



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2025-0095372
(43) 공개일자 2025년06월26일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G05B 13/04 (2006.01) G06F 30/20 (2020.01)
(52) CPC특허분류
G05B 13/04 (2013.01)
G06F 30/20 (2020.01)
(21) 출원번호 10-2023-0186358
(22) 출원일자 2023년12월19일
심사청구일자 2023년12월19일

(71) 출원인
충남대학교산학협력단
대전광역시 유성구 대학로 99 (궁동, 충남대학교)
(72) 발명자
석진영
대전광역시 유성구 대학로 99 충남대학교 공과대
학3호관 118호
김승균
대전광역시 유성구 대학로 99 충남대학교 공과대
학3호관 118호
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
이재명

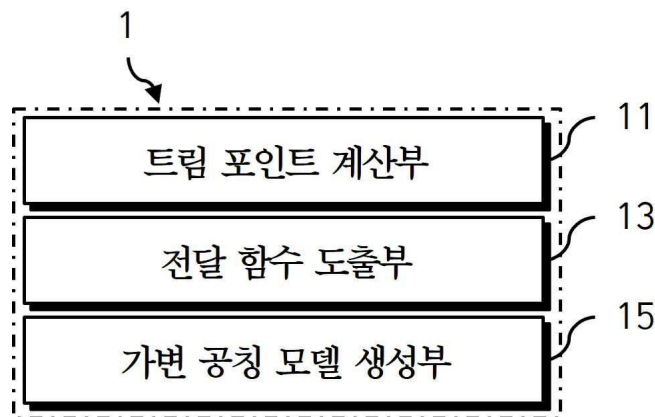
전체 청구항 수 : 총 10 항

(54) 발명의 명칭 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템 및 방법

(57) 요약

동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템 및 방법이 제공된다. 본 발명의 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템은 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 수행한 상기 동역학 모델링 결과를 획득하며, 상기 동역학 모델링 결과로부터 비행 속도에 따른 트립 포인트를 계산하는 트립 포인트 계산부; 상기 트립 포인트를 이용하여 선형 모델 및 상기 선형 모델을 이용한 전달 함수를 도출하는 전달 함수 도출부; 및 상기 전달 함수를 이용하여 상기 비행 속도에 따라 극점-영점 플롯을 분석하여 동특성 경향을 획득하여 가변 공칭 모델을 생성하는 가변 공칭 모델 생성부;를 포함한다.

대표도 - 도1



(72) 발명자

정희조

대전광역시 유성구 대학로 99 충남대학교
공과대학3호관 118호

김예지

대전광역시 유성구 대학로 99 충남대학교
공과대학3호관 118호

명세서

청구범위

청구항 1

기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 수행한 상기 동역학 모델링 결과를 획득하며, 상기 동역학 모델링 결과로부터 비행 속도에 따른 트림 포인트를 계산하는 트림 포인트 계산부;

상기 트림 포인트를 이용하여 선형 모델 및 상기 선형 모델을 이용한 전달 함수를 도출하는 전달 함수 도출부; 및

상기 전달 함수를 이용하여 상기 비행 속도에 따라 극점-영점 플롯을 분석하여 동특성 경향을 획득하여 가변 공칭 모델을 생성하는 가변 공칭 모델 생성부;를 포함하는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

청구항 2

제 1항에 있어서,

상기 트림 포인트 계산부는,

상기 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 상기 동역학 모델링 결과를 획득하는 모델링 정보 획득 모듈; 및

상기 동역학 모델링 결과를 이용하여 상기 트림 포인트를 도출하는 트림 포인트 도출 모듈;을 포함하는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

청구항 3

제 2항에 있어서,

상기 기 설정된 동역학 모델링은 풍동 시험을 통해 획득되며, 쿼드콥터 UAV를 이용하여 상기 동역학 모델링 결과를 획득하는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

청구항 4

제 1항에 있어서,

상기 트림 포인트는,

정상 수평 비행이 이루어지는 포인트이며,

상기 트림 포인트 도출 모듈은, 상기 트림 포인트를 도출하기 위해 SQP(Sequential Quadratic Planning) 알고리즘을 이용하는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

청구항 5

제 1항에 있어서,

상기 전달 함수 도출부는,

상기 트림 포인트를 이용하여 상기 비행 속도에 따른 트림을 계산하여 상기 선형 모델을 계산하는 선형 모델 획득 모듈; 및

상기 선형 모델을 이용하여 상기 전달 함수를 계산하는 전달 함수 계산 모듈;을 포함하는, 동역학 모델링 결과

를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

청구항 6

제 5항에 있어서,

상기 선형 모델은,

하기 수학식 1로 표현되며, A, B, C 및 D로 하기 수학식 1의 계수인, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

수학식 1

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Du$$

청구항 7

제 5항에 있어서,

상기 전달 함수 모델은,

TF 함수를 이용하여 생성되며, 상기 비행 속도에 따라 생성되고, 하기 수학식 2로 표현되는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

수학식 2

$$P_n(s) = \frac{X(s)}{U(s)} = \frac{q}{\theta_c} = \frac{a_1s + a_2}{b_1s^3 + b_2s^2 + b_3s + b_4}$$

청구항 8

제 1항에 있어서,

상기 가변 공칭 모델 생성부는,

상기 비행 속도에 따라 획득한 상기 전달 함수를 이용하여 상기 극점-영점 플롯 분석을 수행하는 극점-영점 분석 모듈;

상기 동특성 경향을 이용하여 상기 전달 함수의 각 계수를 함수화하여 상기 가변 공칭 모델을 생성하는 함수화 모듈; 및

필터 시상수를 도출하여 상기 가변 공칭 모델에 적용하는 필터 시상수 도출 모듈;을 포함하는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

청구항 9

제 8항에 있어서,

상기 필터 시상수는 하기 수학식 3에 포함되는 모델 함수, 감도 함수 및 상호 보완 감도 함수를 만족하도록 형성되는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템.

수학식 3

$$Y(s) = G_{u_e}R(s) + G_{d_e}D(s) + G_{v_e}v(s)$$

$$G_{u_c} = \frac{P(s)P_n(s)C(s)}{P_n(s)(1 + P(s)C(s)) + Q(s)(P(s) - P_n(s))}$$

$$G_d = \frac{P(s)P_n(s)(1 - Q(s))}{P_n(s)(1 + P(s)C(s)) + Q(s)(P(s) - P_n(s))}$$

$$G_{v_c} = \frac{P(s)(P_n(s)C(s) + Q(s))}{P_n(s)(1 + P(s)C(s)) + Q(s)(P(s) - P_n(s))}$$

청구항 10

트립 포인트 계산부를 이용하여 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 수행한 상기 동역학 모델링 결과를 획득하며, 상기 동역학 모델링 결과로부터 비행 속도에 따른 트립 포인트를 계산하는 트립 포인트 계산 단계;

전달 함수 도출부에서 상기 트립 포인트를 이용하여 선형 모델 및 상기 선형 모델을 이용한 전달 함수를 도출하는 전달 함수 도출 단계; 및

가변 공칭 모델 생성부에서 상기 전달 함수를 이용하여 상기 비행 속도에 따라 극점-영점 플롯을 분석하여 동특성 경향을 획득하여 가변 공칭 모델을 생성하는 가변 공칭 모델 생성 단계;를 포함하는, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템 및 방법에 관한 것으로, 특히, 동역학 모델링 결과를 이용하여 비행 속도에 따라 가변적으로 적용될 수 있는 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템 및 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0003] 현재까지 알려진 많은 제어기들은 제어 대상이 되는 시스템의 수학적 모델링을 바탕으로 설계된다. 하지만 대부분의 경우 실제 시스템은 수학적 모델링과 다소 맞지 않을 뿐 아니라(이를 모델 불확실성(model uncertainty)이라 부른다), 외부 환경으로부터 미처 고려하지 못한 추가적인 외란(disturbance)이 시스템에 인가되곤 한다. 이러한 불확실한 요소들은, 설계 시 기대하였던 제어기 성능을 저해시킬 뿐만 아니라 그 정도에 따라 전체 시스템을 불안정하게 만들 수도 있다. 이에 주목하여 모델 불확실성과 외란이 존재함에도 전체 시스템을 안정화시키는 동시에 최대한의 제어 성능을 보장하는 강인 또는 강건 제어 기법(robust control)이 제어 학계에서 수 세기 동안 지속적으로 연구되어 왔다. 외란 관측기(disturbance observer, 혹은 간략히 DOB)는 모델 불확실성과 외란이 시스템에 미치는 영향을 관측 혹은 추정하여 보상하는, 제어 학계에서 널리 알려진 강인 제어 기법 중 하나이다. 모터 제어, ODD/HDD 시스템 제어, 로봇 매니퓰레이터 제어 등 다양한 산업 현장에 쓰여오고 있다. 특히 최근 들어 사이버 물리 시스템(cyber-physical system) 등의 개념의 등장으로 정밀 자동 제어에 대한 요구가 산업계 전반에서 더욱 강해짐에 따라, 자율 주행 자동차 등에서도 외란 관측기 기법이 중요한 역할을 수행하고 있다

