

(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)(11) 공개번호 10-2025-0018346
(43) 공개일자 2025년02월05일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G06F 30/20 (2020.01) B64C 13/18 (2023.01)
G06F 11/36 (2025.01) G06F 30/15 (2020.01)
- (52) CPC특허분류
G06F 30/20 (2020.01)
B64C 13/18 (2013.01)
- (21) 출원번호 10-2023-0142744
(22) 출원일자 2023년10월24일
심사청구일자 2023년10월24일
- (30) 우선권주장
1020230098903 2023년07월28일 대한민국(KR)
- (71) 출원인
세종대학교산학협력단
서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)
- (72) 발명자
홍성경
서울특별시 서초구 동광로33길 15, 101호 (반포동, 반포 이안애 1차)
- 정한솔
서울특별시 광진구 동일로30길 32-7, 504호 (화양동)
- 한재원
서울특별시 광진구 먼목로 21-1, 403호 (군자동)
- (74) 대리인
장수현

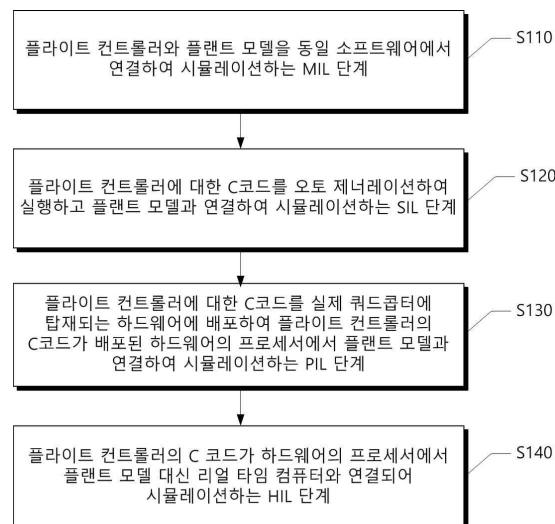
전체 청구항 수 : 총 6 항

(54) 발명의 명칭 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 방법

(57) 요약

본 발명은 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계 검증 방법에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 MATLAB/SIMUNINK 환경에서의 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 컨트롤러와 플랜트 모델 설계에 따른 성능 검증 과정을 통하여, 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 안정성과 신뢰성을 증진하기 위한 방법에 관한 것이다.

대표도 - 도1



(52) CPC특허분류

G06F 11/3684 (2013.01)

G06F 11/3688 (2013.01)

G06F 11/3692 (2013.01)

G06F 30/15 (2020.01)

B64U 2201/10 (2023.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711193689
과제번호	2023-2018-0-01423-005
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	정보통신기획평가원
연구사업명	대학ICT연구센터육성지원
연구과제명	지능형 비행로봇 융합기술 연구
기 여 율	1/2
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2023.01.01 ~ 2023.12.31

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1345366486
과제번호	2020R1A6A1A03038540
부처명	교육부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	이공분야 대학중점연구소지원사업
연구과제명	자율지능무인비행체연구소
기 여 율	1/2
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2023.03.01 ~ 2024.02.29

명세서

청구범위

청구항 1

쿼드콥터 오토파일럿 시스템 설계에 따른 성능 검증 방법으로서,

(a) 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 초기 설계에 따른 플라이트 컨트롤러와 플랜트 모델을 동일 소프트웨어에서 연결하여 시뮬레이션하는 MIL(Model-in-the-Loop) 단계;

(b) 상기 단계(a)에서 설계된 플라이트 컨트롤러에 대한 C 코드를 오토 제너레이션하여 실행하고 상기 플랜트 모델과 연결하여 시뮬레이션하는 SIL(Software-in-the-Loop) 단계; 및,

(c) 상기 단계(b)의 플라이트 컨트롤러에 대한 C 코드를 실제 쿼드콥터에 탑재되는 하드웨어에 배포하여 상기 플라이트 컨트롤러의 C 코드가 상기 배포된 하드웨어의 프로세서에서 상기 플랜트 모델과 연결하여 시뮬레이션하는 PIL(Processor-in-the-Loop)단계

를 포함하는 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 방법.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 단계(a)의 동일 소프트웨어는 MATLAB/SIMUNINK 환경인 것

을 특징으로 하는 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 방법.

청구항 3

청구항 1에 있어서,

상기 단계(b)의 하드웨어는 Pixhawk 인 것

을 특징으로 하는 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 방법.

청구항 4

청구항 1에 있어서,

상기 단계(c) 이후, 상기 플라이트 컨트롤러의 C 코드가 상기 하드웨어의 프로세서에서 상기 플랜트 모델 대신 리얼 타임 컴퓨터와 연결되어 시뮬레이션하는 HIL(Hardware-in-the-Loop) 단계

를 더 포함하는 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 방법.

청구항 5

청구항 1에 있어서,

상기 MIL(Model-in-the-Loop)과 SIL(Software-in-the-Loop)의 입력은 시뮬레이션된 웨이포인트인 것

을 특징으로 하는 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 방법.

청구항 6

청구항 1에 있어서,

상기 PIL(Processor-in-the-Loop)의 입력은 지상 제어 스테이션에서 제공하는 실제 비행 정보와 명령인 것

을 특징으로 하는 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 방법.

