 0 \leq t < T_f, \\ \rho_T, & t \geq T_f, \end{cases} \quad (11)$$

[0104] 여기서 양의 상수 ρ_0 , c_1 , c_2 는 T_f , ρ_T , ρ_0 의 값에 따라 적절하게 선택된다. 더 정확히 말하면,

$\rho_0 = \rho(0) - \rho_T$, $c_2 = \frac{\rho_0^{c_1}}{c_1 T_f}$ 와 $0 < c_1 = \frac{b_1}{b_2} < 1$ 는 각각 b_1 , b_2 가 양의 홀수와 짝수 정수가 되도록 한다.

[0106] 수식(11)의 예가 도 2에 나와 있다. $\rho(0)=25$, $\rho_T=1$, $T_f=8$, $b_1=5$, $b_2=10$ 으로 선택하면 $\rho_0 = 24$, $c_1 = \frac{b_1}{b_2} = 0.5$, $c_2 = \frac{\rho_0^{c_1}}{c_1 T_f} = 1.22$ 가 나온다. 함수 $\rho(t)$ 는 $\rho(0) = 25$ 에서 시작하여 $t=8$ 에서 궁극값(ultimate value) $\rho_T = 1$ 로 수렴하여 그 이후에 계속 유지되는 것을 알 수 있다.

[0107] 설계 절차를 간소화하기 위해 추적 오차와 관련된 변환된 오차 변수를 $\lambda(t) = [\lambda_1(t), \lambda_2(t), \lambda_3(t)]^T$ 로 정의한다. 여기서 $\lambda_i(t) = \frac{\Theta_{e_i}(t)}{\rho_i(t)}$ 이다. 따라서, 출력 제약 조건(10)은 모든 $t > 0$ 에 대해 $|\lambda_i(t)| < 1$ 를 만족시키는 것과 같다. 새로운 변환 오차에 기초하여, 동적 시스템(6)은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

[0108]
$$\begin{cases} \dot{\lambda} = \text{diag}(\frac{1}{\rho_i})x_2 - \text{diag}(\frac{\dot{\rho}_i}{\rho_i})\lambda, \\ \dot{x}_2 = \Gamma - M^{-1}R^T \tau + M^{-1}d. \end{cases} \quad (12)$$

[0110] 도 3은 본 발명의 자세 추적 제어 장치(100)의 구성을 나타내는 블록 다이어그램이고, 도 4는 도 3의 자세 추적 제어 장치(100)가 수행하는 자세 추적 제어 방법의 순서도이다.

[0111] 먼저 도 3의 각 구성과 도 4의 순서도를 전체적으로 설명한 이후에, 그 세부적 내용에 대하여 설명하기로 한다.

[0113] 자세 오차 산출부(110)는 이전 단계에서 측정된 우주선의 자세값(이하, '측정 자세값'이라 한다)과, 목표 자세값의 차이(이하, '자세 오차'라 한다)를 산출한다(S410).

[0114] 가상 제어부(120)는 이러한 자세 오차 및, 성능 함수(performance function)로부터 가상 자세 제어값(virtual attitude control)을 산출한다(S420).

[0115] 외란 관찰부(130)는 측정 자세값과, 후술하는 자세 추적 제어부(140)에서 산출하는 제어 토크(control torque)값으로부터 우주선에 작용할 외란(disturbance)의 추정값(이하, '외란 추정값'이라 한다)을 산출한다(S430).

[0116] 자세 추적 제어부(140)는 측정 자세값, 가상 자세 제어값 및 외란 추정값 등으로부터, 사전 정의된 시간 내에 우주선의 자세를 안정화시키기 위한 제어 토크(control torque)값을 산출한다(S440).

[0117] 우주선의 제어부(150)는, 입력 받은 제어 토크 값을 이용하여 우주선의 자세 제어를 수행한다(S450). 이때 우주선에는 외부의 복합적인 교란(composite interference)이 가해지며, 이러한 교란 입력 및 제어 토크 값에 의한

자세 제어 후의 우주선에 대하여 직접 측정(S460)된 자세값은, 전술한 바와 같이 다시 자세 오차 산출부(110), 자세 추적 제어부(140), 외란 관찰부(130) 등으로 자세 추적 제어를 위하여 제공된다(S470).

[0119] 이하에서는, 지금까지 설명한 도 3의 각 구성과 도 4의 순서도에 대한 전체적인 내용에 포함되어 있는 구체적인 내용을 상세하게 설명하기로 한다.

[0121] 앞서 명제1, 명제2를 통하여 라푸노프 함수 V 에 대하여 기술한 바 있다. 이를 다시한번 간략히 정리하면, 라푸노프 함수의 경우 다음과 같은 3가지의 조건을 만족하면 asymptotically stable하게 된다. 예를 들어 다음의 V 함수는 x 에 대한 함수이고 다음과 같은 3가지 조건을 만족하게 되면 x 는 0으로 수렴하게 된다.

[0122] $V(0) = 0$

[0123] $V(x) > 0, \quad \forall x \in D/\{0\}$

[0124] $\dot{V}(x) < 0, \quad \forall x \in D/\{0\}$

[0125] 특히, 본 발명에서는 명제1, 명제2와 같은 조건을 만족시키는 경우 x 가 0으로 수렴할 뿐만 아니라, 특정 시간, 예를 들어 T_c 내에 수렴하도록 한다는 것을 보여준다.

[0126] 이하에서는 라푸노프 함수를 특정한 함수로 정하고, 그러한 라푸노프 함수에 의하여 식 (12)의 λ , 즉, 전술한

바와 같이 $\lambda_i(t) = \frac{\theta_{e_i}(t)}{\rho_i(t)}$ 인 λ 가 특정 시간 내에 0으로 수렴함을 보임으로써, 이에 따라 결국 자세 오차 인 $\theta_{e_i}(t)$ 가 그 특정 시간 내에 0으로 수렴하게 된다는 것을 보이게 된다.

[0128] - Tan-type BLF(barrier Lyapunov function) 자세 제어 설계

[0129] 이하에서는 백스텝 제어 접근법에 기초한 제한된 자세 제어를 설명한다. 일반적으로 백스텝 전략은 라푸노프 함수의 선택과 피드백 제어의 설계를 혼합하는 재귀적 절차이다. 그것은 전체 시스템에 대한 설계 문제를 (심지어 스칼라) 하위 시스템에 대한 일련의 설계 문제로 분해한다. 또한, 백스텝은 슬라이딩 모드 제어, 피드백 선형화 및 이득 스케줄링과 같은 다른 방법에서 발생하는 것보다 덜 제한적인 조건에서 안정화 및 궤적 추적 제어 문제를 모두 해결할 수 있다.

[0131] 1단계: 라푸노프 함수는 임의로 정할 수 있는데, 본 발명에서는 이러한 라푸노프 함수를 tan-type으로 식(13)과 같이 구성한다.

[0132]
$$V_1(\lambda) = \sum_{i=1}^3 \tan\left(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2\right) \quad (13)$$

[0133] 여기서 $\tan(\cdot)$ 은 탄젠트 함수를 나타낸다. 라푸노프 함수(13)는 집합 $\text{set } \Omega = \{\lambda \in \mathbb{R}^3 : |\lambda_i| < 1, i = 1, 2, 3\}$ 에서 미분 가능하다. $V_1(\lambda)$ 의 도함수는 다음과 같다.

[0134]
$$\dot{V}_1(\lambda) = \pi \sum_{i=1}^3 \frac{\lambda^T \mathbf{Y}_i \dot{\lambda}}{\cos^2(\eta_i)} = \pi \sum_{i=1}^3 \frac{\lambda^T \mathbf{Y}_i (\text{diag}(\frac{1}{\rho_i}) \mathbf{z} + \text{diag}(\frac{1}{\rho_i}) \boldsymbol{\alpha} - \text{diag}(\frac{\dot{\rho}_i}{\rho_i}) \lambda)}{\cos^2(\eta_i)} \quad (14)$$

[0135] 여기서 $\eta_i = \frac{\pi}{2} \lambda_i^2$ 와 \mathbf{Y}_i 는 i 번째 대각선 요소가 0이 아닌 유일한 요소가 되도록 일관된 차원(consistent dimension)을 가진 대각선 행렬을 보여준다. 또한, $\mathbf{z} = \mathbf{x}_2 - \boldsymbol{\alpha} \in \mathbb{R}^3$ 는 중간 오차(intermediate error)를 나타내고, $\boldsymbol{\alpha} \in \mathbb{R}^3$ 는 다음과 같이 표현되는 가상 자세 제어(virtual attitude control) 값을 나타낸

다.

$$\alpha = -\frac{1}{\pi} \text{diag}(\rho_i \cos^2(\eta_i)) \frac{\bar{\alpha}(\lambda^T \bar{\alpha})}{\sqrt{(\lambda^T \bar{\alpha})^2 + \beta^2}} + \text{diag}(\dot{\rho}_i) \lambda \quad (15)$$

여기서 $\beta \geq 0$ 이고, $\bar{\alpha} = [\bar{\alpha}_1, \bar{\alpha}_2, \bar{\alpha}_3]^T$ 는,

$$\bar{\alpha}_i = \frac{\pi}{\gamma T_c \lambda_i} (\tan^{1-\frac{\gamma}{2}}(\eta_i) + 3^\gamma \tan^{1+\frac{\gamma}{2}}(\eta_i)) \quad (16)$$

로서, $0 < \gamma < 1$ 이고, T_c 는 수렴시간을 나타낸다.

