



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2021년01월05일
(11) 등록번호 10-2198761
(24) 등록일자 2020년12월29일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64C 13/18 (2006.01) B64C 39/02 (2006.01)
B64D 45/00 (2006.01) G05D 1/08 (2006.01)
(52) CPC특허분류
B64C 13/18 (2013.01)
B64C 39/024 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2019-0133163
(22) 출원일자 2019년10월24일
심사청구일자 2019년10월24일
(56) 선행기술조사문헌
KR101937392 B1

(73) 특허권자
국방과학연구소
대전광역시 유성구 북유성대로488번길 160 (수남동)
(72) 발명자
조성진
대전광역시 유성구 북유성대로488번길 160
김승환
대전광역시 유성구 북유성대로488번길 160
(74) 대리인
제일특허법인(유), 박장원

전체 청구항 수 : 총 8 항

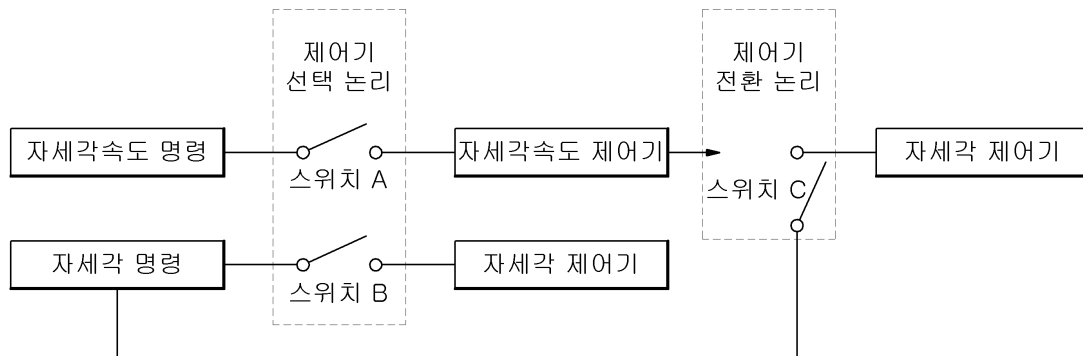
심사관 : 탁형엽

(54) 발명의 명칭 무인 비행체의 자세 제어를 위한 이중모드 오토파일럿 장치 및 자세 제어 방법

(57) 요약

본 발명은 비행체로부터 분리된 무인 비행체의 자세 제어를 위한 이중모드 오토파일럿 장치 및 무인 비행체의 자세 제어 방법에 관한 것이다. 본 발명은 비행체로부터 분리된 무인 비행체의 자세를 제어하기 위한 이중모드 오토파일럿 장치를 제공한다. 상기 이중모드 오토파일럿 장치는 상기 무인 비행체의 자세각 및 자세각속도를 센싱 (뒷면에 계속)

대표도 - 도1



하는 센싱부, 상기 무인 비행체의 자세각속도가 자세각속도 명령값과 동일하게 되도록, 상기 무인 비행체의 자세각속도를 변화시키는 자세각속도 제어부, 상기 무인 비행체의 자세각이 자세각 명령값과 동일하게 되도록, 상기 무인 비행체의 자세각을 변화시키는 자세각 제어부 및 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환시키는 스위칭부를 포함하고, 상기 스위칭부는 상기 자세각 명령값, 상기 센싱부로부터 센싱된 자세각 및 최대 동작 시간 중 적어도 하나에 근거하여, 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환하는 것을 특징으로 한다.

(52) CPC특허분류

B64D 45/00 (2013.01)

G05D 1/0808 (2013.01)

B64C 2201/141 (2013.01)

공지예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

비행체로부터 분리된 무인 비행체의 자세를 제어하기 위한 이중모드 오토파일럿 장치에 있어서,

상기 무인 비행체의 자세각 및 자세각속도를 센싱하는 센싱부;

상기 무인 비행체의 자세각속도가 자세각속도 명령값과 동일하게 되도록, 상기 무인 비행체의 자세각속도를 변화시키는 자세각속도 제어부;

상기 무인 비행체의 자세각이 자세각 명령값과 동일하게 되도록, 상기 무인 비행체의 자세각을 변화시키는 자세각 제어부; 및

상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환시키는 스위칭부를 포함하고,

상기 스위칭부는,

상기 자세각 명령값, 상기 센싱부로부터 센싱된 자세각 및 최대 동작 시간 중 적어도 하나에 근거하여, 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환하는 것을 특징으로 하는 이중모드 오토파일럿 장치.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 스위칭부는,

상기 자세각 명령값 및 상기 센싱부로부터 센싱된 자세각을 이용하여 자세각 오차를 산출하고,

상기 자세각 오차에 근거하여 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택하는 것을 특징으로 하는 이중모드 오토파일럿 장치.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 스위칭부는,