[0004] 기존 외란 관측기는 불확실성을 가지고 있는 실제 시스템 $P(s)$ 에 외란 d 가 발생되며, 실제 시스템의 공칭(nominal) 모델인 $P_n(s)$ 와 저주파 통과 필터인 $Q_n(s)$ 등으로 구성한다. 일반적으로 $P(s)$ 는 시스템의 동역학 모델로써 다양한 상태가 반영되는 비선형 모델링이지만 $P_n(s)$ 는 시스템의 선형 모델의 특징점만을 반영하여 구성한다는 한계가 존재한다

[0005] 또한, 종래의 $Q(s)$ 는 저주파 필터의 성능을 결정하는 시상수 τ 가 $P_n(s)$ 에 기반되어 설계되지만 다양한 외란 조건과 시스템의 상태 변화를 모두 반영하지 못하고 특정된 선형 구간에서만 성능을 만족한다는 문제점이 존재한다.

[0007] 한국등록특허 제10-2541621호

발명의 내용

해결하려는 과제

[0009] 상기와 같은 종래 기술의 문제점을 해결하기 위해, 본 발명의 일 실시예는 동역학 모델링을 수행하고, 동역학 모델링 결과를 이용하여 비행 속도에 따라 가변 가능한 가변 공칭 모델과, 이를 위해 사용되는 비행 속도와 관계를 가지는 시상수를 획득할 수 있는 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템 및 방법을 제공하고자 한다.

[0011] 본 발명이 이루고자 하는 기술적 과제는 이상에서 언급한 기술적 과제로 제한되지 않으며, 언급되지 않은 또 다른 기술적 과제들은 아래의 기재로부터 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 명확하게 이해될 수 있을 것이다.

과제의 해결 수단

[0013] 위와 같은 과제를 해결하기 위한 본 발명의 일 측면에 따르면, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템이 제공된다. 상기 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템은 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 수행한 상기 동역학 모델링 결과를 획득하며, 상기 동역학 모델링 결과로부터 비행 속도에 따른 트림 포인트를 계산하는 트림 포인트 계산부; 상기 트림 포인트를 이용하여 선형 모델 및 상기 선형 모델을 이용한 전달 함수를 도출하는 전달 함수 도출부; 및 상기 전달 함수를 이용하여 상기 비행 속도에 따라 극점-영점 플롯을 분석하여 동특성 경향을 획득하여 가변 공칭 모델을 생성하는 가변 공칭 모델 생성부;를 포함한다.

[0014] 상기 트림 포인트 계산부는, 상기 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 상기 동역학 모델링 결과를 획득하는 모델링 정보 획득 모듈; 및 상기 동역학 모델링 결과를 이용하여 상기 트림 포인트를 도출하는 트림 포인트 도출 모듈;을 포함할 수 있다.

[0015] 상기 기 설정된 동역학 모델링은 풍동 시험을 통해 획득되며, 쿼드로터 UAV를 이용하여 상기 동역학 모델링 결과를 획득할 수 있다.

[0016] 상기 트림 포인트는, 정상 수평 비행이 이루어지는 포인트이며, 상기 트림 포인트 도출 모듈은, 상기 트림 포인트를 도출하기 위해 SQP(Sequential Quadratic Planning) 알고리즘을 이용할 수 있다.

[0017] 상기 전달 함수 도출부는, 상기 트림 포인트를 이용하여 상기 비행 속도에 따른 트림을 계산하여 상기 선형 모델을 계산하는 선형 모델 획득 모듈; 및 상기 선형 모델을 이용하여 상기 전달 함수를 계산하는 전달 함수 계산 모듈;을 포함할 수 있다.

[0018] 상기 선형 모델은, 하기 수식 1로 표현되며, A, B, C 및 D로 하기 수식 1의 계수일 수 있다.

[0019] 수식 1

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Du$$

[0022] 상기 전달 함수 모델은, TF 함수를 이용하여 생성되며, 상기 비행 속도에 따라 생성되고, 하기 수식 2로 표현될 수 있다.

[0023] 수식 2

$$P_n(s) = \frac{x(s)}{u(s)} = \frac{q}{\theta_c} = \frac{a_1s + a_2}{b_1s^2 + b_2s^2 + b_3s + b_4}$$

[0025] 상기 가변 공칭 모델 생성부는, 상기 비행 속도에 따라 획득한 상기 전달 함수를 이용하여 상기 극점-영점 플롯 분석을 수행하는 극점-영점 분석 모듈; 상기 동특성 경향을 이용하여 상기 전달 함수의 각 계수를 함수화하여 상기 가변 공칭 모델을 생성하는 함수화 모듈; 및 필터 시상수를 도출하여 상기 가변 공칭 모델에 적용하는 필터 시상수 도출 모듈;을 포함할 수 있다.

[0026] 상기 필터 시상수는 하기 수식 3에 포함되는 모델 함수, 감도 함수 및 상호 보완 감도 함수를 만족하도록 형성될 수 있다.

[0027] 수식 3

$$Y(s) = G_{u_e} R(s) + G_{d_e} D(s) + G_{v_e} v(s)$$

$$G_{u_e} = \frac{P(s)P_n(s)C(s)}{P_n(s)(1+P(s)C(s))+Q(s)(P(s)-P_n(s))}$$

$$G_d = \frac{P(s)P_n(s)(1-Q(s))}{P_n(s)(1+P(s)C(s))+Q(s)(P(s)-P_n(s))}$$

$$G_{v_e} = \frac{P(s)(P_n(s)C(s)+Q(s))}{P_n(s)(1+P(s)C(s))+Q(s)(P(s)-P_n(s))}$$

[0032] 본 발명의 일 측면에 따르면, 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법이 제공된다. 상기 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법은 트림 포인트 계산부를 이용하여 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 수행한 상기 동역학 모델링 결과를 획득하며, 상기 동역학 모델링 결과로부터 비행 속도에 따른 트림 포인트를 계산하는 트림 포인트 계산 단계; 전달 함수 도출부에서 상기 트림 포인트를 이용하여 선형 모델 및 상기 선형 모델을 이용한 전달 함수를 도출하는 전달 함수 도출 단계; 및 가변 공칭 모델 생성부에서 상기 전달 함수를 이용하여 상기 비행 속도에 따라 극점-영점 플롯을 분석하여 동특성 경향을 획득하여 가변 공칭 모델을 생성하는 가변 공칭 모델 생성 단계;를 포함한다.

발명의 효과

[0034] 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템 및 방법은 동역학 모델링을 수행하고, 동역학 모델링 결과를 이용하여 비행 속도에 따라 가변 가능한 가변 공칭 모델과, 이를 위해 사용되는 비행 속도와 관계를 가지는 시상수를 획득할 수 있는 효과가 있다.

[0036] 본 발명의 효과는 상기한 효과로 한정되는 것은 아니며, 본 발명의 상세한 설명 또는 특허청구범위에 기재된 발명의 구성으로부터 추론 가능한 모든 효과를 포함하는 것으로 이해되어야 한다.

도면의 간단한 설명

[0038] 도 1은 본 발명의 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템의 블록도이다.

도 2는 도 1의 트림 포인트 계산부의 블록도이다.

도 3은 도 1의 전달 함수 도출부의 블록도이다.

도 4는 도 1의 가변 공칭 모델 생성부의 블록도이다.

도 5는 본 발명의 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법의 순서도이다.

도 6은 도 5의 단계 S11의 순서도이다.

도 7은 도 5의 단계 S13의 순서도이다.

도 8은 도 5의 단계 S15의 순서도이다.

도 9는 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델이 적용된 구조이다.

도 10은 상호 보완 함수의 반응성을 시상수 별로 나타낸 그래프이다.