발명의 설명

기술분야

[0001] 본 발명은 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계 검증 방법에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 MATLAB/SIMUNINK 환경에서의 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 비행컨트롤러와 플랜트 모델 설계에 따른 성능 검증 과정을 통하여, 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 안정성과 신뢰성을 증진하기 위한 방법에 관한 것이다.

배경기술

[0002] 일반적으로 쿼드콥터는 네 개의 프로펠러가 장착된 드론으로, 수직 이착륙 수행이 가능하며 여러 분야에서 다양한 용도로 활용되고 있다. 쿼드콥터는 각 프로펠러의 속도 조절을 통해 움직임을 제어하는데, 이를 통해 전후좌우 이동, 회전 등의 복잡한 움직임을 구현할 수 있다. 현재 쿼드콥터를 비롯한 다양한 UAV들은 기존의 수동 조종 대신 자동 조종 시스템인 오토파일럿(Autopilot) 시스템이 탑재되어 있다. 오토파일럿 시스템은 비행체가 자동으로 비행할 수 있도록 하는 시스템을 말한다. 이 시스템은 내장된 센서와 알고리즘을 통해 현재의 위치, 고도, 속도 등의 정보를 파악하고, 사용자로부터 입력받은 명령 또는 미리 설정된 경로에 따라 비행체를 제어하여 보다 안전하고 효율적인 비행을 가능케 하고 있다. 이에 따른 오토파일럿 시스템의 성능 검증은 비행체의 안정성 및 신뢰성에 큰 영향을 미치게 되는게 현실이다. 그러나 이에 대한 연구인 HIL 시뮬레이션은 컴퓨터 시뮬레이션과 실제 하드웨어를 결합한 검증 방법으로 실제 비행 중에 발생할 수 있는 다양한 상황을 안전하게 시뮬레이션 환경에서 재현하여, 오토파일럿 시스템의 성능과 안정성을 테스트하지만 다양한 환경 및 상황에 대한 테스트가 제한적인 문제가 있다.

[0003] 그리고 일반적인 쿼드콥터는 네 개의 프로펠러로 움직임을 제어하지만, 특정 환경에서의 정밀한 조작이나 안정적인 비행에 한계가 있으며, 오토파일럿 시스템이 미리 설정된 경로나 사용자의 명령에 따라 비행하므로, 예기치 않은 상황에 대응하기 어렵다는 문제가 있다.

[0004] 선행기술특허 문헌 1은 시뮬레이션 기술, 특히 여러 시뮬레이션 소프트웨어 및 시뮬레이션 유형(예; MIL, SIL, PIL, HIL)을 사용하여 시뮬레이션 작업을 예약하고 실행하는 방법 및 시스템에 관한 것으로 다양한 시뮬레이션 플랫폼과 유형을 확장 가능한 방식으로 활용하는 시뮬레이션 시스템을 구축할 수 있는 기술을 제공한다. 그리고 스케줄링, 실행 및 인터랙티브 측면은 사용자의 효율성을 개선하는 것을 목표로 하고 있으며 제어대상으로서 2개의 링크를 갖는 기계 시스템을 고려하고 적응형 제어를 제안하고 있어 시뮬레이션을 선택적으로 수행하고 있다. 그리고 선행기술 특허 문헌 2는 자율형 CPS 제어 장치에 대한 다양한 시뮬레이션을 통한 기능 검증과 성능 평가, 그리고 그 결과를 바탕으로 한 제어 로직 강화 기술에 관한 것으로서, 분산 시뮬레이션 프레임워크는 자율형 CPS 제어 장치에 HIL 시뮬레이션을 제공하고, 자율형 CPS 제어 장치에 대한 MIL 시뮬레이션 기반의 분산 동역학 시뮬레이션을 수행하고, 이 시뮬레이션 결과에 기초하여 자율형 CPS 제어 장치에 대한 기능 검증 및 성능 평가를 수행하고 평가 결과 데이터에 기초하여 자율형 CPS 제어 장치의 성능 개선을 위한 업데이트 정보를 제공하고 있지만, UAV를 대상으로 시뮬레이션을 제공하고 있지 않다.

선행기술문헌

특허문헌

[0005] (특허문헌 0001) WO 2022-120717 A

(특허문헌 0002) KR 2021-0047686 A

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 본 발명은 이와 같은 문제점을 해결하기 위하여 창안된 것으로서, 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 성능을 확인하기 위하여 MATLAB/SIMUNINK 환경에서의 오토파일럿 시스템의 비행 컨트롤러와 플랜트 모델을 설계하여 이에 따른 성능 검증 과정을 통하여 UAV의 안전성과 신뢰성을 증진하는 방법 제공을 그 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0007] 이와 같은 목적을 달성하기 위하여 본 발명에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템 설계에 따른 성능 검증 방법의

로서, (a) 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 초기 설계에 따른 플라이트 컨트롤러와 플랜트 모델을 동일 소프트웨어에서 연결하여 시뮬레이션하는 MIL(Model-in-the-Loop) 단계; (b) 상기 단계(a)에서 설계된 플라이트 컨트롤러에 대한 C 코드를 오토파일럿 시스템에 실행하고 상기 플랜트 모델과 연결하여 시뮬레이션하는 SIL(Software-in-the-Loop) 단계; 및, (c) 상기 단계(b)의 플라이트 컨트롤러에 대한 C 코드를 실제 쿼드콥터에 탑재되는 하드웨어에 배포하여 상기 플라이트 컨트롤러의 C 코드가 상기 배포된 하드웨어의 프로세서에서 상기 플랜트 모델과 연결하여 시뮬레이션하는 PIL(Processor-in-the-Loop) 단계를 포함한다.