상기 자세각 오차가 제1오차 문턱값 보다 큰 경우, 상기 자세각속도 제어부를 선택적으로 동작시키고,

상기 자세각 오차가 상기 제1오차 문턱값 보다 작은 경우, 상기 자세각 제어부를 선택적으로 동작시키는 것을 특징으로 하는 이중모드 오토파일럿 장치.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 스위칭부는,

상기 자세각속도 제어부가 동작하는 중 상기 자세각 오차가 제2오차 문턱값 보다 작아지는 경우, 상기 자세각속도 제어부에서 상기 자세각 제어부로 전환하고,

상기 제2오차 문턱값은 상기 제1오차 문턱값보다 작은 것을 특징으로 하는 이중모드 오토파일럿 장치.

청구항 5

제4항에 있어서,

상기 자세각속도 제어부가 상기 최대 동작 시간동안 동작한 후에도 상기 자세각 오차가 상기 제2오차 문턱값 보

다 큰 경우,

상기 스위칭부는,

상기 자세각속도 제어부에서 상기 자세각 제어부로 전환하는 것을 특징으로 하는 이중모드 오토파일럿 장치.

청구항 6

제5항에 있어서,

상기 제1오차 문턱값은 하기 수학적식 5에 따라 산출되는 것을 특징으로 하는 이중모드 오토파일럿 장치.

[수학적식 5]

$$\epsilon_1 = e(t_0) = \frac{Q}{|K_P + K_I|}, \quad Q = \delta_{\max} - \left| K_I \int_0^{t_0 - \Delta} e(t) dt \right| - |K_D q(t_0)|$$

상기 수학적식 5에서 ϵ_1 은 제1오차 문턱값이고, δ_{\max} 는 자세 제어 구조물의 구동 한계 각도이고, K_P 는 자세각 제어부의 비례이득, K_I 는 적분 이득, K_D 는 미분 이득이고, t_0 는 이중모드 오토파일럿 장치의 구동시작 시점이고, Δ 는 이중모드 오토파일럿 장치의 샘플링 시간이고, $q(t)$ 는 센싱부에 의해 센싱된 자세각속도 값이다.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 최대 동작 시간은 하기 수학적식 6에 따라 산출되는 것을 특징으로 하는 이중모드 오토파일럿 장치.

[수학적식 6]

$$\tau = \frac{\epsilon_1}{q_c}$$

상기 수학적식 6에서 τ 는 최대 동작 시간이고, ϵ_1 은 제1오차 문턱값이고, q_c 는 자세각속도 명령값이다.

청구항 8

비행체로부터 분리된 무인 비행체의 자세를 제어하기 위한 자세 제어 방법에 있어서,

비행체로부터 무인 비행체를 분리시키는 단계;

상기 무인 비행체의 자세각 및 자세각속도를 센싱하는 단계;

자세각 명령값 및 상기 센싱된 자세각에 근거하여, 자세 각속도 제어부 및 자세각 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작 시키는 단계; 및

상기 자세각 명령값, 상기 센싱된 자세각, 기설정된 최대 동작 시간 중 적어도 하나에 근거하여 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환하는 단계를 포함하는 무인 비행체의 자세 제어 방법.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 비행체로부터 분리된 무인 비행체의 자세 제어를 위한 이중모드 오토파일럿 장치 및 무인 비행체의 자세 제어 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 함정, 비행기, 차량 등 다양한 이동식 플랫폼에서 발사되는 무인 비행체는 공력 날개를 사용하여 미리 설정된 여러 개의 경로점들을 지나거나 직선들을 추종하여 목표점에 도달한다.

[0003] 무인 비행체가 이동식 플랫폼에서 분리된 후 동압이 너무 낮으므로 공력 날개를 이용한 제어(이하 공력 제어: Aerodynamic Control)로 목표점을 향해 무인 비행체의 자세를 빠르게 변화시킬 수 없다.

[0004] 이를 위해 추력을 발생시켜 속도가 증가하면 공력 제어를 이용한 자세 제어가 가능하나 이러한 자세 제어 시스템은 초기 발사 시 외란에 취약할 수 있다.

[0005] 예를 들어, 비행기에서 발사되는 무인 비행체는 발사 후 비행기의 안전성을 위해 무인 비행체와 비행기 사이의 거리가 충분한 상태에서 무인 비행체의 추력을 발생시킬 수 있다. 이러한 경우 추력 발생 시작 시점에서의 무인 비행체의 자세각과 자세 각속도가 외란에 의해 변화된다.