이러한 가상 자세 제어값(15)를 (14)로 대입함으로써, 다음을 획득하게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(\lambda) &= \pi \sum_{i=1}^3 \frac{\lambda^T \mathbf{Y}_i \text{diag}(\rho_i) \mathbf{z}}{\cos^2(\eta_i)} + \beta - |\lambda^T \bar{\alpha}| \\ &\leq \pi \sum_{i=1}^3 \frac{\lambda^T \mathbf{Y}_i \text{diag}(\rho_i) \mathbf{z}}{\cos^2(\eta_i)} + \beta - \frac{\pi}{\gamma T_c} (V_1(\lambda)^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}} V_1(\lambda)^{1+\frac{\gamma}{2}}). \end{aligned} \quad (17)$$

전술한 도 3의 가상 제어부(120)는, 자세 오차 산출부(110)에서 산출한 자세 오차 $\Theta_{ei}(t)$ 및 성능함수 ρ_i

(t)에 의하여 오차 변수 $\lambda_i(t)$ 를 $\lambda_i(t) = \frac{\Theta_{ei}(t)}{\rho_i(t)}$ 로 구하고, 이로부터 $\eta_i = \frac{\pi}{2} \lambda_i^2$ 를 구하여, 위 조건을

만족하는 제어 파라미터인 β, γ 및 수렴시간 T_c 로부터 식(15)에 의하여 가상 자세 제어값 α 를 구한다(S420).

본 발명의 가상 제어값의 차별점은 다음과 같다.

가상 제어값 (15)의 도함수는 다음과 같다.

$$\dot{\alpha}_i = -\frac{\dot{\rho}_i}{\pi} \cos^2\left(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2\right) \Psi_i + \rho_i \lambda_i \dot{\lambda}_i \sin(\pi \lambda_i^2) \Psi_i - \frac{\rho_i}{\pi} \cos^2\left(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2\right) \dot{\Psi}_i + \dot{\rho}_i \lambda_i + \rho_i \dot{\lambda}_i$$

여기서,

$$\Psi_i = \frac{\bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i)}{\sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2}}, \dot{\Psi}_i = \frac{\frac{d}{dt}(\bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i)) \sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2} - \bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) \frac{d}{dt}(\sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2})}{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2}$$

[0150] 이고,

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i)) &= \dot{\bar{\alpha}}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) + \bar{\alpha}_i(\dot{\lambda}_i \bar{\alpha}_i) + \bar{\alpha}_i(\lambda_i \dot{\bar{\alpha}}_i), \\ \frac{d}{dt} \left(\sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2} \right) &= \frac{\dot{\lambda}_i \bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) + \lambda_i \dot{\bar{\alpha}}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) + \lambda_i \bar{\alpha}_i(\dot{\lambda}_i \bar{\alpha}_i) + \lambda_i \bar{\alpha}_i(\lambda_i \dot{\bar{\alpha}}_i)}{2\sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2}}, \\ \dot{\bar{\alpha}}_i &= \frac{\pi}{\gamma T_c} \left(\frac{\sec^2(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2) (2(1 - \frac{\gamma}{2}) \pi \lambda_i^2 - \sin(\pi \lambda_i^2)) \tan^{-\frac{\gamma}{2}}(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2)}{2\lambda_i^2} \right. \\ &\quad \left. + 3^\gamma \tan^{\frac{\gamma}{2}}(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2) \left(\pi(1 + \frac{\gamma}{2}) \sec^2(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2) - \frac{\tan(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2)}{\lambda_i^2} \right) \right) \dot{\lambda}_i. \end{aligned}$$

[0151]

[0152] 이다. 따라서

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_i &= -\frac{\dot{\rho}_i}{\pi} \cos^2(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2) \frac{\bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i)}{\sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2}} + \rho_i \lambda_i \dot{\lambda}_i \sin(\pi \lambda_i^2) \frac{\bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i)}{\sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2}} + \ddot{\rho}_i \lambda_i + \dot{\rho}_i \dot{\lambda}_i \\ &\quad - \frac{\rho_i}{\pi} \cos^2(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2) \frac{(\dot{\bar{\alpha}}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) + \bar{\alpha}_i(\dot{\lambda}_i \bar{\alpha}_i) + \bar{\alpha}_i(\lambda_i \dot{\bar{\alpha}}_i)) \sqrt{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2}}{(\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2} \\ &\quad + \frac{\rho_i}{\pi} \cos^2(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2) \frac{\bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) (\dot{\lambda}_i \bar{\alpha}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) + \lambda_i \dot{\bar{\alpha}}_i(\lambda_i \bar{\alpha}_i) + \lambda_i \bar{\alpha}_i(\dot{\lambda}_i \bar{\alpha}_i) + \lambda_i \bar{\alpha}_i(\lambda_i \dot{\bar{\alpha}}_i))}{2((\lambda_i \bar{\alpha}_i)^2 + \beta^2)^{\frac{3}{2}}} \end{aligned}$$

[0153]

[0154]

[0155]

[0156] 이다.

[0158] 종래의 백스테핑(backstepping) 방법에 의하면, 가상 자세 제어는,

$$\alpha = -\frac{1}{\pi} \text{diag}(\rho_i \cos^2(\eta_i)) \bar{\alpha} + \text{diag}(\dot{\rho}_i) \lambda.$$

[0159]

[0160] 와 같이 설계되었다. 그러나 이 경우의 $\dot{\alpha}$ 에는 $\lambda_i = 0$ 일 때 $0 < \gamma < 1$

[0161] 이므로 특이점(singularity)의 문제가 발생한다. 그러나 본 발명에서는 식 (15)의 시간 도함수에 $\frac{\rho_i}{\pi} \cos^2(\frac{\pi}{2} \lambda_i^2) \lambda_i \alpha_i \dot{\alpha}_i$ 항을 포함하고, 이로써 특이점(singularity)의 문제는 제거되는 장점이 있다.

[0163] 2단계: 다음과 같이 증강 라푸노프 함수를 구성한다.

$$V_2(\lambda, z) = V_1(\lambda) + V_z(z), \quad (18)$$

[0164]

[0165] 여기서 $V_z(z) = z^T z$ 이다. V_2 의 도함수를 구하면,

$$\dot{V}_2(\lambda, z) = \dot{V}_1(\lambda) + 2z^T \dot{z} \quad (19)$$

[0166]

[0167] 전술한 바와 같이, $\mathbf{z} = \mathbf{x}_2 - \boldsymbol{\alpha}$ 이므로,

$$\dot{\mathbf{z}} = \dot{\mathbf{x}}_2 - \dot{\boldsymbol{\alpha}} = \boldsymbol{\Gamma} - \mathbf{M}^{-1}\mathbf{R}^T\boldsymbol{\tau} + \mathbf{T}_d \quad (20)$$

[0169] 이 성립한다. 여기서 $\mathbf{T}_d = \mathbf{M}^{-1}\mathbf{d} - \dot{\boldsymbol{\alpha}}$ 는 전체 외란값인데, 이는 후술하는 바와 같이 외란 관찰부(130)에 의해 추정된다.

[0170] 실제 제어 입력, 즉 제어 토크값은

$$\boldsymbol{\tau} = (\mathbf{R}^T(\boldsymbol{\Theta}))^{-1}\mathbf{M}\left(\frac{\pi}{2}\text{diag}\left(\frac{\rho_i}{\cos^2(\eta_i)}\right)\boldsymbol{\lambda} + \frac{\pi}{2\gamma T_c}\left(\text{Sig}^{1-\gamma}(\mathbf{z}) + 3^\gamma\text{Sig}^{1+\gamma}(\mathbf{z})\right) + \frac{1}{2}\mathbf{z} + \boldsymbol{\Gamma} + \hat{\mathbf{T}}_d\right) \quad (21)$$

[0171]

[0172] 에 의해 구해지는데, 이러한 제어 토크값 (21)은, 도 3 및 도 4에 대한 개략적 설명 부분에서 전술한 바와 같이, 자세 추적 제어부(140)에 의해 산출된다(S440). 여기서

$\text{Sig}^{1-\gamma}(\mathbf{z}) = [|z_1|^{1-\gamma}\text{sgn}(z_1), |z_2|^{1-\gamma}\text{sgn}(z_2), |z_3|^{1-\gamma}\text{sgn}(z_3)]^T$ 이고, $\hat{\mathbf{T}}_d$ 는 외란 추정값이다.

[0173] 즉, 자세 추적 제어부(140)는 측정 자세값($\boldsymbol{\Theta}$), 가상 자세 제어값($\boldsymbol{\alpha}$) 및 외란 추정값($\hat{\mathbf{T}}_d$) 등으로부터, 사전 정의된 시간 내에 우주선의 자세를 안정화 시키기 위한 제어 토크(control torque) 값을 산출한다(S440).

[0174] 즉, \mathbf{z} 는 가상 자세 제어값($\boldsymbol{\alpha}$)을 이용하여 $\mathbf{z} = \mathbf{x}_2 - \boldsymbol{\alpha}$ 으로부터 구해지고, 외란 추정값($\hat{\mathbf{T}}_d$)은 후술하는 바와 같이 외란 관찰부(130)에 의해 산출된다.

[0175] 또한 $\boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\eta}$ 등은 가상 제어부(120)의 가상 자세 제어값($\boldsymbol{\alpha}$) 산출시 설명한 바와 같이, 자세 오차 $\boldsymbol{\Theta}_{ei}(t)$ 와

관계된 값으로서, $\boldsymbol{\Theta}_{ei}(t)$ 로부터 직접 구할 수도 있고, 또는 가상 제어부(120)로부터 계산된 값을 넘겨받아 식 (21)에서 사용할 수도 있다. 식(21)에 의해 구해진 제어 토크($\boldsymbol{\tau}$)는 우주선의 제어부(150)로 전달된다.