[0008] 상기 단계(a)의 동일 소프트웨어는 MATLAB/SIMUNINK 환경인 것이다.

[0009] 상기 단계(b)의 하드웨어는 Pixhawk 인 것이다.

[0010] 상기 단계(c) 이후, 상기 플라이트 컨트롤러의 C 코드가 상기 하드웨어의 프로세서에서 상기 플랜트 모델 대신 리얼 타임 컴퓨터와 연결되어 시뮬레이션하는 HIL(Hardware-in-the-Loop) 단계를 더 포함한다.

[0011] 상기 MIL(Model-in-the-Loop)과 SIL(Software-in-the-Loop)의 입력은 시뮬레이션된 웨이포인트인 것이다.

[0012] 상기 PIL(Processor-in-the-Loop)의 입력은 지상 제어 스테이션에서 제공하는 실제 비행 정보와 명령인 것이다.

발명의 효과

[0013] 본 발명에 의하면, 실제 하드웨어와 연동되는 HIL 시뮬레이션을 통해 다양한 환경과 상황을 재현하여 이를 통해 실제 비행 시에 발생할 수 있는 문제점을 미리 파악하고 대응할 수 있다.

[0014] 또한 쿼드콥터 오토파일럿 시스템 검증에 진행하여 UAV의 안전성과 신뢰성을 증진하는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0015] 도 1은 본 발명에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정을 나타낸 도면.

도 2는 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정 중 MIL(Model-in-the-Loop) 단계의 시스템 구조를 나타낸 도면.

도 3a 내지 도 3b는 도 2의 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정 중 MIL(Model-in-the-Loop)의 결과를 보여주는 도면.

도 4는 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정에서의 SIL(Software-in-the-Loop) 시스템의 구성도.

도 5는 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정에서의 PIL(Processor-in-the-Loop) 시스템의 구성도.

도 6a 내지 도 6b는 도 5의 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정 중 SIL(Software-in-the-Loop) 및 PIL(Processor-in-the-Loop)의 결과를 보여주는 도면.

도 7은 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정에서의 MIL(Hardware-in-the-Loop) 시스템의 구성도.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0016] 이하에서는, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명에 따른 실시예를 상세히 설명한다. 동일하거나 유사한 구성요소에 대해서는 동일 또는 유사한 도면 부호를 부여하고 이에 대한 중복되는 설명은 생략한다. 본 명세서에 개시된 실시예를 설명함에 있어서 관련된 공지 기술에 대한 구체적인 설명이 본 명세서에 개시된 실시예의 요지를 흐릴 수 있다고 판단되는 경우 그 상세한 설명을 생략한다. 첨부된 도면은 본 명세서에 개시된 실시예를 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, 등가인 것 내지 대체하는 것을 포함하는 것으로 이해되어야 한다.

[0017] 제1, 제2 등과 같이 서수를 포함하는 용어는 다양한 구성요소들을 설명하는데 사용될 수 있지만, 이러한 용어들은 하나의 구성요소를 다른 구성요소로부터 구별하는 목적으로만 사용되며 해당되는 구성요소들은 이러한 용어들에 의해 한정되지 않는다. 단수의 표현은, 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다.