[0006] 기존 오토파일럿은 자세각이나 자세각속도 변화가 클 경우 구동기의 포화현상에 의해 안정도가 저하되며, 안정도를 확보하기 위해 기존 오토파일럿의 대역폭을 느리게 설계할 경우 외란에 의한 자세각 추종 성능이 저하되고, 공력제어 구간의 궤적 추종 성능 저하로 이어져 목표점에 도달하지 못하게 한다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0007] 본 발명은 자세 제어 시스템의 안정도를 확보하면서 비행성능을 향상시키기 위한 무인 비행체의 제어장치 및 제어방법을 제공하는 것을 그 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0008] 상술한 목적을 달성하기 위하여, 비행체로부터 분리된 무인 비행체의 자세를 제어하기 위한 이중모드 오토파일럿 장치를 제공한다. 상기 이중모드 오토파일럿 장치는 상기 무인 비행체의 자세각 및 자세각속도를 센싱하는 센싱부, 상기 무인 비행체의 자세각속도가 자세각속도 명령값과 동일하게 되도록, 상기 무인 비행체의 자세각속도를 변화시키는 자세각속도 제어부, 상기 무인 비행체의 자세각이 자세각 명령값과 동일하게 되도록, 상기 무인 비행체의 자세각을 변화시키는 자세각 제어부 및 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환시키는 스위칭부를 포함하고, 상기 스위칭부는 상기 자세각 명령값, 상기 센싱부로부터 센싱된 자세각 및 최대 동작 시간 중 적어도 하나에 근거하여, 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환하는 것을 특징으로 한다.

[0009] 일 실시 예에 있어서, 상기 스위칭부는 상기 자세각 명령값 및 상기 센싱부로부터 센싱된 자세각을 이용하여 자세각 오차를 산출하고 상기 자세각 오차에 근거하여 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택할 수 있다.

[0010] 일 실시 예에 있어서, 상기 스위칭부는 상기 자세각 오차가 제1오차 문턱값 보다 큰 경우, 상기 자세각속도 제어부를 선택적으로 동작시키고, 상기 자세각 오차가 상기 제1오차 문턱값 보다 작은 경우, 상기 자세각 제어부를 선택적으로 동작시킬 수 있다.

[0011] 일 실시 예에 있어서, 상기 스위칭부는 상기 자세각속도 제어부가 동작하는 중 상기 자세각 오차가 제2오차 문턱값 보다 작아지는 경우, 상기 자세각속도 제어부에서 상기 자세각 제어부로 전환하고, 상기 제2오차 문턱값은 상기 제1오차 문턱값보다 작을 수 있다.

[0012] 일 실시 예에 있어서, 상기 자세각속도 제어부가 상기 최대 동작 시간동안 동작한 후에도 상기 자세각 오차가 상기 제2오차 문턱값 보다 큰 경우, 상기 스위칭부는 상기 자세각속도 제어부에서 상기 자세각 제어부로 전환할 수 있다.

[0013] 일 실시 예에 있어서, 상기 제1오차 문턱값은 하기 수학적 식 5에 따라 산출될 수 있다.

[0014] [수학적 식 5]

$$[0015] \epsilon_1 = e(t_0) = \frac{Q}{|K_P + K_I|}, \quad Q = \delta_{\max} - \left| K_I \int_0^{t_0 - \Delta} e(t) dt \right| - |K_D e(t_0)|$$

[0016] 상기 수학적 식 5에서 ϵ_1 은 제1오차 문턱값이고, δ_{\max} 는 자세 제어 구조물의 구동 한계 각도이고, K_P 는 자세각 제어부의 비례이득, K_I 는 적분 이득, K_D 는 미분 이득이고, t_0 는 이중모드 오토파일럿 장치의 구동시작 시점이고,

Δ 는 이중모드 오토파일럿 장치의 샘플링 시간이고, $q(t)$ 는 센싱부에 의해 센싱된 자세각속도 값이다.

- [0017] 일 실시 예에 있어서, 상기 최대 동작 시간은 하기 수학식 6에 따라 산출될 수 있다.
- [0018] [수학식 6]

$$\tau = \frac{\epsilon_1}{q_c}$$

- [0019]
- [0020] 상기 수학식 6에서 τ 는 최대 동작 시간이고, ϵ_1 은 제1오차 문턱값이고, q_c 는 자세각속도 명령값이다.

[0021] 또한, 본 발명은 비행체로부터 분리된 무인 비행체의 자세를 제어하기 위한 자세 제어 방법을 제공한다. 상기 자세 제어 방법은 비행체로부터 무인 비행체를 분리시키는 단계, 상기 무인 비행체의 자세각 및 자세각속도를 센싱하는 단계, 자세각 명령값 및 상기 센싱된 자세각에 근거하여, 자세 각속도 제어부 및 자세각 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작 시키는 단계 및 상기 자세각 명령값, 상기 센싱된 자세각, 기설정된 최대 동작 시간 중 적어도 하나에 근거하여 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환하는 단계를 포함할 수 있다.