[0177] 식(21)을 식 (19)에 대입하면,

$$\begin{aligned} \dot{V}_2(\boldsymbol{\lambda}, \mathbf{z}) &\leq -\frac{\pi}{\gamma T_c}\left(V_1(\boldsymbol{\lambda})^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}}V_1(\boldsymbol{\lambda})^{1+\frac{\gamma}{2}}\right) + \beta - \|\mathbf{z}\|^2 + 2\mathbf{z}^T\tilde{\mathbf{T}}_d \\ &\quad - \mathbf{z}^T\left(\frac{\pi}{\gamma T_c}\left(\text{Sig}^{1-\gamma}(\mathbf{z}) + 3^\gamma\text{Sig}^{1+\gamma}(\mathbf{z})\right)\right) \\ &\leq -\frac{\pi}{\gamma T_c}\left(V_1(\boldsymbol{\lambda})^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}}V_1(\boldsymbol{\lambda})^{1+\frac{\gamma}{2}}\right) + \beta - \|\mathbf{z}\|^2 + 2\mathbf{z}^T\tilde{\mathbf{T}}_d \\ &\quad - \frac{\pi}{\gamma T_c}\left(\sum_{i=1}^3|z_i|^{2-\gamma} + 3^\gamma\sum_{i=1}^3|z_i|^{2+\gamma}\right) \\ &\leq -\frac{\pi}{\gamma T_c}\left(V_1(\boldsymbol{\lambda})^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}}V_1(\boldsymbol{\lambda})^{1+\frac{\gamma}{2}}\right) - \frac{\pi}{\gamma T_c}\left(V_z(\mathbf{z})^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}}V_z(\mathbf{z})^{1+\frac{\gamma}{2}}\right) \\ &\quad + \beta - \|\mathbf{z}\|^2 + 2\mathbf{z}^T\tilde{\mathbf{T}}_d \end{aligned} \quad (22)$$

[0178]

[0179] 이고, 여기서 $\tilde{\mathbf{T}}_d = \mathbf{T}_d - \hat{\mathbf{T}}_d$ 이다.

[0181] 이하에서는 외란 관찰부(130)가 외란 추정값 \hat{T}_d 를 산출하는 과정(S430)을 설명한다.

[0182] 이 부분에서는 식(20)의 총 교란 T_d 를 정확하게 추정하기 위해 사전 정의된 시간(predefined-time) 내에 외란을 관찰하는 역할을 외란 관찰부(130)가 수행한다. 외란 관찰부(130)는 초기 추정 오차와 관계없이 미리 지정된 시간 동안 추정 오차가 원점으로 수렴되도록 보장한다. 또한, 이 추정 시간은 관찰자에서 조정 가능한 이득으로 명시적으로 결정된다.

[0183] 먼저, 식(20)을 다음과 같이 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\dot{z} = -k_1 z - M^{-1} R^T \tau + d_{total} \quad (23)$$

[0185] 여기서 $d_{total} = k_1 z + \Gamma + T_d$ 이고, k_1 은 양의 상수이다.

[0186] 다음의 보조 시스템(auxiliary system)은 미지 입력 선형 시스템(UILS, unknown input linear system)을 구성하고 미지 입력 관찰자의 이론적 개념을 사용하기 위해 정의된다.

$$\dot{z}_a = -k_1 z_a - M^{-1} R^T \tau. \quad (24)$$

[0188] $\zeta = z - z_a$ 에 의해 z 와 z_a 사이의 불일치(discrepancy)를 정의한다. 그러면, UILS는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = -k_1 \zeta + d_{total} \\ y = k_2 \zeta \end{cases} \quad (25)$$

[0190] 여기서 ζ 는 UILS의 상태, y 는 시스템 출력, $k_2 > 0$ 이다. 구성된 UILS(25)에서 d_{total} 은 미지 입력(unknown input)의 역할을 하며, 다음과 같은 미리 정의된 시간(predefined-time) 외란 관찰자에 의해 추정된다.

$$\dot{\hat{\zeta}} = -k_2 k_3 \hat{\zeta} + \frac{1}{k_2} \dot{y} + k_3 y + \frac{k_1^2}{2} \zeta_e + \frac{\pi}{2\gamma_e T_e} \left(\text{Sig}^{1-\gamma_e}(\zeta_e) + 3^{\gamma_e} \text{Sig}^{1+\gamma_e}(\zeta_e) \right) \quad (26)$$

[0192] 여기서 ζ_e 는 추정 오차(estimation error)로서 $\zeta_e = \zeta - \hat{\zeta}$ 로 표현되고, $0 < \gamma_e < 1$ 이며, T_e 는 미리 정의된 시간(predefined-time) 외란 관찰자의 안착 시간(settling time)을 나타낸다.

[0193] 추정 오차의 역학은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_e &= \dot{\zeta} + k_2 k_3 \hat{\zeta} - \frac{1}{k_2} \dot{y} - k_3 y - \frac{k_1^2}{2} \zeta_e - \frac{\pi}{2\gamma_e T_e} \left(\text{Sig}^{1-\gamma_e}(\zeta_e) + 3^{\gamma_e} \text{Sig}^{1+\gamma_e}(\zeta_e) \right) \\ &= -k_2 k_3 \zeta_e - \frac{k_1^2}{2} \zeta_e - \frac{\pi}{2\gamma_e T_e} \left(\text{Sig}^{1-\gamma_e}(\zeta_e) + 3^{\gamma_e} \text{Sig}^{1+\gamma_e}(\zeta_e) \right) \end{aligned} \quad (27)$$

[0194]

[0196] 연속적으로 미분 가능한 양의 확정 라푸노프 함수(positive definite Lyapunov function)를 $V_e(\zeta_e) = \zeta_e^T \zeta_e$ 로 정의한다. 이 경우 $V_e(\zeta_e)$ 의 시간 도함수는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned}\dot{V}_e(\zeta_e) &\leq -\frac{\pi}{\gamma_e T_e} \left(\text{Sig}^{1-\gamma_e}(\zeta_e) + 3^{\gamma_e} \text{Sig}^{1+\gamma_e}(\zeta_e) \right) - k_1^2 \|\zeta_e\|^2 \\ &\leq -\frac{\pi}{\gamma_e T_e} \left(V_e(\zeta_e)^{1-\frac{\gamma_e}{2}} + 3^{\frac{\gamma_e}{2}} V_e(\zeta_e)^{1+\frac{\gamma_e}{2}} \right) - k_1^2 \|\zeta_e\|^2.\end{aligned}\quad (28)$$

부등식 (28)은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$\dot{V}_e(\zeta_e) = \frac{dV_e(\zeta_e)}{dt} = -\frac{\pi}{\gamma_e T_e} \left(V_e(\zeta_e)^{1-\frac{\gamma_e}{2}} + V_e(\zeta_e)^{1+\frac{\gamma_e}{2}} \right) + \varepsilon, \quad (29)$$

여기서 ε 는 음이 아닌 상수이다.

미분방정식 (29)를 풀면

$$T(\zeta_{e0}) = -\int_{V_e(\zeta_{e0})}^0 \frac{dV_e(\zeta_e)}{\frac{\pi}{\gamma_e T_e} \left(V_e(\zeta_e)^{1-\frac{\gamma_e}{2}} + V_e(\zeta_e)^{1+\frac{\gamma_e}{2}} \right) + \varepsilon} \leq \frac{\gamma_e T_e}{\pi} \int_0^{V_e(\zeta_{e0})} \frac{dV_e}{V_e(\zeta_e)^{1-\frac{\gamma_e}{2}} + V_e(\zeta_e)^{1+\frac{\gamma_e}{2}}} \quad (30)$$

와 같이 나타내어진다. 따라서 다음 부등식을 얻는다.

$$T(\zeta_{e0}) \leq T_e \left(\frac{2}{\pi} \arctan(V_e(\zeta_{e0})^{\frac{\gamma_e}{2}}) \right). \quad (31)$$

여기서 $T(\zeta_{e0}) \leq T_e$ 이고 $T_e = \lim_{V_e(\zeta_{e0}) \rightarrow \infty} T(\zeta_{e0})$ 임을 주목해야 한다. 이것은 초기 추정 오차가 무한대에 가깝더라도, 수렴시간은 T_e 를 넘지 않는다는 것을 보장한다.

따라서 미지 입력 \mathbf{d}_{total} 은 미리 정해진 시간 T_e 내에 다음 식과 같이 $\hat{\mathbf{d}}_{total}$ 에 의해 추정된다.

$$\hat{\mathbf{d}}_{total} = k_1 \hat{\boldsymbol{\zeta}} + \frac{1}{k_2} \dot{\mathbf{y}}. \quad (32)$$

$\hat{\mathbf{d}}_{total}$ 을 기반으로, 총 외란 \mathbf{T}_d 는,

$$\hat{\mathbf{T}}_d = \hat{\mathbf{d}}_{total} - k_1 \mathbf{z} - \boldsymbol{\Gamma}. \quad (33)$$

로 재구성된다.

$\tilde{\mathbf{T}}_d = \mathbf{T}_d - \hat{\mathbf{T}}_d$ 를 정의함으로써, 식 (33)을 이용하여,

$$\begin{aligned}\tilde{\mathbf{T}}_d &= \mathbf{d}_{total} - k_1 \mathbf{z} - \boldsymbol{\Gamma} - \hat{\mathbf{d}}_{total} + k_1 \mathbf{z} + \boldsymbol{\Gamma} = \mathbf{d}_{total} - k_1 \hat{\boldsymbol{\zeta}} - \frac{1}{k_2} \dot{\mathbf{y}} \\ &= \mathbf{d}_{total} - k_1 \hat{\boldsymbol{\zeta}} - \frac{1}{k_2} \left(-k_1 k_2 \hat{\boldsymbol{\zeta}} + k_2 \mathbf{d}_{total} \right) = k_1 \boldsymbol{\zeta}_e\end{aligned}\quad (34)$$

를 얻는다.

- 안정성 분석(Stability Analysis)

지금까지 설명한 바와 같은 자세 추적 제어부(140)와 외란 관찰부(130)를 가지는 본 발명의 폐루프(closed

loop) 자세 추적 제어 장치(100)의 미리 정해진 시간 안정성(predefined-time stability)은, 다음의 정리로 확립된다.

[0218] 정리1) 불확실한 우주선 자세 시스템(6)을 고려한다. 외란 관찰부(130)와 자세 추적 제어부(140)가 각각 방정식 (26) 및 (21)로 설계된 경우, 자세 추적 기동은 사전 정의된 시간 T_c 내에 수행되며, 자세 추적 오류 x_1 에 대한 제약 조건이 충족된다.