- [0018] 본 명세서에서 사용된 "포함한다", "구비한다" 또는 "가지다" 등의 용어는 명세서상에 기재된 특징, 단계, 구성요소 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 한정하려는 것으로 이해되어야 하며, 하나 이상의 다른 특징들이나 단계, 구성요소 또는 이들을 조합한 것들이 존재할 또는 부가될 가능성을 배제하려는 것은 아니다.
- [0019] 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "연결" 되어 있거나 "접속" 되어 있다고 설명된 때에는, 그 다른 구성요소에 직접 연결되어 있거나 또는 접속되어 있을 수도 있지만, 중간에 또다른 구성요소가 존재할 수도 있다고 이해되어야 한다. 반면에, 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "직접 연결" 되어 있거나 "직접 접속" 되어 있다고 언급된 때에는, 중간에 다른 구성요소가 존재하지 않는 것으로 이해되어야 한다.
- [0020] 도 1은 본 발명에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정을 나타낸 도면이고, 도 2 내지 도 7는 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정의 시스템 구조 및 시뮬레이션 결과를 나타낸 도면이다.
- [0021] 먼저 본 발명의 쿼드콥터 오토파일럿 시스템은 쿼드콥터를 대상으로하는 플라이트 컨트롤러와 플랜트 모델을 설계하는데, 이때 쿼드콥터를 대상으로 하는 플라이트 컨트롤러와 플랜트 모델은 MATLAB/SIMUNINK 환경을 이용하여 모델기반설계(Model Based Design)로 이루어진다. 여기서 모델기반설계(Model Based Design)는 소프트웨어(SW) 개발 방법론의 일환으로, 제품의 설계나 개발, 제조 유지관리에 이르는 전 과정을 지원한다.
- [0022] 도 1을 참조하여 설명하면 본 발명은 MATLAB/SIMUNINK 환경을 이용한 초기 모델기반설계에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 성능을 검증하기 위하여 비행 컨트롤러와 플랜트 모델을 동일 소프트웨어에서 연결하여 시뮬레이션하는 MIL(Model-in-the-Loop) 단계가 이루어진다(S110).
- [0023] 도 2는 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정 중 MIL(Model-in-the-Loop) 단계의 시스템 구조를 나타낸 도면으로, 플라이트 컨트롤러(10)와 플랜트 모델(20)이 동일 소프트웨어에서 연결됨을 보여주고 있다. MIL(Model-in-the-Loop)은 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계 초기에 오류를 검출하고 수정하는데 용이하다. 도 2를 참조하면, 입력(Inputs)인 시뮬레이션된 웨이포인트(Simulated Waypoints)는 항공기나 드론이 날아가야 할 경로를 시뮬레이션한 데이터를 나타낸다. 각 웨이포인트는 목적지나 특정 지점을 나타내며, 항공기는 이 웨이포인트들을 따라 비행해야 한다. 플라이트 컨트롤러(10)는 Host PC와 연결되어 항공기의 동작을 제어하며, 이를 위해 Host PC와 통신한다. Host PC는 제어 명령 및 데이터를 전송하며, 플라이트 컨트롤러(10)는 이 명령을 바탕으로 항공기를 조종한다. 플랜트 모델(20)은 Host PC와 연결되어 실제 항공기의 동작을 시뮬레이션하는 부분으로, 플라이트 컨트롤러(10)로부터의 입력을 받아 실제 항공기가 어떻게 반응할지를 모델링하고, 이 정보를 다시 Host PC로 전송한다. 도 2의 구조는 MIL 방식의 시뮬레이션을 위한 기본적인 구조이다. MIL은 실제 하드웨어를 사용하기 전에 시스템의 모델만을 사용하여 알고리즘 또는 제어 전략을 검증하는 방법이다. 도 2의 MIL은 플라이트 컨트롤러(10)의 알고리즘이 어떻게 항공기를 제어하는지, 그리고 항공기가 어떻게 반응하는지를 시뮬레이션할 수 있다. 따라서 MIL 접근법은 하드웨어에 손상을 주거나 위험을 초래할 수 있는 초기 테스트나 실험을 안전하게 수행할 수 있게 해준다.
- [0024] 도 3a 및 도 3b는 도 2의 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정 중 MIL(Model-in-the-Loop)의 시뮬레이션 결과를 보여주는 도면으로, 이는 원형 비행 시나리오에 대한 시뮬레이션을 진행했을 때의 자세(attitude)로 도 3a는 롤(Roll) 각도에 대한 결과이고, 도 3b는 피치(Pitch) 각도에 대한 결과이다. 각 그래프는 시간(초)에 따른 각도 응답(rad)의 변화를 나타낸다. 도 3a에서 보이는 롤 각도 응답은 0초부터 약 30초까지의 시간 동안 주기적인 형태로 진동하며, 응답 값은 약 -0.06 rad에서 0.08 rad 사이를 오가는 것을 확인할 수 있다. 도 3b의 피치 각도 응답도 동일한 시간 범위 내에서 주기적인 진동을 보이며, 응답 값은 도 3a와 유사한 범위 내에서 변화한다.
- [0025] 그리고 단계 S110인 MIL(Model-in-the-Loop) 이후에, 단계 S110에서 설계된 플라이트 컨트롤러(10)에 대한 C 코드를 오토 제너레이션하여 호스트 PC에서 오토 제너레이션된 C 코드를 실행하고 이를 플랜트 모델과 연결하여 시뮬레이션하는 SIL(Software-in-the-Loop) 단계가 이루어진다(S120).
- [0026] 도 4는 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정에서의 SIL(Software-in-the-Loop) 시스템의 구성을 보여주고 있다. 도 4를 참조하면, 컨트롤러(10)에 대한 C 코드를 오토 제너레이션하여 호스트 PC(11)에서 오토 제너레이션된 C 코드를 실행하고 이를 플랜트 모델(20)과 연결됨을 보여주고 있다. 입력(Inputs)인 Simulated Waypoints는 원하는 경로나 목표 위치를 시뮬레이션하기 위한 가상의 웨이포인트들이다. 플라이트 컨트롤러(10)는 항공기의 비행을 제어하는 주요 시스템으로 입력된 웨이포인트에 따라 적절한 제어 명령을 생성한다. 그리고 플랜트 모델(20)은 쿼드콥터의 실제 비행 동작을 모사하는 모델로 플라이트 컨트롤