발명의 효과

[0022] 본 발명에 따르면, 무인 비행체의 제어 수단이 없는 상태에서 발생한 외란에 대해 강인하게 대처할 수 있다. 이를 통해, 본 발명은 무인 비행체에 탑재된 자세 제어 시스템의 안정도와 성능을 모두 확보할 수 있다.

도면의 간단한 설명

- [0023] 도 1은 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치를 나타내는 블록도이다.
- 도 2는 제어부 선택 및 전환 알고리즘을 나타내는 개념도이다.
- 도 3은 무인 비행체의 자세각, 받음각, 비행 경로각을 나타내는 관계도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0024] 이하, 첨부된 도면을 참조하여 본 명세서에 개시된 실시 예를 상세히 설명하되, 도면 부호에 관계없이 동일하거나 유사한 구성요소는 동일한 참조 번호를 부여하고 이에 대한 중복되는 설명은 생략하기로 한다. 본 명세서에 개시된 실시 예를 설명함에 있어서 관련된 공지 기술에 대한 구체적인 설명이 본 명세서에 개시된 실시 예의 요지를 흐릴 수 있다고 판단되는 경우 그 상세한 설명을 생략한다. 또한, 첨부된 도면은 본 명세서에 개시된 실시 예를 쉽게 이해할 수 있도록 하기 위한 것일 뿐, 첨부된 도면에 의해 본 명세서에 개시된 기술적 사상이 제한되지 않으며, 본 발명의 사상 및 기술 범위에 포함되는 모든 변경, 균등물 내지 대체물을 포함하는 것으로 이해되어야 한다.

[0025] 이하, 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치에 대하여 구체적으로 설명한다.

[0026] 도 1은 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치를 나타내는 블록도이다.

[0027] 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치는 무인 비행체 내에 내장된다. 상기 이중모드 오토파일럿 장치는 무인 비행체가 비행체로부터 분리되었을 때, 무인 비행체의 자세각을 제어한다.

[0028] 이를 위해, 본 발명의 실시 예에 따른 이중모드 오토파일럿 장치는 센싱부, 자세각속도 제어부, 자세각 제어부 및 스위칭부를 포함한다. 상기 센싱부, 자세각속도 제어부, 자세각 제어부 및 스위칭부 각각은 별도의 연산 장치에 의해 구현될 수 있으며, 데이터를 저장하기 위한 메모리를 구비할 수 있다.

[0029] 이하, 이중모드 오토파일럿 장치에 구비된 구성요소들에 대하여 구체적으로 설명한다.

[0030] 상기 센싱부는 상기 무인 비행체의 자세각 및 자세각속도를 센싱하도록 이루어진다. 상기 센싱부는 상기 무인 비행체의 자세각을 실시간으로 센싱하고, 상기 센싱된 자세각이 상기 무인 비행체의 제어에 활용될 수 있도록 한다. 자세각 및 자세각속도 측정 수단은 기 공지된 수단을 활용하므로, 구체적인 설명은 생략한다.

[0031] 상기 센싱부는 Pitch, Roll, Yaw 축 각각에 대한 각도를 센싱하거나, 상기 세 개의 축 중 일부 축에 대한 각도

를 선택적으로 센싱할 수 있다. 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치는 Pitch, Roll, Yaw 축 각각에 대한 자세각을 모두 제어하거나, 특정 축에 대한 자세각만을 제어할 수 있다.

[0032] 이하에서, 특정 축에 대한 자세각을 제어하는 실시 예를 개시하고 있더라도, 이는 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치가 상기 특정 축에 대한 자세각 제어만 수행할 수 있는 것으로 한정하는 것은 아니다. 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치는 상술한 세 개에 축 각각에 대한 자세각 제어를 수행할 수 있다.

[0033] 한편, 상기 센싱부는 상기 무인 비행체의 속도를 센싱하도록 이루어질 수 있다. 예를 들어, 상기 센싱부는 무인 비행체의 NED 축 각각에 대한 속도를 센싱하도록 이루어질 수 있다. 상술한 속도 측정 수단은 기 공지된 수단을 활용하므로, 구체적인 설명은 생략한다.

[0034] 한편, 상기 자세각 제어부는 무인 비행체에 구비된 자세 제어 구조물의 움직임을 제어할 수 있도록 이루어진다. 예를 들어, 상기 자세각 제어부는 무인 비행체의 날개에 구비된 플랩, 엘리베이터, 러더의 구동 각도를 제어하도록 이루어질 수 있다.

