



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2019년03월05일
 (11) 등록번호 10-1954494
 (24) 등록일자 2019년02월26일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
 G09B 9/28 (2006.01)
 (52) CPC특허분류
 G09B 9/28 (2013.01)
 G09B 9/12 (2013.01)
 (21) 출원번호 10-2016-0093340
 (22) 출원일자 2016년07월22일
 심사청구일자 2016년07월22일
 (65) 공개번호 10-2018-0010746
 (43) 공개일자 2018년01월31일
 (56) 선행기술조사문헌
 US20090208911 A1
 KR1020060004803 A
 KR1020030022591 A
 KR101416824 B1

(73) 특허권자
 세종대학교산학협력단
 서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)
 (72) 발명자
 윤석준
 서울특별시 서초구 신반포로 270, 121동 2902호(반포동, 반포자이아파트)
 쿠파사미 아쇼크
 서울특별시 광진구 동일로46길 21 B01호 (군자동)
 (74) 대리인
 유병욱, 한승범

전체 청구항 수 : 총 9 항

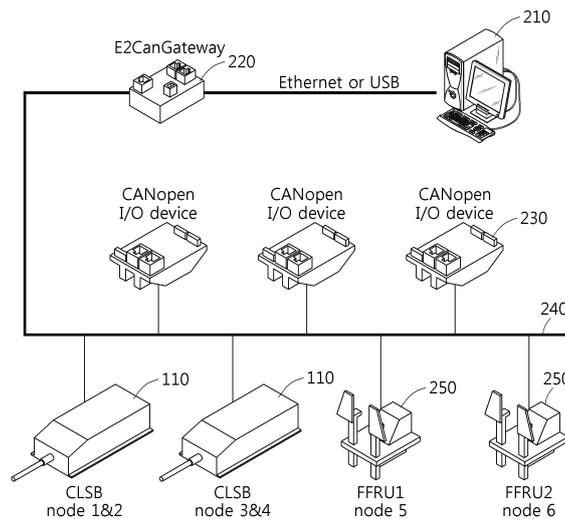
심사관 : 김평수

(54) 발명의 명칭 **사이드 그룹 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법**

(57) 요약

본 발명의 일 실시예에 따른 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은, 사이드 그룹 요크를 구비한 소형항공기의 비행훈련 시뮬레이터용 조종감 생성기의 검증 방법에 있어서, 상기 조종감 생성기의 하드웨어 환경을 설정하는 단계; 상기 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계; 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계; 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계; 상기 조종감 생성기를 디자인하는 단계; 및 비행 시뮬레이션의 결과를 검증하는 단계;를 포함하며, 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계에서는, 비행훈련 시뮬레이터의 자격평가기준(QTG)의 테스트를 수행하도록 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 할 수 있다.