도 11은 민감 함수의 반응성을 시상수 별로 나타낸 그래프이다.

도 12는 모델 함수의 반응성을 나타낸 그래프이다.

도 13은 필터 시상수를 반영하여 비행체의 제어를 수행하기 위한 가변 조건을 도출하는 알고리즘의 순서도이다.

도 14는 종래의 공칭 모델을 이용하여 비행체의 제어를 수행한 결과, 가변 공칭 모델을 이용하였지만 시상수를 고정값으로 사용하여 비행체의 제어를 수행한 결과 및 가변 공칭 모델과 변동 시상수를 이용하여 비행체의 제어를 수행한 결과를 비교한 도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0039] 이하, 본 개시의 일부 실시예들을 예시적인 도면을 참조하여 상세하게 설명한다. 각 도면의 구성 요소들에 참조 부호를 부가함에 있어서, 동일한 구성 요소들에 대해서는 비록 다른 도면상에 표시되더라도 가능한 한 동일한 부호를 가질 수 있다. 또한, 본 실시예들을 설명함에 있어, 관련된 공지 구성 또는 기능에 대한 구체적인 설명이 본 기술 사상의 요지를 흐릴 수 있다고 판단되는 경우에는 그 상세한 설명은 생략할 수 있다. 본 명세서 상에서 언급된 "포함한다", "갖는다", "이루어진다" 등이 사용되는 경우 "~만"이 사용되지 않는 이상 다른 부분이 추가될 수 있다. 구성 요소를 단수로 표현한 경우에 특별한 명시적인 기재 사항이 없는 한 복수를 포함하는 경우를 포함할 수 있다.
- [0040] 또한, 본 개시의 구성 요소를 설명하는 데 있어서, 제1, 제2, A, B, (a), (b) 등의 용어를 사용할 수 있다. 이러한 용어는 그 구성 요소를 다른 구성 요소와 구별하기 위한 것일 뿐, 그 용어에 의해 해당 구성 요소의 본질, 차례, 순서 또는 개수 등이 한정되지 않는다.
- [0041] 구성 요소들의 위치 관계에 대한 설명에 있어서, 둘 이상의 구성 요소가 "연결", "결합" 또는 "접속" 등이 된다고 기재된 경우, 둘 이상의 구성 요소가 직접적으로 "연결", "결합" 또는 "접속" 될 수 있지만, 둘 이상의 구성 요소와 다른 구성 요소가 더 "개재"되어 "연결", "결합" 또는 "접속"될 수도 있다고 이해되어야 할 것이다. 여기서, 다른 구성 요소는 서로 "연결", "결합" 또는 "접속" 되는 둘 이상의 구성 요소 중 하나 이상에 포함될 수도 있다.
- [0042] 구성 요소들이나, 동작 방법이나 제작 방법 등과 관련한 시간적 흐름 관계에 대한 설명에 있어서, 예를 들어, "~후에", "~에 이어서", "~다음에", "~전에" 등으로 시간적 선후 관계 또는 흐름적 선후 관계가 설명되는 경우, "바로" 또는 "직접"이 사용되지 않는 이상 연속적이지 않은 경우도 포함할 수 있다.
- [0043] 한편, 구성 요소에 대한 수치 또는 그 대응 정보(예: 레벨 등)가 언급된 경우, 별도의 명시적 기재가 없더라도, 수치 또는 그 대응 정보는 각종 요인(예: 공정상의 요인, 내부 또는 외부 충격, 노이즈 등)에 의해 발생할 수 있는 오차 범위를 포함하는 것으로 해석될 수 있다.
- [0044] 도 1 내지 도 4에는 본 발명의 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템의 일 실시예가 도시되고 있다. 도 1은 본 발명의 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템의 블록도이고, 도 2는 도 1의 트림 포인트 계산부의 블록도이며, 도 3은 도 1의 전달 함수 도출부의 블록도이고, 도 4는 도 1의 가변 공칭 모델 생성부의 블록도이다. 이하에서는 도 1 내지 도 4를 이용하여 본 발명의 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템에 대하여 상세하게 설명하도록 한다.
- [0045] 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템(1)은, 동역학 모델링 결과를 획득하고, 획득한 동역학 모델링 결과를 이용하여 트림 포인트를 계산하고, 트림 포인트를 이용하여 전달 함수를 도출한 후, 전달 함수를 이용하는 가변 공칭 모델을 생성하도록 형성된다.
- [0046] 이를 위해 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템(1)은 도 1에 도시된 바와 같이 트림 포인트 계산부(11), 전달 함수 도출부(13) 및 가변 공칭 모델 생성부(15)를 포함하도록 형성된다.
- [0047] 트림 포인트 계산부(11)는 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 수행한 동역학 모델링 결과를 획득하며, 동역학 모델링 결과로부터 비행 속도에 따른 트림 포인트를 계산하도록 형성된다. 여기서 트림 포인트는, 정상 수평 비행이 이루어지는 포인트일 수 있다. 정상 수평 비행은 각각의 속도에 따라서 나타나는 선형 구간을 의미할 수 있다. 트림 포인트 계산부(11)는 이를 위해 도 2에 도시된 바와 같이 모델링 정보 획득 모듈(111) 및 트림 포인

트 도출 모듈(113)을 포함하도록 형성될 수 있다.

[0048] 모델링 정보 획득 모듈(111)은 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 동역학 모델링 결과를 획득하도록 형성된다. 여기서, 기 설정된 동역학 모델링은 실제 측정 결과 또는 시뮬레이션 결과를 반영할 수도 있으며, 본 발명의 일 실시예에서는 풍동 시험을 통해 동역학 모델링 결과를 획득하도록 형성되었다. 특히, 이러한 동역학 모델링 결과를 획득하기 위해 본 발명의 일 실시예에서는 쿼드콥터 UAV에 대한 풍동 시험을 수행하였고, 풍동 시험 결과를 동역학 모델링 결과로 획득하였다.

[0049] 트림 포인트 도출 모듈(113)은 동역학 모델링 결과를 이용하여 트림 포인트를 도출하도록 형성된다. 본 발명의 일 실시예에 따른 트림 포인트 도출 모듈(113)은 상술한 바와 같은 의미를 가지는 트림 포인트의 도출을 위해 SQP(Sequential Quadratic Planning) 알고리즘을 이용할 수 있다.

[0050] 동역학 모델링 결과와, 동역학 모델링 결과를 이용하여 트림 포인트가 도출되면, 본 발명의 일 실시예에 따른 전달 함수 도출부(13)는 트림 포인트를 이용하여 선형 모델 및 선형 모델을 이용한 전달 함수를 도출하도록 형성된다. 이를 위해 본 발명의 일 실시예에 따른 전달 함수 도출부(13)는 도 3에 도시된 바와 같이 선형 모델 획득 모듈(131) 및 전달 함수 계산 모듈(133)을 포함하도록 형성된다.

[0051] 선형 모델 획득 모듈(131)은 트림 포인트를 이용하여 비행 속도에 따른 트림을 계산하여 선형 모델을 계산하도록 형성된다. 선형 모델은 일 예로 선형 상태 공간 모델을 계산하여 획득될 수 있으며, 이를 위해 섭동 알고리즘을 사용할 수 있다.

[0052] 본 발명의 일 실시예에서 선형 모델 획득 모듈(131)은 선형 모델을 하기 수학식 1로 표현할 수 있다. 이때, 선형 모델은 각 수식에서 계수인 A일 수 있다. 하기 수학식 1에서 A는 상태 행렬로 선형 모델을 의미하며, B는 입력 행렬을 의미하고, C는 출력 행렬을 의미하며, D는 피스스루(피스포워드) 행렬을 의미할 수 있다.

[0053] [수학식 1]

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Du$$

[0056] 전달 함수 계산 모듈(133)은 선형 모델을 이용하여 전달 함수를 계산하도록 형성된다. 전달 함수 계산 모듈(133)에서 계산되는 전달 함수 모델은 TF 함수를 이용하여 생성되며, 비행 속도에 따라 생성될 수 있으며 하기 수학식 2로 표현될 수 있다.

[0057] [수학식 2]

$$P_n(s) = \frac{X(s)}{U(s)} = \frac{q}{\theta_c} = \frac{a_1s + a_2}{b_1s^3 + b_2s^2 + b_3s + b_4}$$

[0059] 전달 함수를 획득하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 공칭 모델 생성부(15)는, 전달 함수를 이용하여 비행 속도에 따라 극점-영점 플롯을 분석하여 동특성 경향을 획득하여 가변 공칭 모델을 생성하도록 형성된다. 이를 위해 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 공칭 모델 생성부(15)는 도 4에 도시된 바와 같이 극점-영점 분석 모듈(151), 함수화 모듈(153), 필터 시상수 도출 모듈(155)을 포함하도록 형성된다.