[0035] 상기 자세각 제어부는 자세각 명령값과 센서부로부터 센싱된 자세각 간의 차이값(이하, 자세각 오차)에 근거하여 자세 제어 구조물을 제어한다. 상기 자세각 제어부는 상기 비행체, 외부 장치 또는 무인 비행체에 내장된 다른 구성요소로부터 자세각 명령값을 입력받고, 무인 비행체의 자세각이 상기 자세각 명령값과 동일하게 되도록, 자세 제어 구조물을 제어한다.

[0036] 일 실시 예에 있어서, 자세각 제어부는 상기 센서부로부터 센싱된 자세각속도 뿐만 아니라 자세각 정보를 이용하여 자세각 명령값을 추종하는 비례-적분-미분(Proportional-Integral -Differential) 제어기 형태로 구성될 수 있다. 구체적으로, 상기 자세각 제어부는 하기 수학적 식 1에 따라 무인 비행체에 구비된 자세 제어 구조물의 구동 각도를 제어할 수 있다.

수학적 식 1

$$\delta = K_P \cdot (\theta_c(t) - \theta(t)) + K_I \int_0^t (\theta_c(t) - \theta(t)) dt + K_D \cdot \dot{q}$$

[0037]

[0038] 상기 수학적 식 1에서 δ 는 자세 제어 구조물의 구동 각도값이고, K_P 는 자세각 제어기의 비례이득, K_I 는 적분 이득, K_D 는 미분 이득이다. 상기 이득 값들은 무인 비행체의 속도 및 고도에 따라 달라지는 값이나, 이는 오토파일럿 장치의 디자인적인 요소이므로 상수로 생각하여도 무방하다. 본 명세서에서 설명하는 비례이득, 적분이득, 미분 이득은 모두 0이 아닌 것을 전제로 한다.

[0039] 한편, 상기 수학적 식 1에서 $\theta_c(t)$ 는 t 시점에서의 자세각 명령값이고, $\theta(t)$ 는 t시점에서 센싱부가 측정된 자세각 값이고, \dot{q} 는 센싱부가 측정된 자세각속도 값이다.

[0040] 한편, 상기 자세각속도 제어부는 무인 비행체에 구비된 자세 제어 구조물의 움직임을 제어할 수 있도록 이루어진다. 예를 들어, 상기 자세각속도 제어부는 무인 비행체의 날개에 구비된 플랩, 엘리베이터, 러더의 구동 각도를 제어하도록 이루어질 수 있다.

[0041] 상기 자세각속도 제어부는 자세각속도 명령값과 센서부로부터 센싱된 자세각속도 간의 차이값(이하, 자세각속도 오차)에 근거하여 자세 제어 구조물을 제어한다. 상기 자세각속도 제어부는 상기 비행체, 외부 장치 또는 무인 비행체에 내장된 다른 구성요소로부터 자세각속도 명령값을 입력받고, 무인 비행체의 자세각속도가 상기 자세각속도 명령값과 동일해질 때까지 무인 비행체에 구비된 자세 제어 구조물을 제어한다.

[0042] 일 실시 예에 있어서, 자세각속도 제어부는 상기 센서부에서 센싱된 자세 각속도와 각속도 명령 간의 오차를 줄이도록 비례이득(Proportional Gain) 제어기로 구성될 수 있다. 구체적으로, 상기 자세각속도 제어부는 하기 수학적 식 2에 따라 무인 비행체에 구비된 자세 제어 구조물의 구동 각도를 제어할 수 있다.

수학식 2

$$\delta' = K_P' \cdot (q_c(t) - q(t))$$

[0043]

[0044]

상기 수학식 2에서 δ' 는 자세 제어 구조물의 구동 각도값이고, K_P' 는 자세각속도 제어기의 비례이득, $q_c(t)$ 는 t 시점에서의 자세각속도 명령값, $q(t)$ 는 t 시점에서 센싱부가 측정한 자세각속도 값이다.

[0045]

상술한 내용을 바탕으로, 자세각 제어부와 자세각속도 제어부의 차이에 대하여 설명한다.

[0046]

자세각 명령값($\theta_c(t)$)은 무인 비행체의 자세각의 최종 목표값이기 때문에 변하지 않는 값으로 볼 수 있다. 이 때문에, 자세각 오차값은 제어가 어렵다. 자세각 오차값이 커질 경우, 자세각 제어부가 무인 비행체의 자세를 제어하기 어려운 상황이 발생된다.

[0047]

하기 수학식 3을 참조하여 자세각 제어부가 무인 비행체를 제어하기 어려운 상황에 대하여 보다 구체적으로 설명한다.