[0219] (증명)

[0220] 최종 라푸노프 함수를 다음과 같이 정의한다.

$$V_f(\lambda, z, \zeta_e) = V_1(\lambda) + V_z(z) + V_e(\zeta_e). \quad (35)$$

[0222] $V_f(\lambda, z, \zeta_e)$ 을 시간에 대하여 미분하고 식 (22) 및 식 (28)을 이용하면,

$$\begin{aligned} \dot{V}_f(\lambda, z, \zeta_e) \leq & -\frac{\pi}{\gamma T_c} (V_1(\lambda)^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}} V_1(\lambda)^{1+\frac{\gamma}{2}}) - \frac{\pi}{\gamma T_c} (V_z(z)^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}} V_z(z)^{1+\frac{\gamma}{2}}) \\ & - \frac{\pi}{\gamma_e T_e} (V_e(\zeta_e)^{1-\frac{\gamma_e}{2}} + 3^{\frac{\gamma_e}{2}} V_e(\zeta_e)^{1+\frac{\gamma_e}{2}}) + 2z^T \tilde{T}_d + \beta - \|z\|^2 - k_1^2 \|\zeta_e\|^2 \end{aligned} \quad (36)$$

[0224] 를 얻는다.

[0225] 식 (34)로부터, $\tilde{T}_d = k_1 \zeta_e$ 임을 알 수 있다. 따라서, Young 부등식에 따르면,

$$2z^T \tilde{T}_d \leq \|z\|^2 + k_1^2 \|\zeta_e\|^2. \quad (37)$$

[0227] 를 얻는다. 따라서, 식 (36)은 다음과 같이 간소화된다.

$$\begin{aligned} \dot{V}_f(\lambda, z, \zeta_e) \leq & -\frac{\pi}{\gamma T_c} (V_1(\lambda)^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}} V_1(\lambda)^{1+\frac{\gamma}{2}}) - \frac{\pi}{\gamma T_c} (V_z(z)^{1-\frac{\gamma}{2}} + 3^{\frac{\gamma}{2}} V_z(z)^{1+\frac{\gamma}{2}}) \\ & - \frac{\pi}{\gamma_e T_e} (V_e(\zeta_e)^{1-\frac{\gamma_e}{2}} + 3^{\frac{\gamma_e}{2}} V_e(\zeta_e)^{1+\frac{\gamma_e}{2}}) + \beta \end{aligned} \quad (38)$$

[0229] $\gamma_e = \gamma$ 로 선택하자. 외란 관찰부(130)의 안착 시간(settling time, 즉, T_e)은 자세 추적 제어부(140)의 안착 시간(즉, T_c)보다 적절하게 작아야 하므로, $T_e < T_c$ 이 된다. 따라서, 식 (38)은, 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$\dot{V}_f(\lambda, z, \zeta_e) \leq -\frac{\pi}{\gamma T_c} (V_f(\lambda, z, \zeta_e)^{1-\frac{\gamma}{2}} + V_f(\lambda, z, \zeta_e)^{1+\frac{\gamma}{2}}) + \beta. \quad (39)$$

[0231] 명제 2에 근거하여, 본 발명의 페루프 형태의 자세 추적 제어 장치(100)는, 사전 정의된 시간 안정적(predefined-time stable)이며, 오차 궤적에 대한 제약이 충족되는 중에, 고정된 시간 동안 기준 궤적을 추적한다고 결론 내릴 수 있다. 이것으로 증명이 완료되었다.

[0233] 이하에서는 도 5 내지 도 18을 참조하여, 본 발명에 대한 시뮬레이션 결과를 설명하기로 한다.

[0235] 명시되어 있는 사전 정의 시간 제약 제어 프레임워크 (Predefined-Time Constrained Control Framework)를 검증하기 위하여 강제 우주선에서 수치 시뮬레이션이 수행되었다.

$$J_0 = \begin{bmatrix} 35 & 2 & -4 \\ 2 & 40 & -3 \\ -4 & -3 & 38 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

[0236] 공칭관성행렬(Nominal Inertia Matrix)은 이다. 관성 행렬의 불확실성은

$$J_v = \text{diag}[3.5, 2, 1.8] \text{kg} \cdot \text{m}^2 \quad \Delta J = \begin{cases} -(1.2) + \exp(-0.2t))J_v & t < 2 \\ -(1.2) + \exp(-0.2t) + 1.5)J_v & t \geq 2 \end{cases}$$

일 때

로 정의된다.

$$1.5J_v$$

[0237] 상수항 는 연료 누출로 간주할 수 있다. 관성 불확실성과 더불어 $\delta(\cdot)$ 이 단위 스텝일 때 다음과 같은 환경적 외란이 우주선에 작용할 수 있다:

$$\tau_d = (\|\omega\|^2 + 0.025) [\sin(0.08t), -\cos(0.04t), \sin(0.06t)]^T + \delta(t-6) [2, 1, 1.5]^T \text{N} \cdot \text{m}$$

[0238]

[0239] 두 번째로 고려된 외란은 우주먼지와 접촉으로 인해 발생 할 수 있다.

[0240] 관심 영역의 고해상도 이미지를 촬영하는 것은 우주선의 중요한 임무중 하나이다. 이를 수행하기 위하여 우주선

$$\theta_d = [-30\sin(0.05t - \pi/10), 20\cos(0.02t - \pi/4), 30(\sin(0.01t - \pi/6))]^T$$

은 각과 같은 기준 자세 궤적 (reference attitude trajectory)으로 빠르고 정확한 자세 추적기능을 수행해야 한다. 명시한 제어기와 observer의 매개변수(parameter)는,

$$\gamma = 5/9, T_c = 8, \beta = 0.01, \rho_0 = 25, \rho_T = 0.1, c_1 = 0.5, T_f = 8, k_1 = 1, k_2 = 1, k_3 = 1, \gamma_e = 5/9$$

[0241] 그리고 $T_e = 0.1$ 로 선택되었다.

[0243] 먼저 도 5 내지 도 8에서는, 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 초기조건을 설정한 경우의 시뮬레이션 결과를 보여준다. 특히 도 5 내지 도 8에서는, 4가지의 초기조건을 고려한다.

[0244] 주요 목표는 폐쇄 루프 시스템(Closed- Loop System)의 수렴시간이 초기조건에 의존하지 않고 시스템 궤적이 τ_e 내에서 안정화 된다는 것을 보여주는 것이다. 네 가지 초기조건은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (1) \theta(0) &= [5, -4, -10]^T \text{deg}, \omega(0) = [0, 0.1, -0.1]^T \text{deg/s} \\ (2) \theta(0) &= [7, -3, 4]^T \text{deg}, \omega(0) = [-0.15, 0.15, -0.15]^T \text{deg/s} \\ (3) \theta(0) &= [-5, -5, 0]^T \text{deg}, \omega(0) = [-0.25, -0.25, 0.2]^T \text{deg/s} \\ (4) \theta(0) &= [6, -5, 7]^T \text{deg}, \omega(0) = [0.15, -0.25, -0.15]^T \text{deg/s} \end{aligned}$$

[0245]

[0247] 도 5는 다양한 초기조건 설정시 자세 추적 오차를 나타내는 도면이고, 도 6은 다양한 초기조건 설정시 각속도 추적 오차를 나타내는 도면이며, 도 7은 다양한 초기조건 설정시 시변 이득을 나타내는 도면이고, 도 8은 다양한 초기조건 설정시 제어 입력을 나타내는 도면이다.

[0248] 도 5 및 도 6에서 자세 및 각도 추적 오차 궤적은 수렴시간의 한계, 즉 T_c 보다 작은 8초 전에 안정화 된다.

이는 모든 초기조건에 해당되며 주어진 초기조건에 대해 T_c 이전에 궤적이 안정화 된다는 주장을 뒷받침한다. 또한 초기조건에 상관 없이 자세 추적 오차에 대한 목표 성능을 달성하였다.

[0249] 도 7에 따르면, 자세 추적 오차가 성능함수(즉, $x_{1i} \rightarrow \rho_i$)에 접근 하면 함수 λ_i 가 1로 향하는 경향을 보이며, 결과적으로 tan 함수가 증가함을 알 수 있다. 도 8에서 자세추적오차궤적(attitude tracking error trajectory)이 허용된 영역의 경계와 접촉할 경우, 제어입력이 증가하여 제약조건을 넘지 않도록 한다.

[0251] 다음으로, 도 9 내지 도 12에서는, 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간을 설정한 경우의 시뮬레

이선 결과를 보여준다. 특히 도 9 내지 도 12에서는, 4가지의 수렴시간을 고려한다.

[0252] 주요 제어 목표는 수렴 시간이 다를 경우 컨트롤러가 시스템의 궤적을 0으로 수렴하도록 강제하는 방법을 평가하는 것이었다. 이를 위해 초기 조건은 $\theta(0) = [4, -4.2]^T$ deg 및 $w(0) = [0.18, 0.22, -0.22]^T$ deg/s로 취하였다. 관찰자와 제어기의 파라미터는 T_c 와 T_f 를 제외하고는 이전 부분과 동일하였으며, 4가지 경우를 고려하였다.

[0253] (1) $T_c = T_f = 11$,

[0254] (2) $T_c = T_f = 10$,

[0255] (3) $T_c = T_f = 9$,

[0256] (4) $T_c = T_f = 8$.

[0258] 도 9는 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 자세 추적 오차를 나타내는 도면이고, 도 10은 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 각속도 추적 오차를 나타내는 도면이며, 도 11은 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 시변 이득 λ 를 나타내는 도면이고, 도 12는 본 발명에 의해 수행된 결과로서, 다양한 수렴시간 설정시 제어 입력 τ 를 나타내는 도면이다.

[0259] 도 9와 도 10을 기준으로 T_c 와 T_f 의 값이 작으면 수렴이 빨라진다. 분명히, 수렴 시간이 더 작아지는 경우에도 자세 추적 오차에 대한 규정된 성능은 여전히 충족된다. 이는 제안된 제어 체계가 추적 오차에 대한 제약 조건을 위반하지 않고 사전 정의된 시간 전에 시스템을 안정화할 수 있음을 확인한다. 그러나, 도 11에 나타난 것과 같이, 수렴 시간이 작아지면, 시변 이득 λ 가 상승하여, 1에 가까워질 수 있다. 결과적으로, 도 12에 나타난 것과 같이, 필요한 제어 노력이 증가한다. 실제 적용에서 제어 에너지의 중요성 때문에 수렴 속도와 필요한 제어 노력 사이에 절충이 이루어져야 한다.