[0060] 극점-영점 분석 모듈(151)은 비행 속도에 따라 획득한 전달 함수를 이용하여 극점-영점 분석 플롯 분석을 수행한다. 극점은 분모 다항식의 근을 의미하며, 본 발명에서는 비행체의 안정성 해석에 중요한 요인이다. 따라서, 본 발명의 극점-영점 분석 모듈(151)은 비행 속도에 따라 달라지는 전달 함수를 이용하여 극점-영점 분석 플롯 분석을 수행할 수 있다.

[0061] 함수화 모듈(153)은 극점-영점 분석 모듈(151)에서 수행된 플롯 분석을 통해 획득되는 동특성 경향을 이용하여 전달 함수의 각 계수를 함수화하고, 이를 통해 가변 공칭 모델을 생성하도록 형성된다.

[0062] 한편, 본 발명의 일 실시예에 따른 필터 시상수 도출 모듈(155)은 필터 시상수를 도출하여 가변 공칭 모델에 적용하도록 형성된다. 여기서, 필터 시상수는 하기 수학식 3에 포함되는 모델 함수, 감도 함수 및 상호 보완 감도 함수를 만족시키도록 형성된다.

[0063] [수학식 3]

$$G_{uc} = \frac{P(s)P_n(s)C(s)}{P_n(s)(1 + P(s)C(s)) + Q(s)(P(s) - P_n(s))} : \text{모델 함수}$$

$$G_d = \frac{P(s)P_n(s)(1 - Q(s))}{P_n(s)(1 + P(s)C(s)) + Q(s)(P(s) - P_n(s))} : \text{감도 함수}$$

$$G_{vc} = \frac{P(s)(P_n(s)C(s) + Q(s))}{P_n(s)(1 + P(s)C(s)) + Q(s)(P(s) - P_n(s))} : \text{상호 보완 감도 함수}$$

[0067] 본 발명의 일 실시예에서 필터 시상수는 상호 보완 감도 함수를 이용하여 필터 시상수의 제1 범위를 기 설정된 제1 기준에 따라 결정하고, 감도 함수에서 피크를 확인하고, 피크가 가장 높게 나타나는 고피크 시상수를 획득한 후, 고피크 시상수에서 기 설정된 제2 기준에 따라 필터 시상수의 제2 범위를 결정하며, 모델 함수에서 고유 주파수 및 댐핑을 이용하여 기 설정된 제3 기준에 따라 필터 시상수를 결정하며, 비행 속도에 관계되는 함수로 표현될 수 있다. 즉, 본 발명의 필터 시상수는, 상기 수학식 3을 이용하여 범위를 점점 좁혀가서 최종적으로는 가변 공칭 모델에 적용 가능한 필터 시상수를 획득하도록 형성될 수 있다.

[0068] 도 9는 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델이 적용된 구조이다. 도 9를 참고하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 공칭 모델이 적용된 구조는, 입력 정보인 $R(s)$ 가 입력되고, 출력 정보인 $Y(s)$ 가 출력될 때, 하기 수학식 4로 표현되는 출력 정보와 입력 정보의 관계식을 가지도록 형성된다.

[0069] [수학식 4]

$$Y(s) = G_{uc}R(s) + G_dD(s) + G_{vc}v(s)$$

[0071] 도 9에 도시된 바와 같이 $R(s)$ 는 최초 입력되는 최초 입력 값이고, $D(s)$ 는 외란 값이며, $v(s)$ 는 센서 잡음 값일 수 있다. 상술한 수학식 4로 인해 수학식 3의 함수가 결정되었으며, 이하에서는 도 10 내지 도 12를 이용하여 필터 시상수 산출 과정을 설명하도록 한다.

[0072] 먼저, 도 10은 상호 보완 함수의 반응성을 시상수 별로 나타낸 그래프이다. 도 10을 참고하면, 본 발명의 상호 보완 함수의 반응성은 시상수가 매우 작은 값 ($\tau 0.005$)일 때 피크 이득의 주파수가 가장 큰 것을 확인할 수 있다. 즉, 가장 넓은 범위의 외란에 대한 반응성을 획득할 수 있다. 가변 공칭 모델을 이용하여 외란에 대한 제어 정보를 생성하기 위해서는 민감한 반응성이 요구되며, 외란에 대한 반응성의 범위가 넓을수록 외란에 대하여 보다 정확한 제어 정보를 생성할 수 있는 장점이 있다.

[0073] 하지만, 이러한 시상수가 너무 작으면, 본 발명의 가변 공칭 모델이 발산할 수 있는 문제점이 존재하기 때문에, 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템(1)은 기 설정된 제1 조건을 이용하여 제1 범위를 결정하도록 형성될 수 있다.

[0074] 제1 범위가 결정되면, 시상수는 제1 범위 내에서 결정될 수 있다.

[0075] 다음으로, 도 11은 민감 함수의 반응성을 시상수 별로 나타낸 그래프이다. 본 발명의 일 실시예에 따른 민감 함수의 반응성은 특정 비행 속도에서 시상수에 다른 주파수 영역을 해석하도록 형성된다. 도 11을 참고하면, 15.3 rad/s는 쿼드로터의 동특성 해석에서 획득한 공통적인 범위의 반응성을 보여주는 주파수 범위이다. 해당 주파 범위와 특정 시상수에서는 진폭(유)이 크게 되는 waterbed 영향이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 해당 범위에서는 시스템의 반응성이 극대화될 수 있기 때문에 외란을 있는 그대로 반영할 수 있으며, 가장 민감도가 높은 τ 부근의 시상수를 찾도록 형성될 수 있다.

[0076] 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템(1)은 이러한 특징을 반영하여 민감 함수의 피크가 가장 높게 나타나는 고피크 시상수를 획득한 후, 고피크 시상수에서 기 설정된 제2 기준에 따라 필터 시상수의 제2 범위를 결정하도록 형성될 수 있다. 도 11에서는 이러한 고피크 시상수가 τ 로 확인되며, 이에 따라 본 발명은 τ 를 포함하는 제2 범위를 결정하도록 형성된다.

[0077] 마지막으로, 도 12는 모델 함수의 반응성을 나타낸 그래프이다. 도 12는 비행 속도가 각각 0m/s, 5m/s, 10m/s 및 15m/s 일 때의 시상수에 따른 동특성 경향을 확인할 수 있다. 도 12를 참고하면, 동특성 분석에서 획득한 쿼드로터의 고유 주파수 및 댐핑을 기반으로 비행 속도에 따른 적절한 필터 시상수를 선정할 수 있으며, 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템(1)에서는 제3 조건으로 상술한

고유 주파수 및 댐핑을 적용하여 각 비행 속도별로 최적의 필터 시상수를 획득하였다.