수학식 3

$$\left| (K_P + K_I)e(t_0) + K_I \int_0^{t_0 - \Delta} e(t) dt + K_D q(t_0) \right| \leq \delta_{\max}$$

[0048]

[0049]

상기 수학식 3에서 $e(t)$ 는 $\theta_c(t) - \theta(t)$ 로 자세각 오차값을 의미한다. t_0 는 이중모드 오토파일럿 장치가 자세 제어 구조물에 대한 제어를 시작하는 시점이고, Δ 는 이중모드 오토파일럿 장치의 샘플링 시간이다. δ_{\max} 는 자세 제어 구조물의 구동 한계 각도를 의미한다.

[0050]

수학식 3에서 좌변은 자세각 제어부에 의해 제어되는 자세 제어 구조물의 구동 각도를 의미한다. 상기 구동 각도는 자세 제어 구조물의 구동 한계 각도보다 작거나 같을 수 밖에 없다. 자세각 오차가 매우 커져, 상기 구동 각도가 구동 한계 각도보다 커질 경우, 자세각 제어부는 상기 무인 비행체의 자세를 제어할 수 없게 된다.

[0051]

한편, 자세각속도 제어부는 자세각속도 명령값에 의해 제어되기 때문에, 자세각 오차값이 큰 상황에서도 무인 비행체를 제어하는 것이 가능하다. 이에 대하여, 하기 수학식 4를 참조하여 구체적으로 설명한다.

수학식 4

$$\left| K_P' \cdot (q_c(t_0) - q(t_0)) \right| \leq \delta_{\max}$$

[0052]

[0053]

상기 수학식 4에서 좌변은 자세각속도 제어부에 의해 제어되는 자세 제어 구조물의 구동 각도이다. 여기서, 자세각 명령값($q_c(t_0)$)은 상황에 따라 변경이 가능하기 때문에, 자세각속도 오차값($q_c(t_0) - q(t_0)$)은 제어가 가능하다. 구체적으로, $q(t_0)$ 값이 급변하는 경우, $q_c(t_0)$ 값을 $q(t_0)$ 에 가깝게 조절함으로써, 자세각속도 오차값을 줄일 수 있다. 이 때문에, 자세각속도 제어부를 이용하면 상기 구동 각도가 δ_{\max} 에 도달하지 않도록 하면서 무인 비행체를 제어하는 것이 가능하다.

[0054]

상술한 바에 따르면, 자세각 제어부는 상대적으로 많은 변수들을 통해 무인 비행체의 정밀한 제어가 가능한 반면, 외란에 의해 자세각 오차값이 커질 경우, 무인 비행체를 제어할 수 없게 된다. 한편, 자세각속도 제어부는 상대적으로 정밀도는 떨어지지만, 외란에 의해 자세각 오차값이 커지는 경우에도 무인 비행체를 제어할 수 있다.

[0055]

본 발명은 상술한 두 제어부를 적절한 상황에 활용함으로써, 외란에 대해 강인하게 대처하여 무인 비행체의 자

세 제어 시스템의 안정도와 성능을 모두 확보할 수 있도록 한다.

[0056] 이를 위해, 본 발명에 따른 이중모드 오토파일럿 장치는 스위칭부를 포함한다. 상기 스위칭부는 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환시키도록 이루어진다.

[0057] 구체적으로, 상기 스위칭부는 상기 자세각 명령값, 상기 센싱부로부터 센싱된 자세각 및 기설정된 최대 동작 시간 중 적어도 하나에 근거하여, 상기 두 개의 제어부 중 어느 하나를 선택적으로 동작시키거나, 상기 어느 하나가 동작하는 중 상기 어느 하나와 다른 하나로 전환한다.

[0058] 도 2는 제어부 선택 및 전환 알고리즘을 나타내는 개념도이다.

[0059] 도 2에서 $\theta_c(t)$ 는 t 시점에서의 자세각 명령값이고, $\theta(t)$ 는 t시점에서 센싱부가 측정된 자세각 값이고, t_0 는 이중모드 오토파일럿 장치의 구동시작 시점이고, ϵ_1 은 제1오차 문턱값, ϵ_2 는 제2오차 문턱값이고, τ 는 최대 동작 시간을 의미한다.

[0060] 도 1 및 2를 참조하면, 스위칭부는 자세각 오차값($\theta_c(t)-\theta(t)$)이 제1오차 문턱값보다 큰지를 판단한다. 자세각 오차값이 제1오차 문턱값보다 큰 경우, 상기 스위칭부는 자세각속도 제어부가 선택적으로 구동되도록 한다. 한편, 자세각 오차값이 제1오차 문턱값보다 작거나 같은 경우, 상기 스위칭부는 자세각 제어부가 선택적으로 구동되도록 한다.