[0261] 다음으로, 도 14 내지 도 16에서는, 본 발명의 제어와 기존 기술을 이용한 제어 간의 성능 비교 결과가 도시되어 있다.

[0262] 본 발명의 제어 체계는 이하 논문 1에서 교란 관찰자 기반 사전 정의 시간 자세 추적 제어(DOBPTATC, disturbance-observer-based predefined-time attitude tracking control) 및 강력한 고정 시간 자세 제어(RFTAC, robust fixed-time attitude control)와 비교된다. DOBPTATC와 RFTAC는 견고한 우주선을 위한 고정된 시간 수렴을 가진 교란 관찰자 기반 자세 추적 제어이다. 따라서 비교에 적합할 수 있다. 초기 조건, 관성 불확실성, 환경 교란 및 기준 궤적은 이하 논문 2에 제시된 것으로 간주된다.

[0264] 논문 1. Cao, L.; Xiao, B.; Golestani, M. Robust fixed-time attitude stabilization control of flexible spacecraft with actuator uncertainty. Nonlinear Dyn. 2020, 100, 2505-2519. [CrossRef]

[0265] 논문 2. Xiao, B.; Wu, X.; Cao, L.; Hu, X. Prescribed Time Attitude Tracking Control of Spacecraft with Arbitrary Disturbance. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 2022, 58, 2531-2540. [CrossRef]

[0267] RFTAC 및 DOBPTATC와 비교하여 본 발명의 제어 방법의 성능을 추가로 분석하기 위해 3가지 제어 법칙에 따른 수렴 시간과 정상 상태 추적 오차를 도 13에 정리하였다. 도 13에서, 안착 시간은 자세 추적 오차가 영역 $|\theta_{ei}| < 10^{-3}$ 에 진입하고 그 이후에 머무르는 시간을 보여준다. 제안된 제어 방식은 정착 시간을 단축하여 수렴률을 향상시키고, $|\theta_{ei}|$ 를 감소시켜 점 정확도(point accuracy)를 향상시키며, $|w_{ei}|$ 를 감소시켜 점 안정성(point stability)을 동시에 향상시키는 것을 관찰할 수 있다. 따라서 시뮬레이션 결과는 우주선의 자세 추적 기동을 달성하는 데 있어 본 발명의 제어 프레임워크의 우수한 성능을 확인한다.

[0269] 도 14는 본 발명과 기존 기술의 간의 자세 추적 오차를 비교하여 나타내는 도면이며, 도 15는 본 발명과 기존

기술의 간의 각속도 추적 오차를 비교하여 나타내는 도면이고, 도 16은 본 발명과 기존 기술의 간의 제어 입력 τ 를 비교하여 나타내는 도면이다.

[0270] 본 발명의 제어 방법은 정착 시간을 줄이면서 훨씬 더 빠른 수렴을 초래하는 것으로 나타났다. 더욱 정확하게는 본 발명의 제어 장치, RFTAC 및 DOBPTATC에서의 오차 궤적은 각각 대략 8초, 14초, 19초 후에 안정화되었다. 이는 본 발명의 제어 방법이 RFTAC 및 DOBPTATC에 대해 수렴 시간을 42.8%, 57.9% 단축한다는 것을 의미한다. 또한 RFTAC 및 DOBPTATC와 달리 제안된 제어 방법은 자세 추적 오차에 대해 과도 상태 및 정상 상태에서 바람직한 성능을 제공할 수 있다. 본 발명의 제어 방법은 RFTAC 및 DOBPTATC보다 우수한 성능을 달성했지만, 세 컨트롤러에 필요한 초기 제어 노력은 거의 동일했다. 이 사실은 도 16에서 명확하게 관찰할 수 있다. 따라서, 새로운 제어 프레임워크는 추가적인 제어 에너지를 소비하지 않고도 훨씬 더 나은 성능을 보장한다.

[0272] 도 17은 추정 오차를 나타내는 도면이고, 도 18은 총 교란과 그 추정값을 나타내는 도면이다.

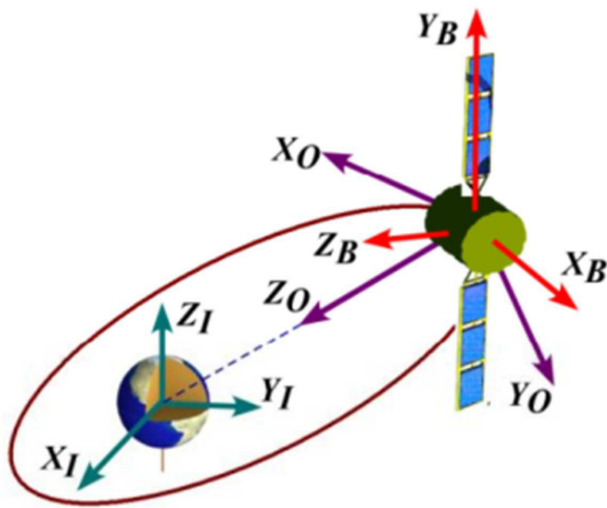
[0273] 도 17을 참조하면, 예상했던 대로, 추정 오차는 사전 정의된 시간 T_e 내에 0으로 빠르게 수렴되었다. $t = 2$ 와 $t = 6$ 에서 총 교란에 두 가지 불연속성이 있지만, 제안된 관찰자는 여전히 추정 오차를 안정화할 수 있었고 0으로 빠르게 수렴하도록 만들었다. 또한 전체 교란은 추정치와 함께 도 18에 설명되어 있다. 도 18은 제안된 관찰자에 의해 전체 교란이 정확하게 재구성되었음을 분명히 보여준다.

부호의 설명

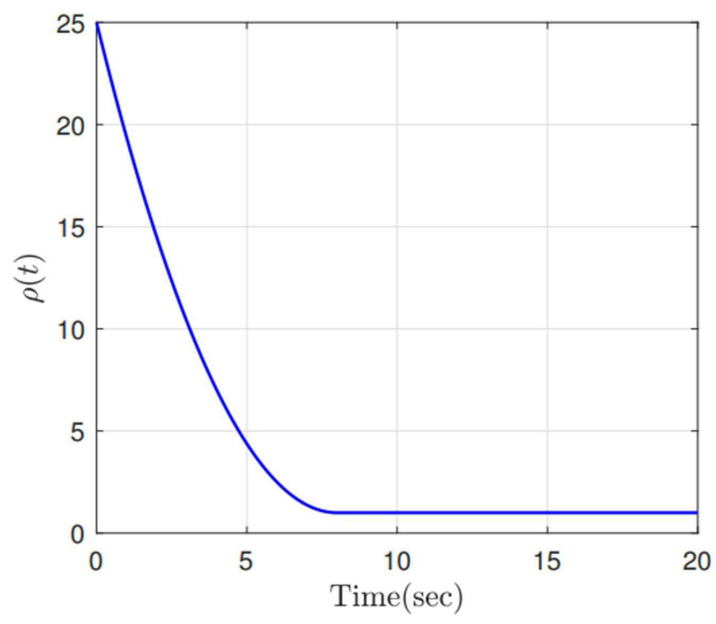
[0274] 100: 임의의 교란을 가진 강성 우주선을 위한 자세 추적 제어 장치