대표도 - 도2



이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 2015MPSS03030010100002015

부처명 국민안전처

연구관리전문기관 한국소방산업기술원

연구사업명 소방안전 및 119 구조, 구급기술 연구 개발사업

연구과제명 재난대응 능력 향상을 위한 구조용 헬기 시뮬레이터 개발

기 여 율 1/1

주관기관 세종대학교 산학협력단

연구기간 2015.06.15 ~ 2017.06.14

공지예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

사이드 그립 요크를 구비한 소형항공기의 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법에 있어서,
 전용 소프트웨어를 이용하여 상기 조종감 생성기의 하드웨어 환경을 설정하는 단계;
 상기 전용 소프트웨어를 이용하여 상기 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계;
 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계;
 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계;
 상기 조종감 생성기를 디자인하는 단계; 및
 비행 시뮬레이션의 결과를 검증하는 단계;를 포함하며,
 상기 조종감 생성기를 디자인하는 단계에서는,
 스프링 상수 및 댐핑 상수를 전달함수의 매개변수로 가지는 이중 적분기 힘 루프 아키텍처를 사용하여 상기 조종감 생성기의 제어 구조를 설계하되, 자격평가기준(QTG)에 따른 테스트를 수행하는 동안 댐핑 상수(ξ)가 $0 \leq \xi < 1$ 의 범위 내에서 부족감쇠 진동하도록 상기 조종감 생성기를 설계하고,
 조종간의 가속도, 속도 및 위치로부터 계산되는 현재 시뮬레이션된 힘(Fsim)과 스텝 힘 입력(step force input)이 되는 측정된 힘(Fmeas) 사이의 차이에서부터 얻어진 오차 힘(Error)을 입력으로 사용하며,
 직선적으로 증가하는 스텝 힘의 변화에 대해서 조종간의 가속도 및 위치가 동시에 변하여 새로운 시뮬레이션된 힘(Fsim) 값이 얻어지고, 상기 오차 힘이 상기 조종감 생성기를 구동하고,
 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계에서는, 상기 조종감 생성기가 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 자격평가기준(QTG)을 충족시키는지 평가 또는 시험하도록 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램에 의해 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 2

제1항에 있어서,
 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계는,
 상기 비행 시뮬레이션 엔진 및 시뮬링크(simulink) 또는 매트랩(matlab)을 포함하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 구동하는 단계;
 유저 데이터그램 프로토콜(UDP)을 체크하는 단계;
 오토파일럿 기능을 사용하여 비행 시뮬레이션의 트림 조건을 설정하는 단계;
 비행 시뮬레이션을 실행하는 단계;
 비행 시뮬레이션의 데이터를 기록하는 단계; 및
 비행 시뮬레이션의 데이터에 대한 허용오차를 확인하는 단계;를 포함하며,
 상기 비행 시뮬레이션의 데이터에 대한 허용오차를 확인하는 단계에서는, FAA 14 CFR Part 60에 규정된 힘의 한계치를 만족하는지 여부를 판단하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 조종감 생성기의 하드웨어 환경을 설정하는 단계에서는, 호스트 컴퓨터와 상기 조종감 생성기를 연결하는 캔 버스(CAN bus) 라인을 마련하고, 상기 호스트 컴퓨터와 상기 조종감 생성기 사이에 게이트웨이를 더 마련하며, 상기 캔 버스 라인 상에 위치하는 상기 게이트웨이와 상기 호스트 컴퓨터를 연결하는 이더넷 또는 범용직렬 버스(USB)를 마련하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계에서는, 상기 캔 버스 라인에 형성된 6개의 노드 중 제1 내지 제4 노드에 상기 조종감 생성기의 사이드 그립 요크를 연결하고, 제5 및 제6 노드에 러더 페달(rudder pedal)을 연결하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 5

제4항에 있어서,

상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계에서는, 롤/피치/요축 각각에 대해서 독립적으로 힘을 설정하되, 롤/피치/요축 각각에 대해서 정적인 힘 또는 동적인 힘을 설정하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 6

제4항에 있어서,

상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계에서는, 항공기의 지시대기속도와 힘의 관계를 고려하여 각 축에 대한 힘을 설정하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계에서는, 상기 지시대기속도를 제외한 나머지 모든 값이 정적인 경우에는 정적인 힘 인자(static force factor)를 사용하고, 플라이-바이-와이어(fly-by-wire) 또는 유압으로 제어되는 항공기에 대한 영향을 줄이기 위한 경우에는 동적인 힘 인자(dynamic force factor)를 사용하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 8

제2항에 있어서,

상기 유저 데이터그램 프로토콜(UDP)을 체크하는 단계에서는, 유저 데이터그램 프로토콜 또는 TCP/IP에 의해서 상기 비행 시뮬레이션 엔진과, 시뮬링크 또는 매트랩을 포함하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 연

결하는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 9

제2항 내지 제8항 중 어느 한 항에 있어서,

상기 비행 시뮬레이션의 결과를 검증하는 단계에서는, 비행 시뮬레이션 엔진과 인터페이스된 상기 조종감 생성기로부터 얻은 결과와 시뮬링크 모델로부터 얻은 결과를 비교하고, 에일러런, 엘리베이터 및 러더를 포함하는 조종면에 대한 시뮬레이션 결과를 그래프로 나타내는 것을 특징으로 하는 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법.