러(10)에서 생성된 제어 명령에 따라 응답한다. C++ EXE on Host PC는 호스트 PC(11)에서 실행되는 실행 파일로 실제 하드웨어의 동작을 모사하거나 연결하는 데 사용될 수 있다. 이렇게 SIL은 전체 시스템의 동작을 시뮬레이션하기 위한 환경이다. 여기서 플라이트 컨트롤러(10)와 플랜트 모델(20) 사이의 상호 작용이 테스트되며, 이를 통해 실제 하드웨어 없이도 시스템의 성능을 평가할 수 있는데, 웨이포인트가 플라이트 컨트롤러(10)로 전달되며, 플라이트 컨트롤러(10)는 이를 기반으로 제어 명령을 생성한다. 그리고 그 다음 제어 명령은 플랜트 모델(20)로 전달되어 해당 모델의 반응을 살펴볼 수 있다. 이 과정은 SIL 환경 내에서 반복적으로 수행되어 시스템의 정확성과 성능을 검증할 수 있다.

[0027] 이어서 단계 S120인 SIL(Software-in-the-Loop) 이후에, 플라이트 컨트롤러에 대한 C 코드를 실제 쿼드콥터에 탑재되는 하드웨어에 배포하여 이 플라이트 컨트롤러의 C 코드가 배포된 하드웨어의 프로세서에서 플랜트 모델과 연결하여 시뮬레이션하는 PIL(Processor-in-the-Loop)단계가 이루어진다(S130).

[0028] 도 5는 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정에서의 PIL 시스템의 구성을 나타낸 도면으로, 플라이트 컨트롤러(10)에 대한 C코드를 실제 쿼드콥터에 탑재되는 하드웨어(30)에 배포하여 플라이트 컨트롤러(10)의 C코드가 배포된 하드웨어(30)의 프로세서에서 플랜트 모델(20)과 연결하여 시뮬레이션하게 됨을 보여주고 있다. 본 발명에서의 하드웨어(30)인 FC(Flight Computer)는 Pixhawk4가 사용되었으나 이로써 한정하지는 않으며, 또 다른 하드웨어를 이용할 수도 있다. 도 5의 PIL 구조에 따른 입력으로의 지상 제어 스테이션(Ground Contrl Station)은 지상에서 쿼드콥터를 제어하는 장치로 실제 비행 정보와 명령을 전송하고 수신한다. 플라이트 컨트롤러(10)는 쿼드콥터의 주요 비행 제어 장치로서, 지상 제어 스테이션에서 받은 명령을 바탕으로 쿼드콥터를 제어하며 모든 비행 알고리즘이 실행된다. 플라이트 컨트롤러(10)는 실제 하드웨어(30)에 배포될 준비가 되면 "Deploy on Hardware" 옵션을 통해 실제 장치에 프로그램을 업로드한다. 플랜트 모델(20)은 쿼드콥터의 물리적 동작을 시뮬레이션하는 모델로 플라이트 컨트롤러(10)가 보내는 제어 신호에 따른 쿼드콥터의 반응을 가상으로 확인할 수 있다. 따라서 PIL(3)은 실제 프로세서에서의 실행을 시뮬레이션하는 시스템으로, 플라이트 컨트롤러(10)의 코드를 실제 하드웨어가 아닌 가상 환경에서 실행하여, 실제 장비에서의 동작을 예측하고 검증하며 쿼드콥터의 오토파일럿 시스템 설계가 실제 환경에서 어떻게 동작할지 예측하고, 필요한 수정 사항을 미리 확인할 수 있다.

[0029] 도 6a 내지 도 6b는 도 4 내지 도 5의 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정 중 SIL(Model-in-the-Loop)과 PIL(Processor-in-the-Loop)의 시뮬레이션 결과를 보여주는 도면이다.

[0030] 도 6a 내지 도 6b는 원형 비행 시나리오에 대한 시뮬레이션을 진행했을 때의 자세(attitude)로 도 6a는 롤(Roll) 각도에 대한 결과이고, 도 6b는 피치(Pitch) 각도에 대한 결과이다. 여기서 가로축(X-axis)은 시간을 나타내며, 대략적으로 0부터 3500까지의 범위를 갖는다. 그리고 세로축(Y-axis)은 각도를 나타내며, 라디안(rad) 단위로 표시되며 값의 범위는 대략 -0.08에서 0.08 사이를 나타낸다. 도면에는 하나의 곡선으로 표시되어 있지만, 두 개의 곡선이 그려지며, 하나는 'simulink'로 표시되고 다른 하나는 'goal'로 표시된다. 'simulink' 곡선은 쿼드콥터의 실제 각도 응답을 나타내며, 'goal' 곡선은 목표 각도 응답을 나타내는데, 대체로 'simulink' 곡선이 'goal' 곡선을 잘 따라가고 있음을 확인할 수 있다. 이는 오토파일럿 시스템이 제대로 작동하고 있음을 나타내는 것이다. 한편 오토파일럿 제어 시스템의 특성, 외부 환경 변화, 센서 노이즈 등 다양한 요인으로 인해 약간의 오차가 발생할 수도 있다. 이와 같이 도 6a와 6b는 쿼드콥터의 오토파일럿 시스템이 목표 각도 응답에 얼마나 잘 맞추는지를 시각적으로 보여주는 결과이다. 이를 통해 시스템의 성능과 안정성을 평가하고, 필요한 경우 추가적인 튜닝이나 최적화를 진행할 수 있다.