도면

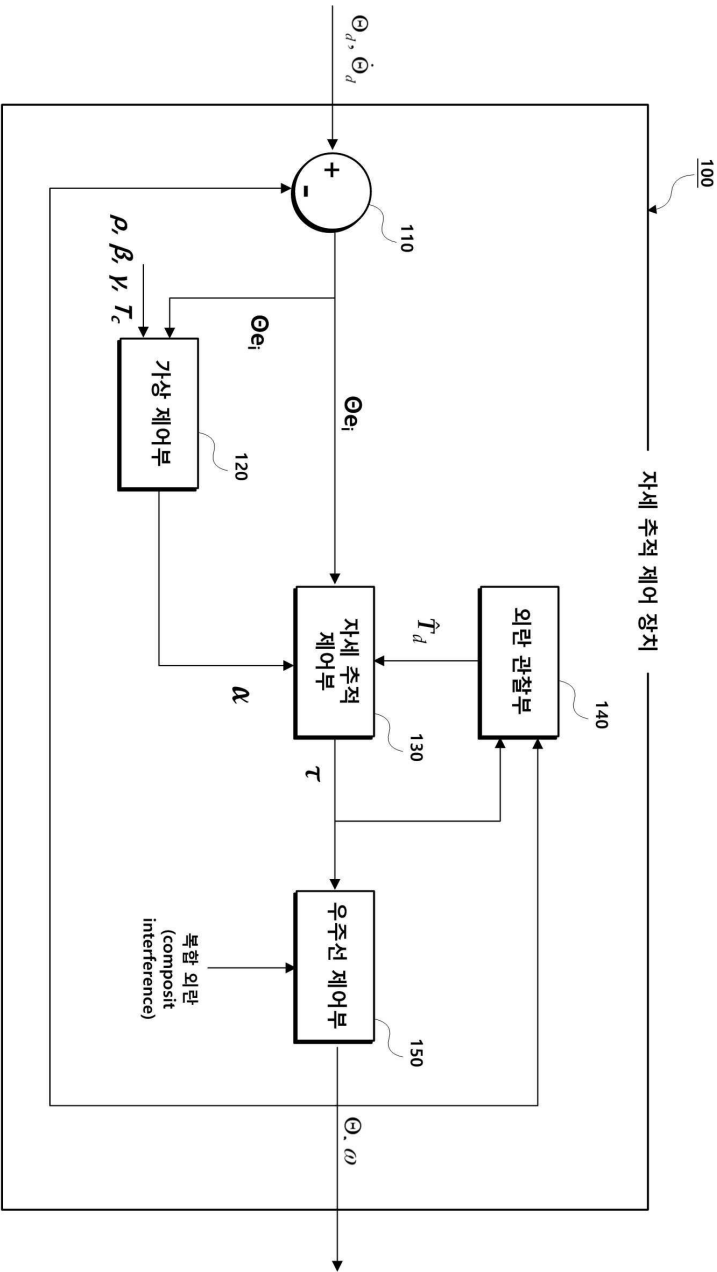
도면1



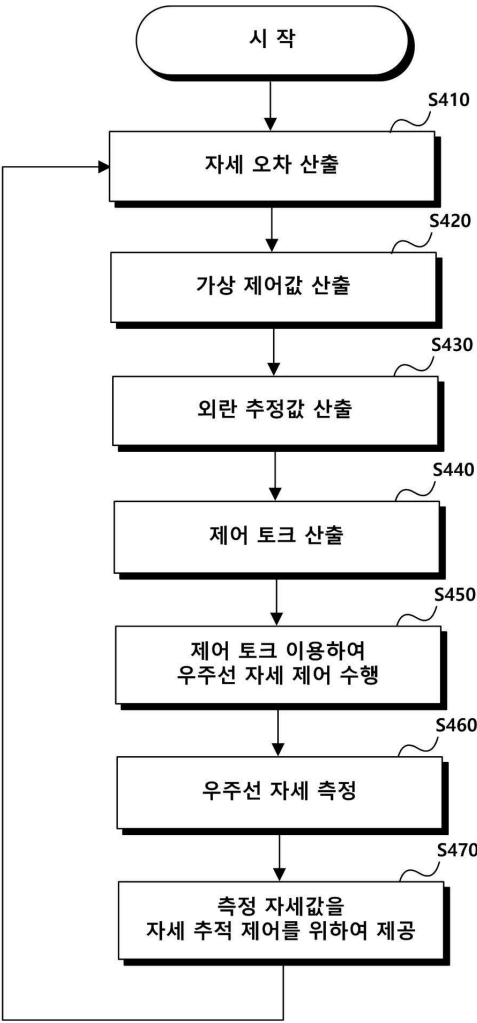
도면2



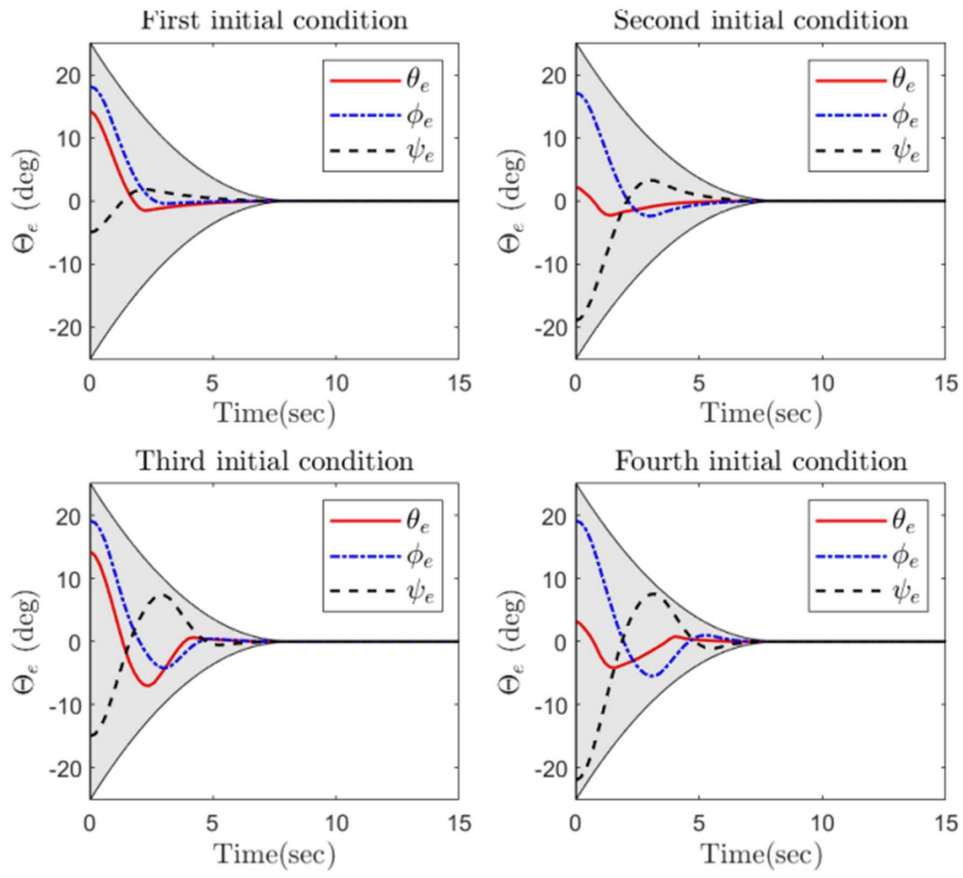
도면3



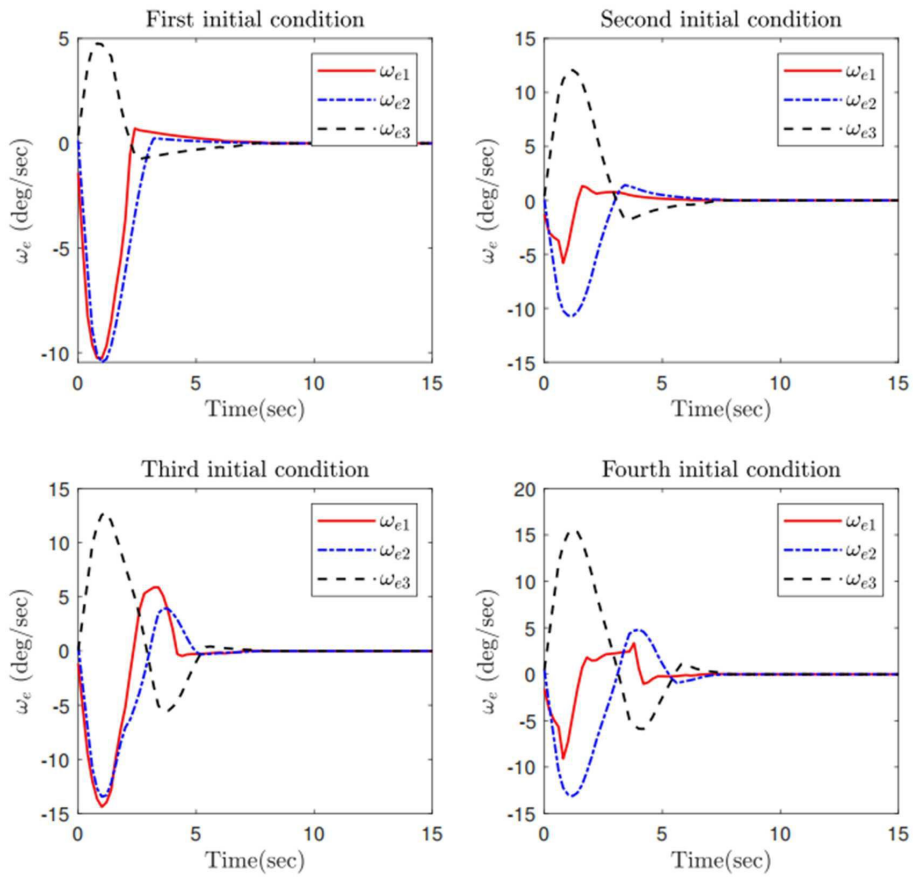
도면4



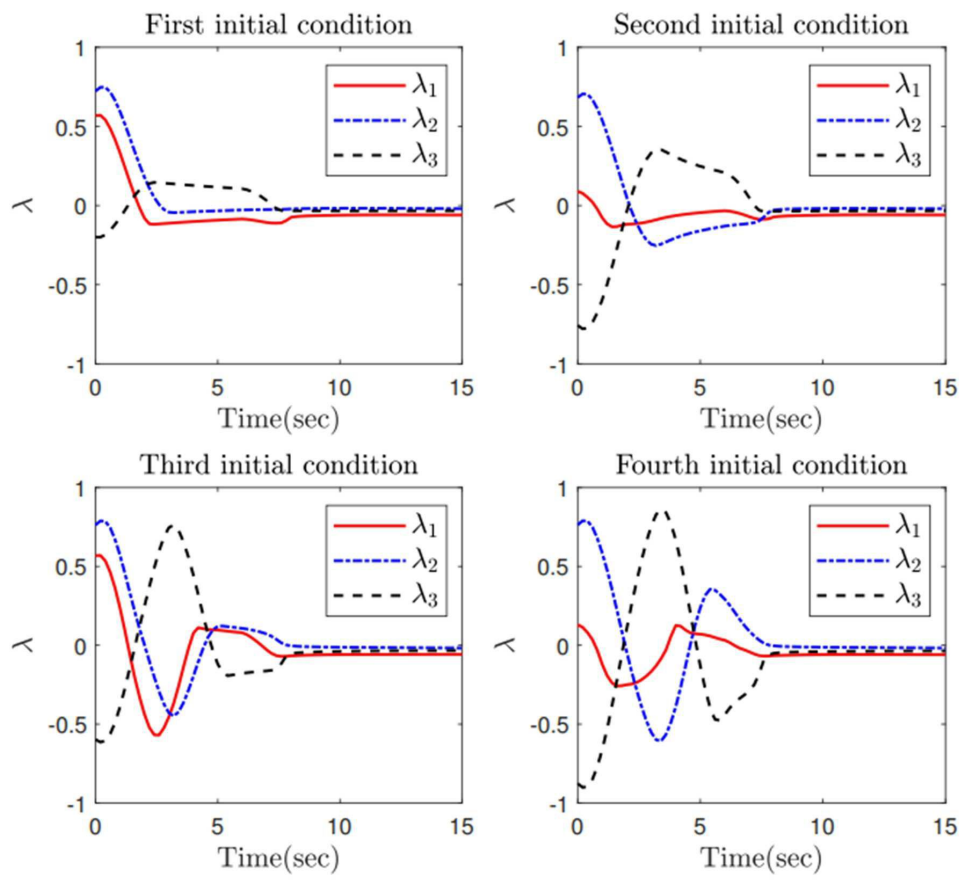
도면5



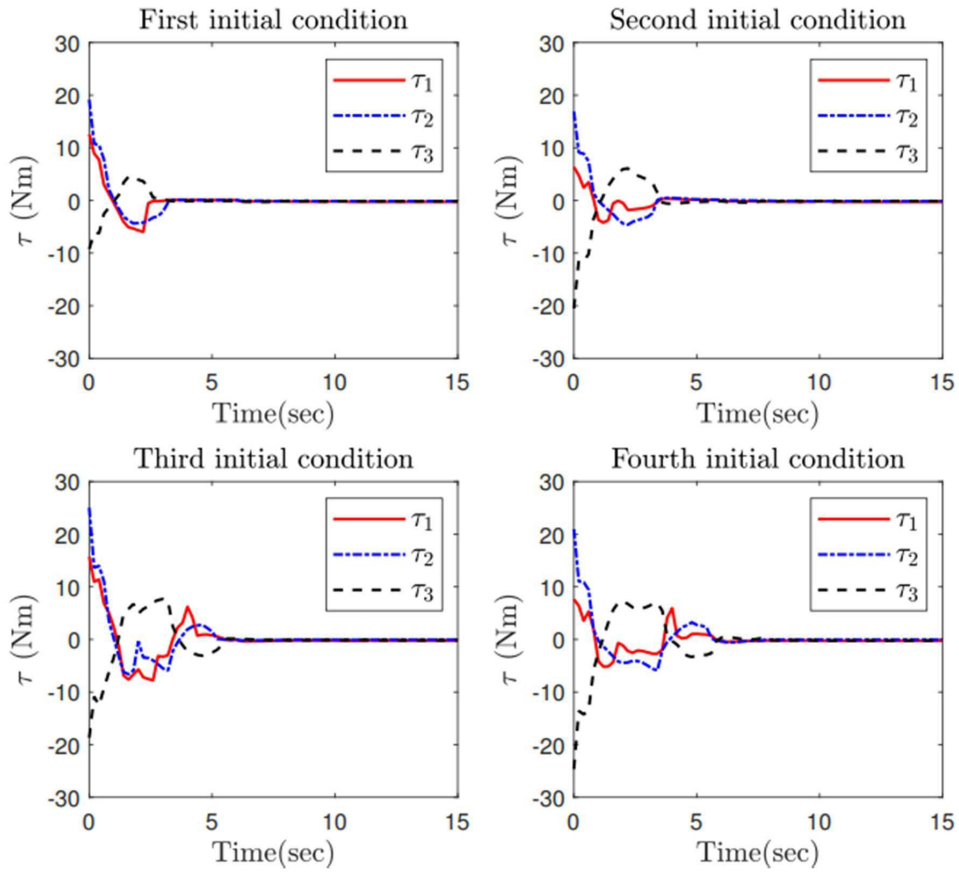
도면6



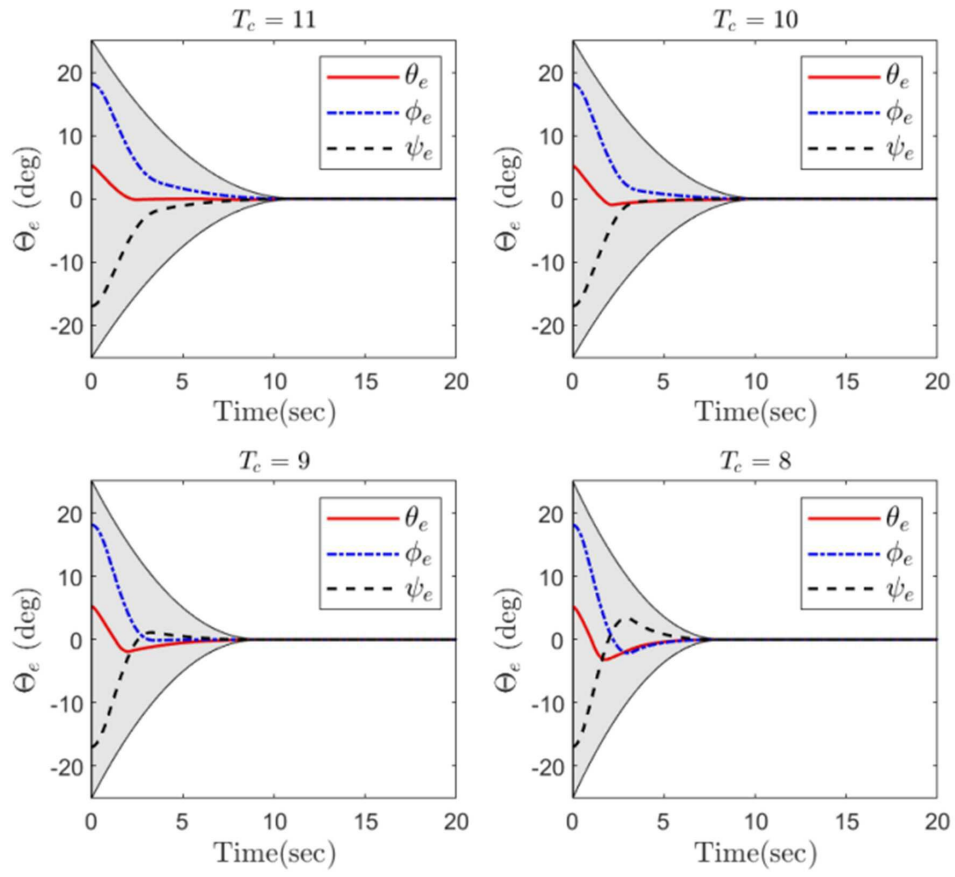
도면7