- [0078] 본 발명의 필터 시상수 도출 모듈(155)은 이러한 비행 속도 별 필터 시상수를 획득하면, 해당 정보를 이용하여 필터 시상수 함수를 도출할 수 있으며, 도출한 필터 시상수 함수는 비행 속도에 따라 변화하는 필터 시상수에 대한 함수일 수 있다.
- [0079] 도 13에는 이러한 필터 시상수를 반영하여 비행체의 제어를 수행하기 위한 가변 조건을 도출하는 알고리즘이 도시되고 있다. 도 13을 참고하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 조건 도출 알고리즘은, 먼저 현재 비행 속도(V), 제어기 출력(nu) 및 각속도(w)를 포함하는 입력 정보를 획득한다. 다음으로 비행 속도 범위에 현재 비행 속도가 포함되는지를 확인하고, 비행 속도 범위에 현재 비행 속도가 포함되지 않는 경우, 다시 입력 정보를 획득할 수 있다. 비행 속도 범위에 현재 비행 속도가 포함되는 경우, 필터 시상수 함수에 현재 비행 속도를 적용하여 필터 시상수를 계산할 수 있다. 본 발명의 일 실시예에서 필터 시상수 함수는 $\tau - 0.002V + 0.055$ 로 표현될 수 있다. 또, 본 발명의 일 실시예의 필터 시상수 함수는 도 10 내지 도 12를 이용하여 획득되는 산출물일 수 있다.
- [0080] 다음으로, 필터 시상수 함수를 통해 계산된 필터 시상수가 데이터 범위에 포함되는지를 확인하고, 해당 필터 시상수가 데이터 범위에 포함되지 않는 경우, 다시 필터 시상수 함수를 통해 필터 시상수를 계산하도록 형성될 수 있다.
- [0081] 계산된 필터 시상수가 데이터 범위에 포함되는 경우, 제어기 출력(nu, 맨 처음에 입력으로 들어오는)에 대하여 필터 시상수를 이용한 필터링을 수행하고, 각속도에 대하여 필터 시상수를 이용한 필터링을 수행할 수 있다. 수행되는 필터링은 각각 A필터링 및 B필터링으로 정의하며, 도 9의 알고리즘에 표시되는 것과 같은 식을 사용할 수 있다. 필터링 결과물은 본 발명을 통해 산출된 가변 공칭 모델에 적용되어 미분 및 이산이 적용될 수 있으며, 이를 통해 본 발명의 일 실시예에서는 비행체 제어를 위한 가변 조건을 출력할 수 있다.
- [0082] 도 14는 종래의 공칭 모델을 이용하여 비행체의 제어를 수행한 결과, 가변 공칭 모델을 이용하였지만 시상수를 고정값으로 사용하여 비행체의 제어를 수행한 결과 및 가변 공칭 모델과 변동 시상수를 이용하여 비행체의 제어를 수행한 결과를 비교한 도이다.
- [0083] 도 14를 살펴보면, 본 발명의 일 실시예에 따른 변동 시상수를 이용하는 가변 공칭 모델이 종래의 공칭 모델이나 고정 시상수를 이용하는 가변 공칭 모델과 비교하여 더 높은 안정성을 가지는 것을 확인할 수 있다. 고정 시상수를 이용하는 가변 공칭 모델의 경우, 특정 부분에서는 종래의 공칭 모델보다 뛰어난 제어 결과를 가지는 것으로 나타나지만, 대부분의 경우 종래의 공칭 모델과의 차이를 확인하기 어렵다.
- [0084] 도 5 내지 도 8에는 본 발명의 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법의 일 실시예가 도시되고 있다. 도 5는 본 발명의 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법의 순서도이고, 도 6은 도 5의 단계 S11의 순서도이며, 도 7은 도 5의 단계 S13의 순서도이고, 도 8은 도 5의 단계 S15의 순서도이다.
- [0085] 이하에서는 도 5 내지 도 8을 이용하여 본 발명의 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법에 대하여 상세하게 설명하도록 한다. 또, 이하에서는 설명의 편의상 도 1을 이용하여 설명하지만, 본 발명은 이에 한정되지 않으며 다양한 유사한 기능 또는 동작을 수행할 수 있는 장치, 시스템 및 단말기 등을 이용할 수도 있다.
- [0086] 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법(10)은, 동역학 모델링 결과를 획득하고, 획득한 동역학 모델링 결과를 이용하여 트림 포인트를 계산하고, 트림 포인트를 이용하여 전달 함수를 도출한 후, 전달 함수를 이용하는 가변 공칭 모델을 생성하도록 형성된다.
- [0087] 이를 위해 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법(10)은 도 5에 도시된 바와 같이 트림 포인트 계산 단계(S11), 전달 함수 도출 단계(S13) 및 가변 공칭 모델 생성 단계(S15)를 포함하도록 형성된다.
- [0088] 트림 포인트 계산 단계(S11)는 트림 포인트 계산부를 이용하여 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 수행한 동역학 모델링 결과를 획득하며, 동역학 모델링 결과로부터 비행 속도에 따른 트림 포인트를 계산하도록 형성된다. 여기서 트림 포인트는, 정상 수평 비행이 이루어지는 포인트일 수 있다. 정상 수평 비행은 각각의 속도에 따라서 나타나는 선형 구간을 의미할 수 있다. 트림 포인트 계산 단계(S11)는 이를 위해 도 6에 도시된 바와 같이 모델링 정보 획득 단계(S111) 및 트림 포인트 도출 단계(S113)를 포함하도록 형성될 수 있다.

- [0089] 모델링 정보 획득 단계(S111)는 기 설정된 동역학 모델링을 수행하고, 동역학 모델링 결과를 획득하도록 형성된다. 여기서, 기 설정된 동역학 모델링은 실제 측정 결과 또는 시뮬레이션 결과를 반영할 수도 있으며, 본 발명의 일 실시예에서는 풍동 시험을 통해 동역학 모델링 결과를 획득하도록 형성되었다. 특히, 이러한 동역학 모델링 결과를 획득하기 위해 본 발명의 일 실시예에서는 쿼드콥터 UAV에 대한 풍동 시험을 수행하였고, 풍동 시험 결과를 동역학 모델링 결과로 획득하였다.
- [0090] 트림 포인트 도출 단계(S113)는 동역학 모델링 결과를 이용하여 트림 포인트를 도출하도록 형성된다. 본 발명의 일 실시예에 따른 트림 포인트 도출 단계(S113)는 상술한 바와 같은 의미를 가지는 트림 포인트의 도출을 위해 SQP(Sequential Quadratic Planning) 알고리즘을 이용할 수 있다.
- [0091] 동역학 모델링 결과와, 동역학 모델링 결과를 이용하여 트림 포인트가 도출되면, 본 발명의 일 실시예에 따른 전달 함수 도출 단계(S13)는 전달 함수 도출부를 통해 트림 포인트를 이용하여 선형 모델 및 선형 모델을 이용한 전달 함수를 도출하도록 형성된다. 이를 위해 본 발명의 일 실시예에 따른 전달 함수 도출 단계(S13)는 도 7에 도시된 바와 같이 선형 모델 획득 단계(S131) 및 전달 함수 계산 단계(S133)를 포함하도록 형성된다.
- [0092] 선형 모델 획득 단계(S131)는 트림 포인트를 이용하여 비행 속도에 따른 트림을 계산하여 선형 모델을 계산하도록 형성된다. 선형 모델은 일 예로 선형 상태 공간 모델을 계산하여 획득될 수 있으며, 이를 위해 섭동 알고리즘을 사용할 수 있다.
- [0093] 본 발명의 일 실시예에서 선형 모델 획득 단계(S131)는 선형 모델을 상기 수학식 1로 표현할 수 있다. 이때, 선형 모델은 각 수식에서 계수인 A일 수 있다. 상기 수학식 1에서 A는 상태 행렬로 선형 모델을 의미하며, B는 입력 행렬을 의미하고, C는 출력 행렬을 의미하며, D는 피스루(피스포워드) 행렬을 의미할 수 있다.
- [0094] 전달 함수 계산 단계(S133)는 선형 모델을 이용하여 전달 함수를 계산하도록 형성된다. 전달 함수 계산 단계(S133)에서 계산되는 전달 함수 모델은 TF 함수를 이용하여 생성되며, 비행 속도에 따라 생성될 수 있으며 상기 수학식 2로 표현될 수 있다.
- [0095] 전달 함수를 획득하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 공칭 모델 생성 단계(S15)는, 가변 공칭 모델 생성부를 통해 전달 함수를 이용하여 비행 속도에 따라 극점-영점 플롯을 분석하여 동특성 경향을 획득하여 가변 공칭 모델을 생성하도록 형성된다. 이를 위해 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 공칭 모델 생성 단계(S15)는 도 8에 도시된 바와 같이 극점-영점 분석 단계(S151), 함수화 단계(S153), 필터 시상수 도출 단계(S155)를 포함하도록 형성된다.
- [0096] 극점-영점 분석 단계(S151)는 비행 속도에 따라 획득한 전달 함수를 이용하여 극점-영점 분석 플롯 분석을 수행한다. 극점은 분모 다항식의 근을 의미하며, 본 발명에서는 비행체의 안정성 해석에 중요한 요인이다. 따라서, 본 발명의 극점-영점 분석 단계(S151)는 비행 속도에 따라 달라지는 전달 함수를 이용하여 극점-영점 분석 플롯 분석을 수행할 수 있다.
- [0097] 함수화 단계(S153)는 극점-영점 분석 단계(S151)에서 수행된 플롯 분석을 통해 획득되는 동특성 경향을 이용하여 전달 함수의 각 계수를 함수화하고, 이를 통해 가변 공칭 모델을 생성하도록 형성된다.
- [0098] 한편, 본 발명의 일 실시예에 따른 필터 시상수 도출 단계(S155)는 필터 시상수를 도출하여 가변 공칭 모델에 적용하도록 형성된다. 여기서, 필터 시상수는 상기 수학식 3에 포함되는 모델 함수, 감도 함수 및 상호 보완 감도 함수를 만족시키도록 형성된다.
- [0099] 본 발명의 일 실시예에서 필터 시상수는 상호 보완 감도 함수를 이용하여 필터 시상수의 제1 범위를 기 설정된 제1 기준에 따라 결정하고, 감도 함수에서 피크를 확인하고, 피크가 가장 높게 나타나는 고피크 시상수를 획득한 후, 고피크 시상수에서 기 설정된 제2 기준에 따라 필터 시상수의 제2 범위를 결정하며, 모델 함수에서 고유 주파수 및 댐핑을 이용하여 기 설정된 제3 기준에 따라 필터 시상수를 결정하며, 비행 속도에 관계되는 함수로 표현될 수 있다. 즉, 본 발명의 필터 시상수는, 상기 수학식 3을 이용하여 범위를 점점 좁혀가서 최종적으로는 가변 공칭 모델에 적용 가능한 필터 시상수를 획득하도록 형성될 수 있다.
- [0100] 도 9는 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델이 적용된 구조이다. 도 9를 참고하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 공칭 모델이 적용된 구조는, 입력 정보인 $R(s)$ 가 입력되고, 출력 정보인 $Y(s)$ 가 출력될 때, 상기 수학식 4로 표현되는 출력 정보와 입력 정보의 관계식을 가지도록 형성된다.
- [0101] 도 9에 도시된 바와 같이 $R(s)$ 는 최초 입력되는 최초 입력 값이고, $D(s)$ 는 외란 값이며, $v(s)$ 는 센서 잡음 값일 수 있다. 상술한 수학식 4로 인해 수학식 3의 함수가 결정되었으며, 이하에서는 도 10 내지 도 12를 이용하여