[0061] 한편, 스위칭부는 자세각속도 제어부가 구동중인 상태에서 자세각 오차값이 제2오차 문턱값보다 작거나 같은 경우 자세각속도 제어부 대신 자세각 제어부가 구동되도록 한다. 한편, 스위칭부는 자세각속도 제어부가 최대 동작 시간 이상으로 구동된 경우, 자세각속도 제어부 대신 자세각 제어부가 구동되도록 한다.

[0062] 여기서, 상기 제1오차 문턱값은 하기 수학적식 5에 의해 산출될 수 있다.

수학적식 5

[0063]
$$\epsilon_1 = e(t_0) = \frac{Q}{|K_P + K_I|}, \quad Q = \delta_{\max} - \left| K_I \int_0^{t_0 - \Delta} e(t) dt \right| - |K_q q(t_0)|$$

[0064] 상기 수학적식 5에서 δ_{\max} 는 자세 제어 구조물의 구동 한계 각도이고, K_p 는 자세각 제어부의 비례이득, K_I 는 적분 이득, K_q 는 미분 이득이고, t_0 는 이중모드 오토파일럿 장치의 구동시작 시점이고, Δ 는 이중모드 오토파일럿 장치의 샘플링 시간이고, $q(t)$ 는 센싱부에 의해 센싱된 자세각속도 값이다.

[0065] 상기 수학적식 5에 의하면, ϵ_1 은 자세각 제어부에 의해 자세 제어 구조물에 인가되는 구동 각도가 한계 구동 각도에 도달하지 않을 수 있는 최대 자세각 오차값을 의미한다. 즉, 자세각 오차값이 제1오차 문턱값을 초과하는 경우, 무인 비행체는 자세각 제어부에 의해 제어될 수 없는 상황임을 의미한다.

[0066] 본 발명은 이중모드 오토파일럿 장치 구동시, 무인 비행체가 자세각 제어부에 의해 제어될 수 없는 상황에서만 자세각속도 제어부를 선택적으로 구동시킨다.

[0067] 한편, 상기 제2오차 문턱값은 제1오차 문턱값보다 작을 수 있다. 즉, 본 발명은 자세각 오차값이 충분히 작아진 상태에서, 자세각속도 제어부를 자세각 제어부로 전환한다.

[0068] 한편, 최대 동작 시간은 하기 수학적식 6으로 표현될 수 있다.

수학식 6

$$\tau = \frac{\epsilon_1}{q_c}$$

[0069]

[0070] 상기 수학식 6은 자세각속도 제어부가 제1오차 문턱값에 해당하는 자세각 오차값을 보정하는데 소요되는 예상 시간을 의미한다. 상기 최대 동작 시간 동안 자세각속도 제어부를 구동시켰음에도 자세각 오차값이 보정되지 않는 경우, 무인 비행체가 자세각속도 제어부에 의해 안정화될 수 없음을 의미하므로, 보다 정밀한 제어가 가능한 자세각 제어부로 전환한다.

[0071] 본 발명은 상기 비행체가 상기 무인 비행체를 투하하는 방식을 채택함으로써, 발사 충격이 큰 영향이 없도록 할 뿐 아니라 무인 비행체 제어를 위한 하드웨어도 매우 단순하게 구성할 수 있도록 한다. 다만 이러한 방식을 선택하게 되면, 상기 비행체가 상기 무인 비행체와 충돌하지 않도록 자유 낙하 시간이 길어지는데, 이때 공력학적 효과로 인해 상기 무인 비행체의 투하직전 초기자세 대비 최대 180도가 차이가 날 수 있다.

[0072] 무인 비행체의 초기 자세각이 우리가 원하는 값보다 매우 큰 자세각일 경우(예를 들어 우리가 원하는 자세각은 0도인데, 초기 자세각이 180도인 경우) 팬텀요라는 공력학적 현상이 발생한다. 팬텀요는 받음각이 클 경우 유동의 비대칭성으로 인해 예상치 못한 측력(Side Force)이 발생한다. 이때, 기 공지된 제어 방식을 활용한다면, 무인 비행체의 제어가 불가능하게 된다.

[0073] 본 발명에 따르면, 무인 비행체의 초기 자세각이 매우 큰 경우 발생할 수 있는 팬텀요 효과를 감쇄시킬 수 있다. 예를 들어, 본 발명은 받음각이 최소화되는 자세각속도 명령값을 자세각속도 제어부로 인가함으로써, 측력 발생을 억제시킬 수 있다.

[0074] 이에 대하여, 도 3을 참조하여 보다 구체적으로 설명한다.

[0075] 도 3은 무인 비행체의 자세각, 받음각, 비행 경로각을 나타내는 관계도이다.