[0031] 한편 본 발명은 단계 S130인 PIL(Processor-in-the-Loop) 이후에, 플라이트 컨트롤러의 C 코드가 하드웨어의 프로세서에서 플랜트 모델 대신 리얼 타임 컴퓨터와 연결되어 시뮬레이션하는 HIL(Hardware-in-the-Loop) 단계가 이루어진다(S140).

[0032] 도 7은 도 1에 따른 쿼드콥터 오토파일럿 시스템의 설계에 따른 성능 검증 과정에서의 HIL(Hardware-in-the-Loop) 시스템의 구성도를 나타낸 도면으로, 플라이트 컨트롤러(10)의 C코드가 하드웨어(30)의 프로세서에서 플랜트 모델(20) 대신 리얼 타임 컴퓨터(40)와 연결하여 시뮬레이션하게 됨을 보여주고 있다.

[0033] 도 7을 참조하면, 도 7의 HIL 구조에 따른 입력으로의 지상 제어 스테이션(Ground Contrl Station)은 지상에서 쿼드콥터를 제어하는 장치로 실제 비행 정보와 명령을 전송하고 수신한다. 플라이트 컨트롤러(10)는 실제 플라이트 컨트롤러의 동작을 시뮬레이션하며, 지상 제어 스테이션에서 제공된 입력을 바탕으로 동작한다. 그리고 플랜트 모델(20)은 실제 쿼드콥터의 동작을 모델링하는 부분으로 쿼드콥터의 물리적 특성과 환경 요인을 고려하여 시뮬레이션된다. 따라서 HIL(4)은 실제 하드웨어와 연결된 시뮬레이션 환경으로 실제 하드웨어를 사용하여 테스트

트가 수행된다. Real-Time Simulation and Test(40)는 실시간으로 시뮬레이션 및 테스트가 수행되는 영역으로 실제 비행 상황에서의 쿼드콥터의 반응과 동작을 시뮬레이션한다. 그리고 Deploy on Hardware(30)는 실제 하드웨어에 알고리즘과 제어 로직을 배포하며, 각 구성 요소는 서로 통신하며, 전체 시스템의 성능 검증을 위해 함께 동작한다. 이와 같이 HIL(4)은 실제 환경에서의 비행 전에 알고리즘과 제어 로직의 효율성 및 안정성을 검증하는데 중요한 역할을 한다. 즉 HIL(Hardware-in-the-Loop)은 앞서 설명한 MIL(Model-in-the-Loop), SIL(Software-in-the-Loop), PIL(Processor-in-the-Loop)의 과정에서 발견하지 못한 하드웨어와의 상호 작용등을 검증할 수 있어 오토 파일럿 시스템의 UAV의 안정성과 신뢰성을 증진하는 초점이 될 수 있다. 따라서 본 발명은 쿼드콥터의 구조와 제어 시스템을 개선하여 향상된 비행 성능과 안정성을 제공한다. 그리고 각 프로펠러의 독립적인 제어와 새로운 오토파일럿 알고리즘을 도입해 정밀한 비행 조작이 가능하며, 예기치 않은 상황에도 안전하게 대응할 수 있다. 또한 실제 하드웨어와 연동되는 HIL 시뮬레이션을 통해 다양한 환경과 상황을 재현, 문제점을 미리 파악하고 대응할 수 있어 본 발명의 쿼드콥터가 복잡한 환경에서도 안정적인 비행을 유지하며, 실제 운용 전에 다양한 시나리오에 대비할 수 있게 해준다.

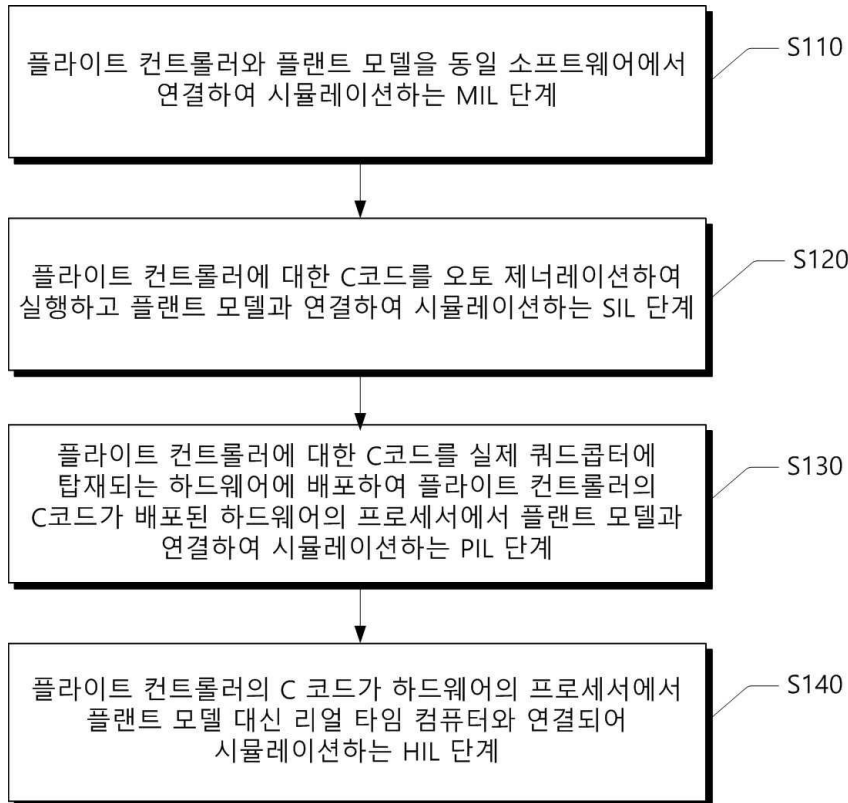
[0034] 이상과 같이, 본 발명은 비록 한정된 실시예와 도면에 의해 설명되었으나, 본 발명은 이것에 의해 한정되지 않으며 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 본 발명의 기술사상과 아래에 기재될 특허 청구범위의 균등범위 내에서 다양한 수정 및 변형이 가능함은 물론이다.