필터 시상수 산출 과정을 설명하도록 한다.

- [0102] 먼저, 도 10은 상호 보완 함수의 반응성을 시상수 별로 나타낸 그래프이다. 도 10을 참고하면, 본 발명의 상호 보완 함수의 반응성은 시상수가 매우 작은 값 ($\tau 0.005$)일 때 피크 이득의 주파수가 가장 큰 것을 확인할 수 있다. 즉, 가장 넓은 범위의 외란에 대한 반응성을 획득할 수 있다. 가변 공칭 모델을 이용하여 외란에 대한 제어 정보를 생성하기 위해서는 민감한 반응성이 요구되며, 외란에 대한 반응성의 범위가 넓을수록 외란에 대하여 보다 정확한 제어 정보를 생성할 수 있는 장점이 있다.
- [0103] 하지만, 이러한 시상수가 너무 작으면, 본 발명의 가변 공칭 모델이 발산할 수 있는 문제점이 존재하기 때문에, 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법(10)은 기 설정된 제1 조건을 이용하여 제1 범위를 결정하도록 형성될 수 있다.
- [0104] 제1 범위가 결정되면, 시상수는 제1 범위 내에서 결정될 수 있다.
- [0105] 다음으로, 도 11은 민감 함수의 반응성을 시상수 별로 나타낸 그래프이다. 본 발명의 일 실시예에 따른 민감 함수의 반응성은 특정 비행 속도에서 시상수에 다른 주파수 영역을 해석하도록 형성된다. 도 11을 참고하면, 15.3 rad/s는 쿼드콥터의 동특성 해석에서 획득한 공통적인 범위의 반응성을 보여주는 주파수 범위이다. 해당 주파 범위와 특정 시상수에서는 진폭(유)가 크게 되는 waterbed 영향이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 해당 범위에서는 시스템의 반응성이 극대화될 수 있기 때문에 외란을 있는 그대로 반영할 수 있으며, 가장 민감도가 높은 τ 부근의 시상수를 찾도록 형성될 수 있다.
- [0106] 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법(10)은 이러한 특징을 반영하여 민감 함수의 피크가 가장 높게 나타나는 고피크 시상수를 획득한 후, 고피크 시상수에서 기 설정된 제2 기준에 따라 필터 시상수의 제2 범위를 결정하도록 형성될 수 있다. 도 11에서는 이러한 고피크 시상수가 τ 으로 확인되며, 이에 따라 본 발명은 τ 를 포함하는 제2 범위를 결정하도록 형성된다.
- [0107] 마지막으로, 도 12는 모델 함수의 반응성을 나타낸 그래프이다. 도 12는 비행 속도가 각각 0m/s, 5m/s, 10m/s 및 15m/s 일 때의 시상수에 따른 동특성 경향을 확인할 수 있다. 도 12를 참고하면, 동특성 분석에서 획득한 쿼드콥터의 고유 주파수 및 댐핑을 기반으로 비행 속도에 따른 적절한 필터 시상수를 선정할 수 있으며, 본 발명의 일 실시예에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법(10)에서는 제3 조건으로 상술한 고유 주파수 및 댐핑을 적용하여 각 비행 속도별로 최적의 필터 시상수를 획득하였다.
- [0108] 본 발명의 필터 시상수 도출 단계(S155)는 이러한 비행 속도 별 필터 시상수를 획득하면, 해당 정보를 이용하여 필터 시상수 함수를 도출할 수 있으며, 도출한 필터 시상수 함수는 비행 속도에 따라 변화하는 필터 시상수에 대한 함수일 수 있다.
- [0109] 도 13에는 이러한 필터 시상수를 반영하여 비행체의 제어를 수행하기 위한 가변 조건을 도출하는 알고리즘이 도시되고 있다. 도 13을 참고하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 조건 도출 알고리즘은, 먼저 현재 비행 속도(V), 제어기 출력(nu) 및 각속도(w)를 포함하는 입력 정보를 획득한다. 다음으로 비행 속도 범위에 현재 비행 속도가 포함되는지를 확인하고, 비행 속도 범위에 현재 비행 속도가 포함되지 않는 경우, 다시 입력 정보를 획득할 수 있다. 비행 속도 범위에 현재 비행 속도가 포함되는 경우, 필터 시상수 함수에 현재 비행 속도를 적용하여 필터 시상수를 계산할 수 있다. 본 발명의 일 실시예에서 필터 시상수 함수는 $\tau - 0.002V + 0.055$ 로 표현될 수 있다. 또, 본 발명의 일 실시예의 필터 시상수 함수는 도 10 내지 도 12를 이용하여 획득되는 산출물일 수 있다.
- [0110] 다음으로, 필터 시상수 함수를 통해 계산된 필터 시상수가 데이터 범위에 포함되는지를 확인하고, 해당 필터 시상수가 데이터 범위에 포함되지 않는 경우, 다시 필터 시상수 함수를 통해 필터 시상수를 계산하도록 형성될 수 있다.
- [0111] 계산된 필터 시상수가 데이터 범위에 포함되는 경우, 제어기 출력(nu, 맨 처음에 입력으로 들어오는)에 대하여 필터 시상수를 이용한 필터링을 수행하고, 각속도에 대하여 필터 시상수를 이용한 필터링을 수행할 수 있다. 수행되는 필터링은 각각 A필터링 및 B필터링으로 정의하며, 도 9의 알고리즘에 표시되는 것과 같은 식을 사용할 수 있다. 필터링 결과물은 본 발명을 통해 산출된 가변 공칭 모델에 적용되어 미분 및 이산이 적용될 수 있으며, 이를 통해 본 발명의 일 실시예에서는 비행체 제어를 위한 가변 조건을 출력할 수 있다.
- [0112] 도 14는 종래의 공칭 모델을 이용하여 비행체의 제어를 수행한 결과, 가변 공칭 모델을 이용하였지만 시상수를 고정값으로 사용하여 비행체의 제어를 수행한 결과 및 가변 공칭 모델과 변동 시상수를 이용하여 비행체의 제어

를 수행한 결과를 비교한 도이다.