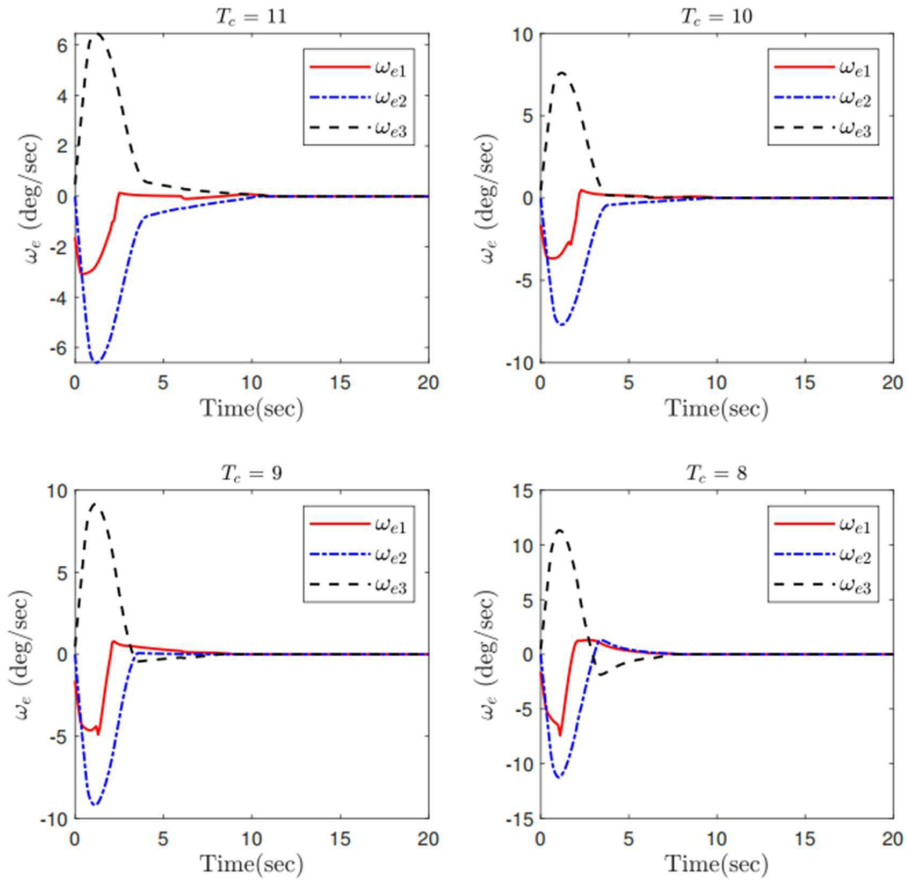
도면8



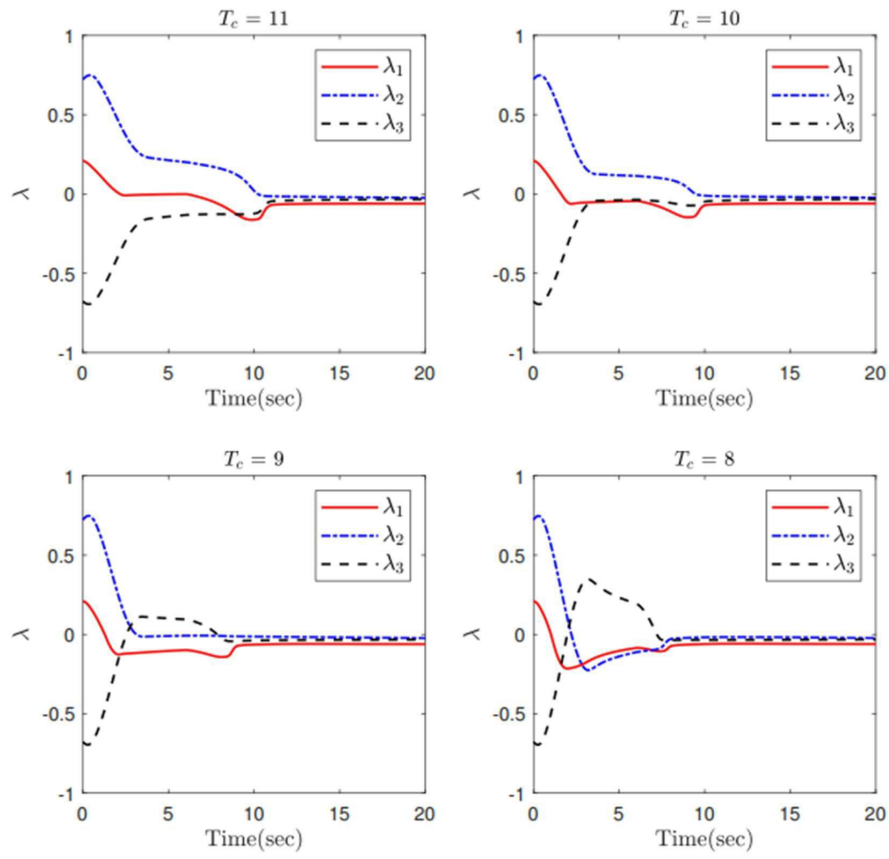
도면9



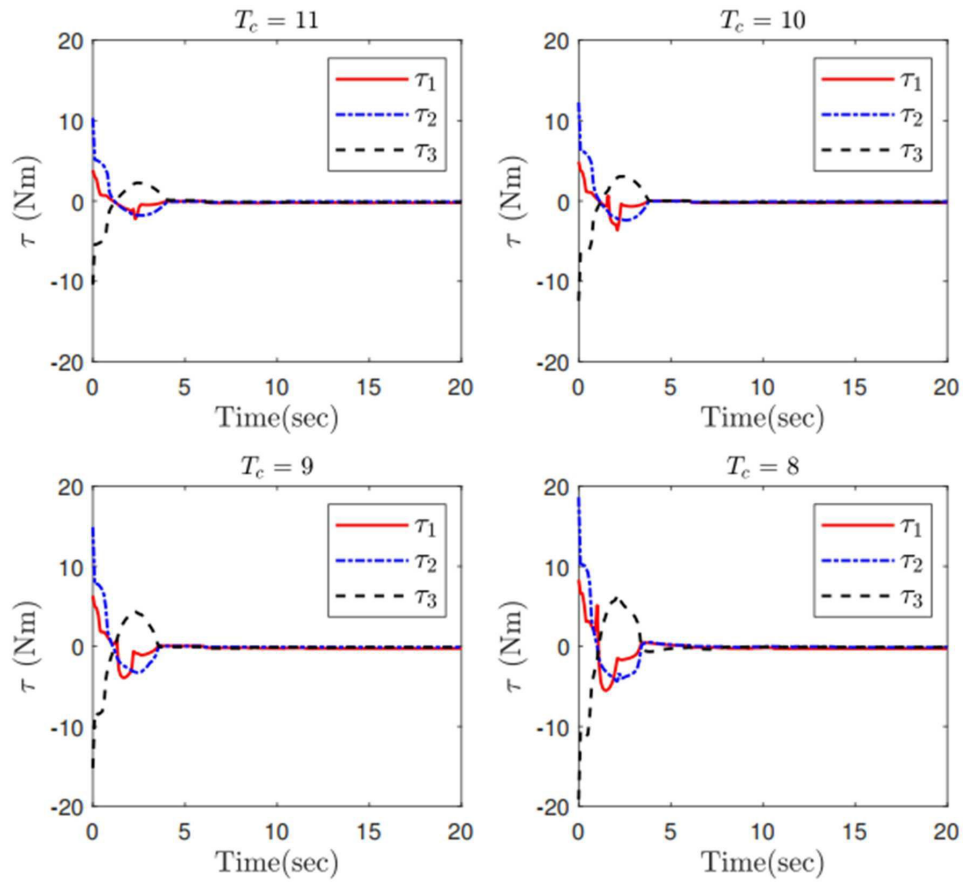
도면10



도면11



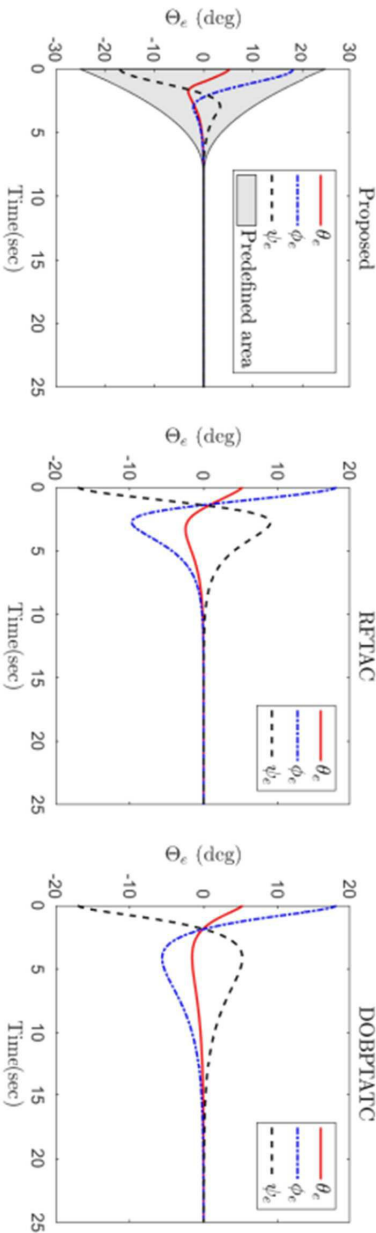
도면12



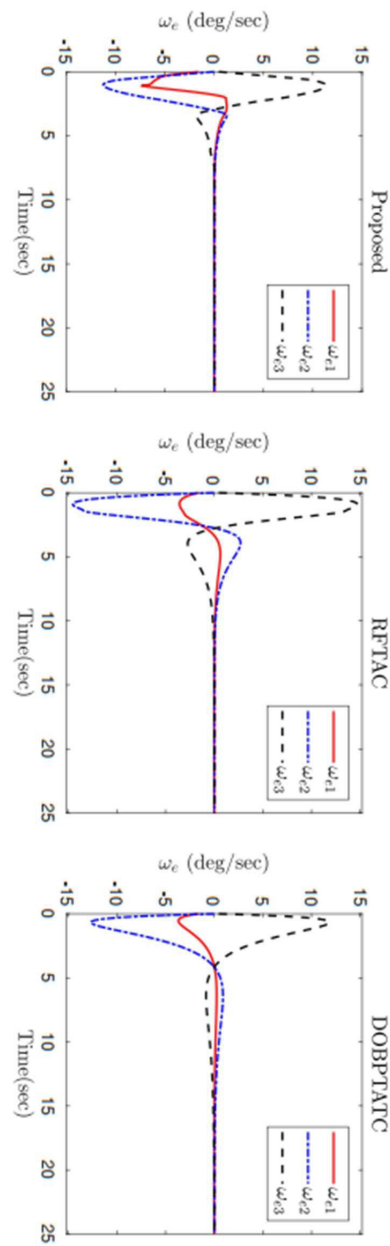
도면13

| Controller | $ \Theta_{ei} $ in Steady-State | $ \omega_{ei} $ in Steady-State | Settling Time |