부호의 설명

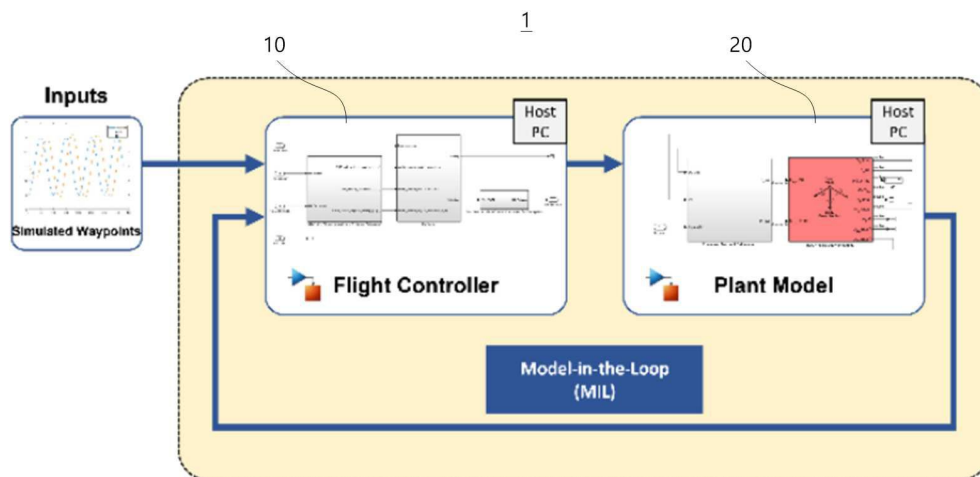
- [0035]
- 1: MIL(Model-in-the-Loop)
 - 2: SIL(Software-in-the-Loop)
 - 3: PIL(Processor-in-the-Loop)
 - 4: HIL(Hardware-in-the-Loop)
 - 10: 플라이트 컨트롤러
 - 20: 플랜트 모델
 - 30; 하드웨어
 - 40: 리얼 타임 컴퓨터