- [0113] 도 14를 살펴보면, 본 발명의 일 실시예에 따른 변동 시상수를 이용하는 가변 공칭 모델이 종래의 공칭 모델이나 고정 시상수를 이용하는 가변 공칭 모델과 비교하여 더 높은 안정성을 가지는 것을 확인할 수 있다. 고정 시상수를 이용하는 가변 공칭 모델의 경우, 특정 부분에서는 종래의 공칭 모델보다 뛰어난 제어 결과를 가지는 것으로 나타나지만, 대부분의 경우 종래의 공칭 모델과의 차이를 확인하기 어렵다.
- [0114] 이상에서 전술한 본 발명의 실시예들에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법은 컴퓨터의 저장매체에 저장된 애플리케이션(컴퓨터 프로그램)으로 구현될 수 있다.
- [0115] 여기서, 컴퓨터는 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템을 포함할 수 있다.
- [0116] 컴퓨터의 운영체제는, 데스크 탑, 랩 탑 등의 일반 PC에 설치되는 윈도우(Window), 매킨토시(Macintosh) 등의 운영체제이거나, 스마트폰, 태블릿 PC 등의 모바일 단말기에 설치되는 iOS, 안드로이드(Android) 등의 모바일 전용 운영체제 동일 수도 있다.
- [0117] 전술한 본 발명의 실시예들에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법은 컴퓨터에 기본적으로 설치되거나 사용자에게 의해 설치된 애플리케이션(즉, 컴퓨터 프로그램)으로 구현되고, 컴퓨터로 읽을 수 있는 저장매체에 저장(기록)될 수 있다
- [0118] 이와 같이, 컴퓨터가 저장매체에 기록된 프로그램을 읽어 들여 프로그램으로 구현된 본 실시예들에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법을 실행시키기 위하여, 전술한 애플리케이션(응용 프로그램)은 컴퓨터의 프로세서(CPU)가 읽힐 수 있는 C, C++, JAVA, 기게어 등의 컴퓨터 언어로 코드화된 코드(Code)를 포함할 수 있다.
- [0119] 이러한 코드는 전술한 기능들을 정의한 함수 등과 관련된 기능적인 코드(Function Code)를 포함할 수 있고, 전술한 기능들을 컴퓨터의 프로세서가 소정의 절차대로 실행시키는데 필요한 실행 절차 관련 제어 코드를 포함할 수도 있다.
- [0120] 또한, 이러한 코드는 전술한 기능들을 컴퓨터의 프로세서가 실행시키는데 필요한 추가 정보나 미디어가 컴퓨터의 내부 또는 외부 메모리의 어느 위치(주소 번지)에서 참조되어야 하는지에 대한 메모리 참조 관련 코드를 더 포함할 수 있다.
- [0121] 또한, 컴퓨터의 프로세서가 전술한 기능들을 실행시키기 위하여 원격(Remote)에 있는 어떠한 다른 컴퓨터나 서버 등과 통신이 필요한 경우, 코드는 컴퓨터의 프로세서가 컴퓨터의 통신 모듈(예: 유선 및/또는 무선 통신 모듈)을 이용하여 원격(Remote)에 있는 어떠한 다른 컴퓨터나 서버 등과 어떻게 통신해야만 하는지, 통신 시 어떠한 정보나 미디어를 송수신해야 하는지 등에 대한 통신 관련 코드를 더 포함할 수도 있다.
- [0122] 그리고, 본 실시예들을 구현하기 위한 기능적인(Functional) 프로그램과 이와 관련된 코드 및 코드 세그먼트 등은, 저장매체를 읽어서 프로그램을 실행시키는 컴퓨터의 시스템 환경 등을 고려하여, 본 발명이 속하는 기술분야의 프로그래머들에 의해 용이하게 추론되거나 변경될 수도 있다.
- [0123] 또한 전술한 바와 같은 프로그램을 기록한 컴퓨터로 읽힐 수 있는 저장매체는 네트워크로 커넥션된 컴퓨터 시스템에 분산되어, 분산방식으로 컴퓨터가 읽을 수 있는 코드가 저장되고 실행될 수 있다. 이 경우, 다수의 분산된 컴퓨터 중 어느 하나 이상의 컴퓨터는 상기에 제시된 기능들 중 일부를 실행하고, 그 결과를 다른 분산된 컴퓨터들 중 하나 이상에 그 실행 결과를 전송할 수 있으며, 그 결과를 전송 받은 컴퓨터 역시 상기에 제시된 기능들 중 일부를 실행하여, 그 결과를 역시 다른 분산된 컴퓨터들에 제공할 수 있다.
- [0124] 이상에서 전술한 바와 같은, 본 발명의 실시예들에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법을 실행시키기 위한 애플리케이션을 기록한 컴퓨터로 읽힐 수 있는 저장매체는, 일 예로, ROM, RAM, CD-ROM, 자기 테이프, 플로피디스크, 광 미디어 저장장치 등을 포함할 수 있다.
- [0125] 또한, 본 발명의 실시예들에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법을 실행시키기 위한 프로그램인 애플리케이션을 기록한 컴퓨터로 읽을 수 있는 저장매체는, 애플리케이션 스토어 서버(Application Store Server), 애플리케이션 또는 해당 서비스와 관련된 웹 서버(Web Server) 등을 포함하는 애플리케이션 제공 서버(Application Provider Server)에 포함된 저장매체(예: 하드디스크 등)이거나, 애플리케이션 제공 서버 그 자체일 수도 있으며, 프로그램을 기록한 다른 컴퓨터 또는 그 저장매체일 수도 있다.
- [0126] 본 발명의 실시예들에 따른 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 방법을 실행시키기 위한 프로그램

램인 애플리케이션을 기록한 저장매체를 읽을 수 있는 컴퓨터는, 일반적인 데스크 탑이나 노트북 등의 일반 PC 뿐만 아니라, 스마트 폰, 태블릿 PC, PDA(Personal Digital Assistants) 및 이동통신 단말기 등의 모바일 단말기를 포함할 수 있으며, 이 뿐만 아니라, 컴퓨팅(Computing) 가능한 모든 기기로 해석되어야 할 것이다.

[0128] 전술한 본 발명의 설명은 예시를 위한 것이며, 본 발명이 속하는 기술분야의 통상의 지식을 가진 자는 본 발명의 기술적 사상이나 필수적인 특징을 변경하지 않고서 다른 구체적인 형태로 쉽게 변형이 가능하다는 것을 이해할 수 있을 것이다. 그러므로 이상에서 기술한 실시예들은 모든 면에서 예시적인 것이며 한정적이 아닌 것으로 이해해야만 한다. 예를 들어, 단일형으로 설명되어 있는 각 구성 요소는 분산되어 실시될 수도 있으며, 마찬가지로 분산된 것으로 설명되어 있는 구성 요소들도 결합된 형태로 실시될 수 있다.

[0129] 본 발명의 범위는 후술하는 특허청구범위에 의하여 나타내어지며, 특허청구범위의 의미 및 범위 그리고 그 균등 개념으로부터 도출되는 모든 변경 또는 변형된 형태가 본 발명의 범위에 포함되는 것으로 해석되어야 한다.