|------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------|
| Proposed | 3.3×10^{-7} | 5.7×10^{-7} | 7.9 |
| RFTAC | 1.5×10^{-6} | 1.9×10^{-6} | 14.3 |
| DOBPTATC | 1.4×10^{-6} | 1.6×10^{-6} | 19.1 |

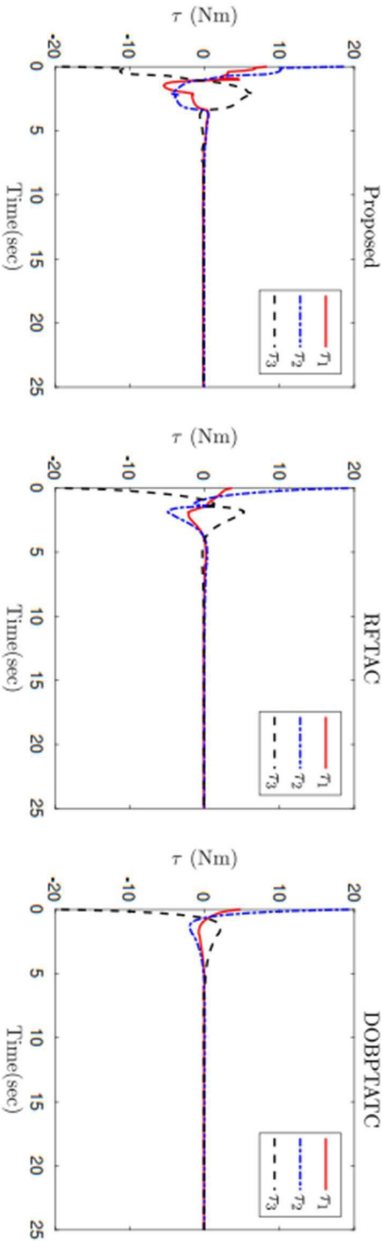
도면14



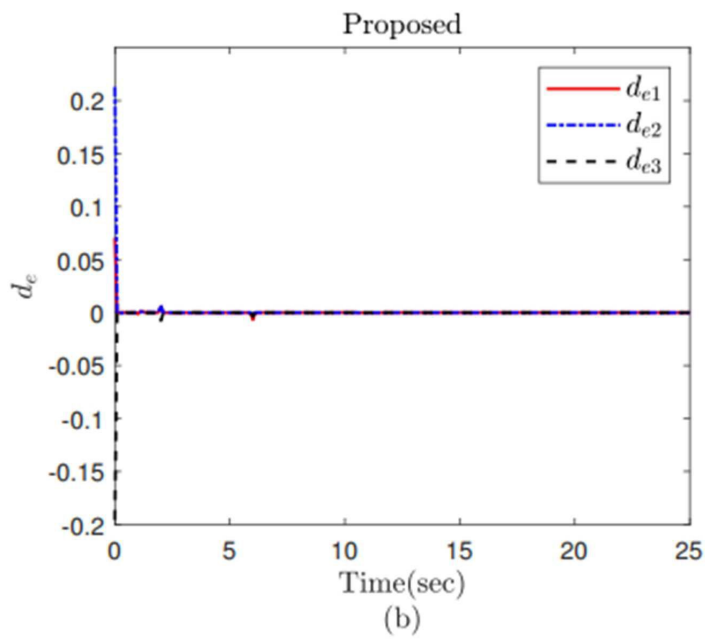
도면15



도면16



도면17



도면18