도면

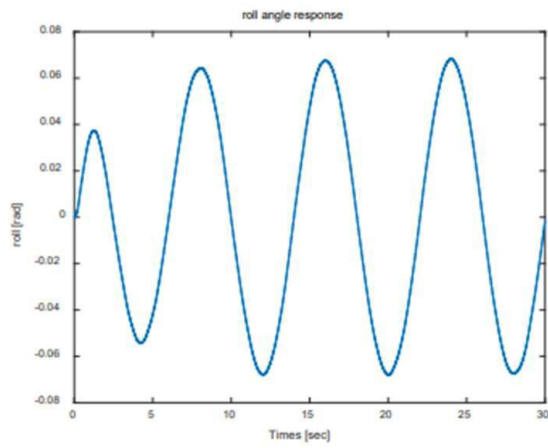
도면1



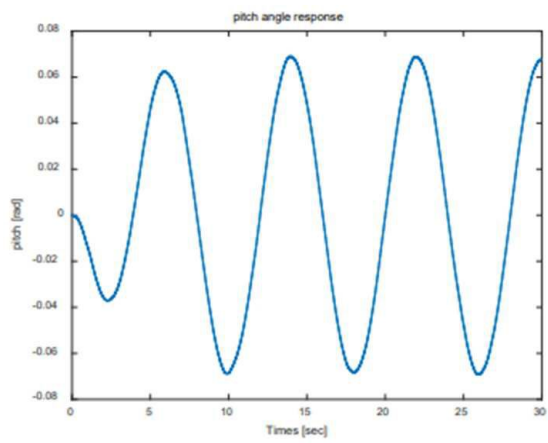
도면2



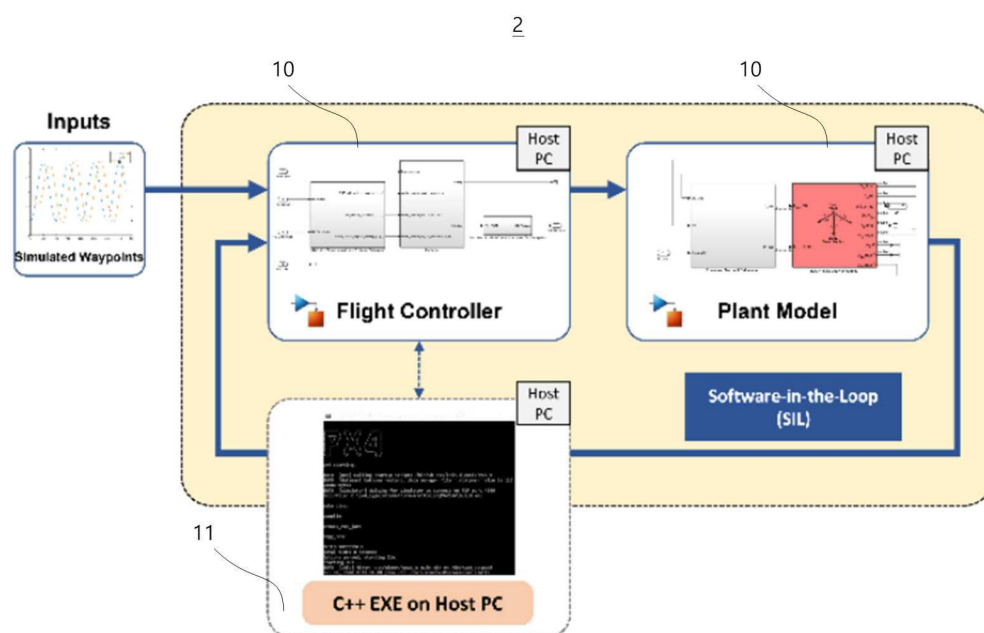
도면3a



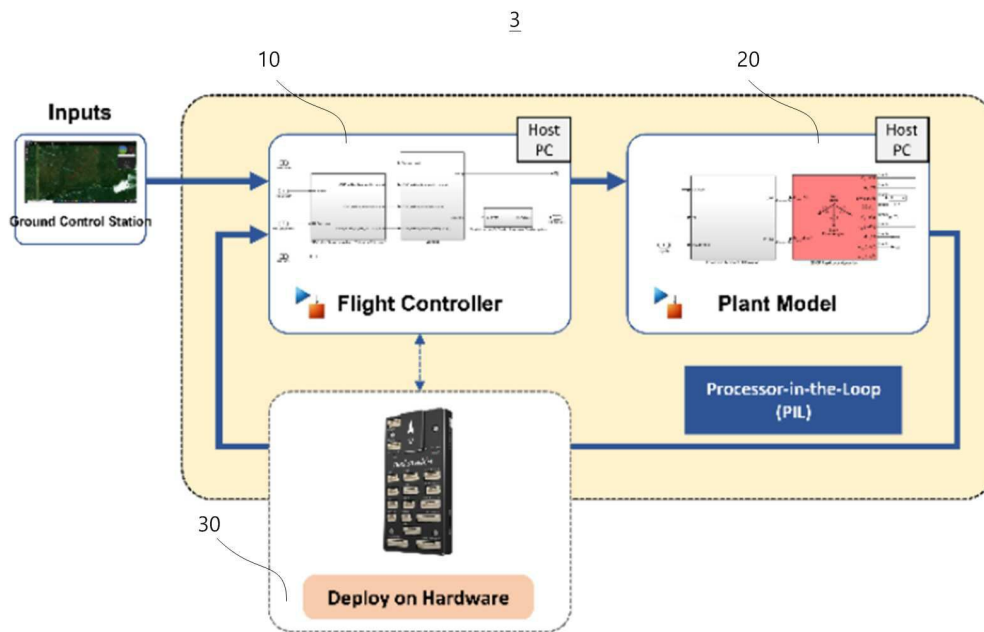
도면3b



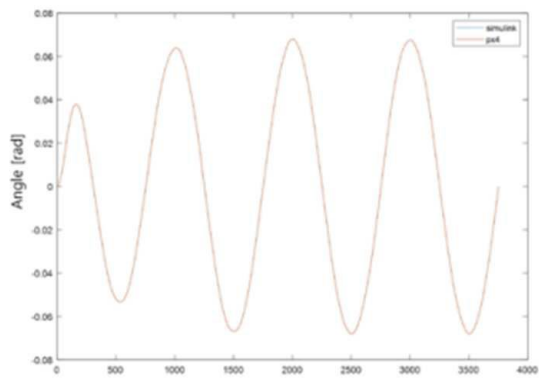
도면4



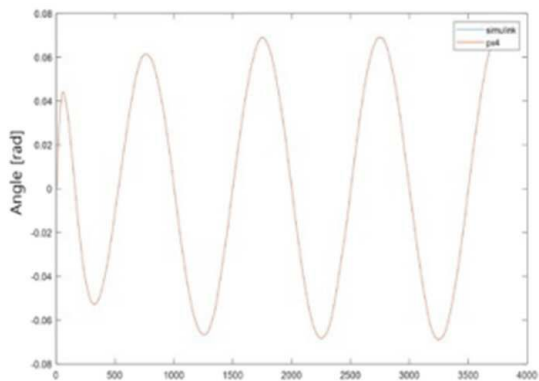
도면5



도면6a



도면6b



도면7