부호의 설명

[0131] 1: 동역학 모델링 결과를 이용한 가변 공칭 모델 산출 시스템

11: 트림 포인트 계산부 13: 전달 함수 도출부

15: 가변 공칭 모델 생성부 111: 모델링 정보 획득 모듈

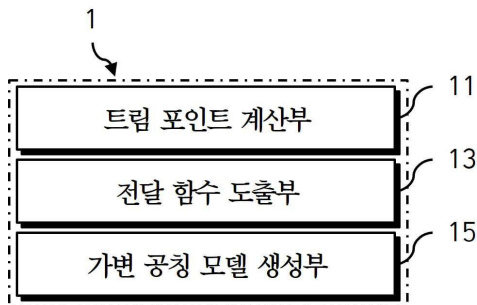
113: 트림 포인트 도출 모듈 131: 선형 모델 획득 모듈

133: 전달 함수 계산 모듈 151: 극점-영점 분석 모듈

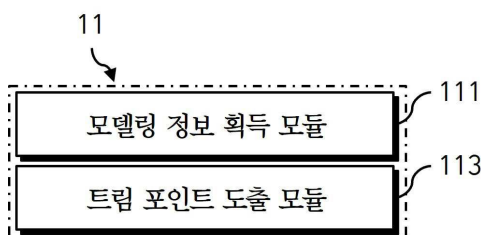
153: 함수화 모듈 155: 필터 시상수 도출 모듈

도면

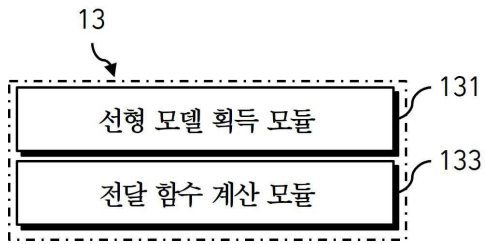
도면1



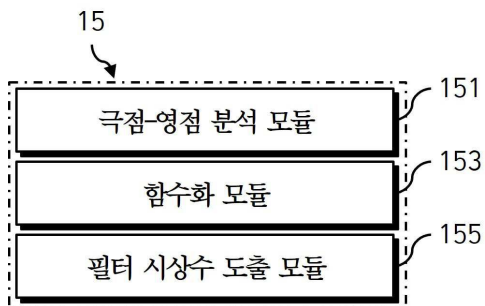
도면2



도면3



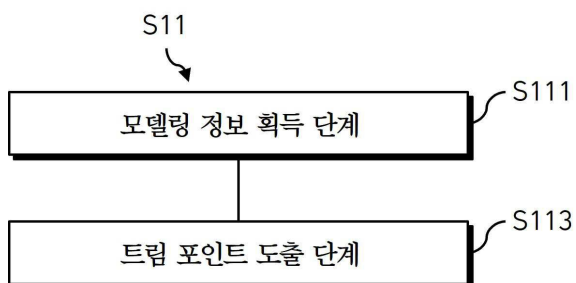
도면4



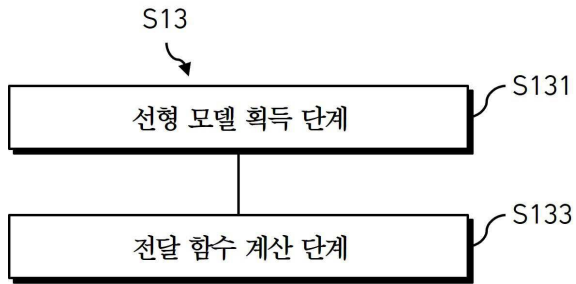
도면5



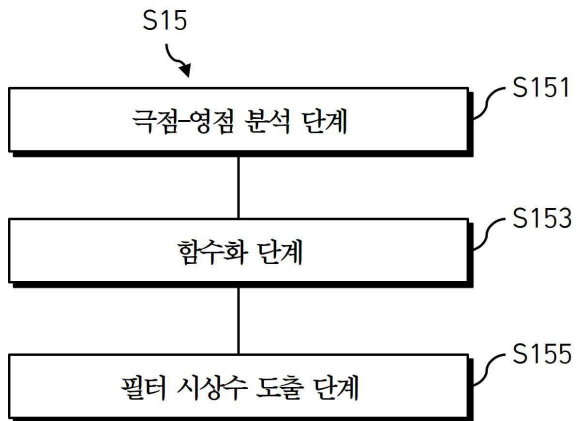
도면6



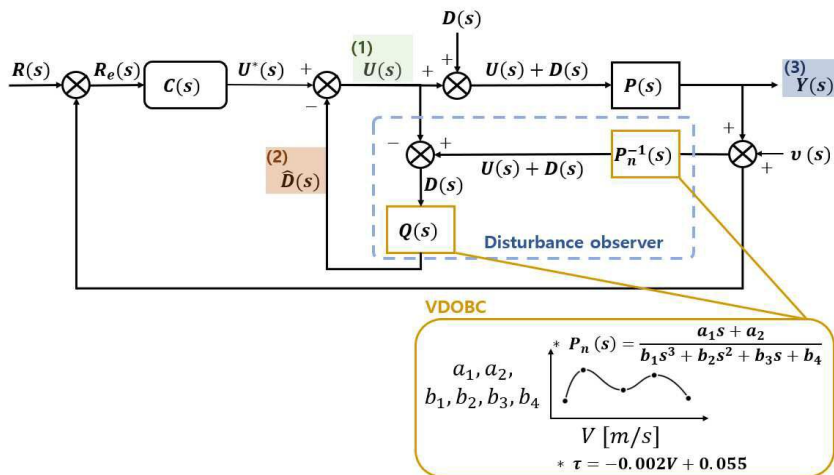
도면7



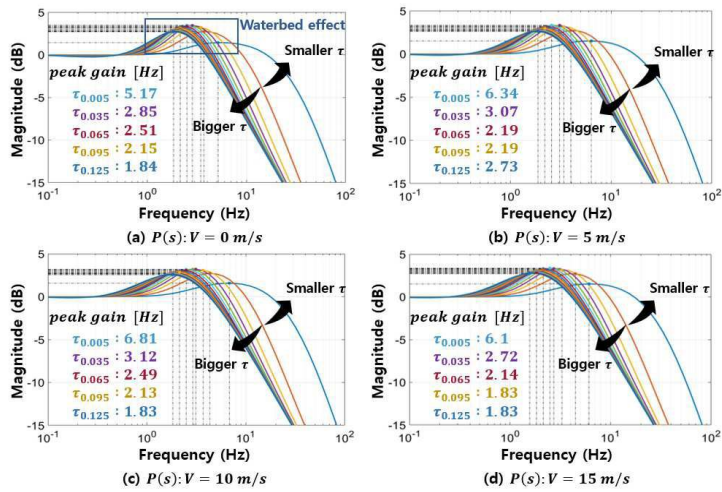
도면8



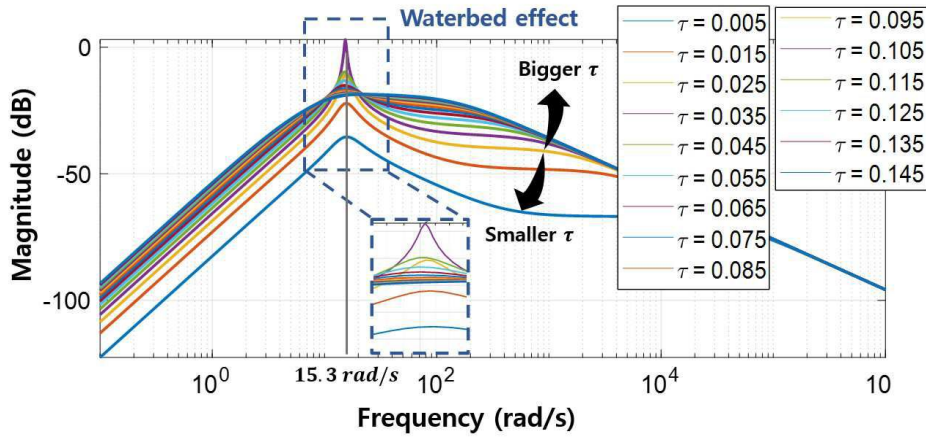
도면9



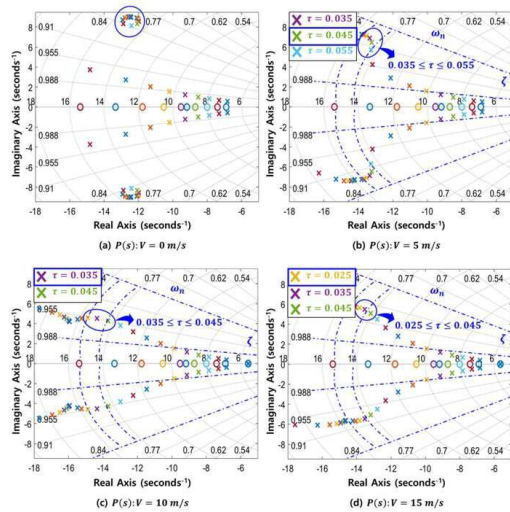
도면10



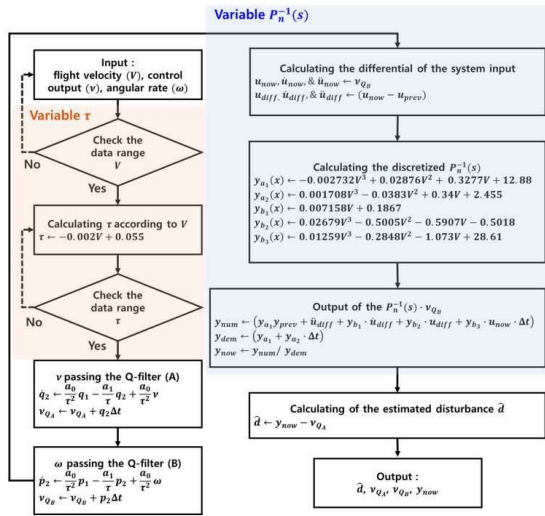
도면11



도면12



도면13



도면14