[0076] 도 3에서 V 는 속도 벡터이고, X_b, Z_b 는 비행체의 몸체 좌표계이고, X_I, Z_I 는 비행체의 관성 좌표계이고, O 는 비행체의 원점이고, α 는 무인 비행체의 받음각, γ 는 무인 비행체의 비행 경로각, θ 는 무인 비행체의 자세각이다.

[0077] θ, α, γ 간의 관계는 하기 수학식 7과 같다.

수학식 7

$$\theta = \gamma + \alpha$$

[0078]

[0079] 상기 수학식 7의 양변을 미분하면, 하기 수학식 8과 같다.

수학식 8

$$\theta' = \gamma' + \alpha'$$

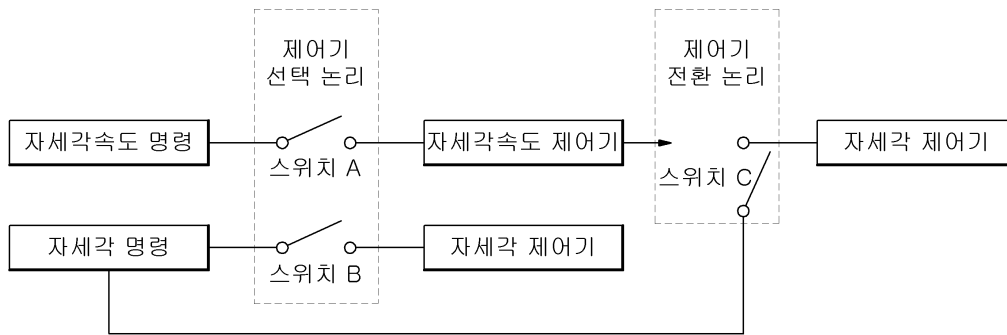
[0080]

[0081] 자세각속도 제어부를 구동시킨 상태에서, 자세각속도 명령값 θ_c' (즉, q_c)을 γ' 와 같은 값으로 인가하면, 자세각속도 제어부는 자세각속도 θ' 가 자세각속도 명령값 θ_c' (즉, γ')을 추종하도록 하며, 궁극적으로는 α' 은 0으로 수렴하게 된다.

- [0082] 여기서, θ' 은 자세각속도를 의미하기 때문에 상기 센싱부에 의해 측정이 가능하며, γ' 는 무인 비행체의 기준 축별 속도 측정에 의해 산출이 가능하다. 따라서, γ' 값에 따라 자세각속도 명령값을 인가하는 것이 가능하다.
- [0083] 상술한 바와 같이, 자세각속도 제어부를 활용하면, 자세 변화에 의해 발생하는 받음각을 증가시키지 않고, 받음각을 바운드시키는 역할을 하게 되어 팬텀요 현상을 피할 수 있다.
- [0084] 상술한 바와 같이 본 발명에 따르면, 무인 비행체의 제어 수단이 없는 상태에서 발생된 외란에 대해 강인하게 대처할 수 있다. 이를 통해, 본 발명은 무인 비행체에 탑재된 자세 제어 시스템의 안정도와 성능을 모두 확보할 수 있다.
- [0085] 본 발명은 본 발명의 정신 및 필수적 특징을 벗어나지 않는 범위에서 다른 특정한 형태로 구체화될 수 있음은 통상의 기술자에게 자명하다.
- [0086] 또한, 상기의 상세한 설명은 모든 면에서 제한적으로 해석되어서는 아니되고 예시적인 것으로 고려되어야 한다. 본 발명의 범위는 첨부된 청구항의 합리적 해석에 의해 결정되어야 하고, 본 발명의 등가적 범위 내에서의 모든 변경은 본 발명의 범위에 포함된다.

도면

도면1



도면2

Algorithm 1: Switching for Dual Mode Autopilot

Input: Time t , Pitch Angle Error $\Theta_c(t) - \Theta(t)$, Pitch Angle Error Threshold ε_1 , Pitch Angle Error Threshold ε_2 , Forcing Switching Dwell Time τ , Initial Time t_0

Output: Switch A, B, and C flags

- 1 **if** $\Theta_c(t_0) - \Theta(t_0) > \varepsilon_1$ **then**
 - 2 | $A=1, B=0$ ▷ Attitude Rate Controller
 - 3 **else if** $\Theta_c(t_0) - \Theta(t_0) \leq \varepsilon_1$ **then**
 - 4 | $A=0, B=1$ ▷ Attitude Controller
 - 5 **if** $A=1$ & $\Theta_c(t) - \Theta(t) \leq \varepsilon_2$ || $t \geq \tau$ **then**
 - 6 | $C=1$ ▷ Transition ON
 - 7 **else if** $A=1$ & $\Theta_c(t) - \Theta(t) > \varepsilon_2$ || $t < \tau$ **then**
 - 8 | $C=0$ ▷ Transition OFF
-

도면3