청구항 10

삭제

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 사이드 요크 조종장치를 장착한 소형항공기(예, 사이러스 SR-20)에 대한 "나"급 비행훈련장치의 조종감 생성기의 자격인증방법 내지 검증방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 항공기 시뮬레이터는 막대한 비용과 위험이 함께 수반되는 실제 비행에 앞서, 실제 상황과 거의 유사한 비행환경을 지상에서 경험할 수 있도록 하여 개발에 따른 위험 요소를 사전에 제거하고, 비행훈련을 효율적으로 실시하기 위한 지상시험 평가 및 훈련 장비이다.

[0003] 항공기의 비행운동 특성을 지상에서 실제와 유사하게 시뮬레이션 하기 위해서는 실제 비행 상황에서 조종사가 느끼는 조종간 반력을 시뮬레이터 내에서 정밀하게 재현시켜야 한다. 이러한 조종간 반력 재현 장치를 조종감 생성기(Control Loading System, CLS)라고 한다.

[0004] 초기의 조종감 생성기 제작 기술은 유압 액츄에이터와 아날로그 제어장치를 사용하였다. 그러나, 1980년대 중반부터는 아날로그 제어장치를 디지털화하였고, 1990년대 초반부터는 전자식 비행조종장치의 출현에 따른 액티브 스틱(Active Stick) 기능 구현 및 장비의 유지/보수 간편성을 위해 조종감 생성기가 유압 시스템에서 고회전 전기모터를 채용한 전기모터시스템으로 변화하는 추세이다.

[0005] 조종감 생성기는 실제 항공기 시스템에 존재하는 극미한 마찰을 제외하고, 마찰을 실제와 비슷한 "느낌(feel)"을 제공해야 한다. 조종감 생성기는 조종사 조종에 대응하는 힘을 나타내는 전기 신호를 생성하며 조종사의 힘 신호를 피드백하고, 필요한 힘 신호와 비교한다. 시뮬레이터에서 구현하기 위해 요구되는 힘과 조종사의 힘 사이 차이에 대응하는 신호는 제어의 적절한 부하를 얻기 위해 생성된다.

[0006] 한편, 비행훈련장치의 인증을 위해서 요구되는 시험평가서인 자격평가기준(QTG: Qualification Test Guide)은 새로운 비행 시뮬레이터 또는 시뮬레이션 기술이 특정 국가 또는 기관의 규정 수준을 만족하는지 검증하기 위한 가이드인데, 새로운 비행훈련장치 즉, 비행 시뮬레이터가 사용되기 위해서는 자격테스트가이드에서 요구하는 수준의 테스트 항목을 만족시켜야 한다.

[0007] 특히, 사이러스(Cirrus) SR-20과 같이 사이드 요크 그립 형태의 조종간(control column)을 구비한 소형항공기용 비행훈련장치의 조종감 생성기에 대하여 미국연방항공국(Federal Aviation Administration, FAA)에서 요구하는 FAA 14 CFR(Code of Federal Regulations) Part 60의 Level 5 FTD(Flight Training Device) 자격평가기준(QTG)의 평가기준을 만족시키는 소형항공기용 비행훈련장치의 조종감 생성기는 없는 실정이다.

[0008] 또한, X-plane이 FTD 또는 FFS(Full Flight Simulator)의 비행 시뮬레이션 엔진으로 적용될 때 FAA에서 요구하는 시험평가서인 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 FTD 자격평가기준(QTG)을 생성할 수 있는 방법도 없는 실정이다.

[0009] 따라서, 본 출원인은, 상기와 같이 한계를 극복하기 위해서 FAA Level 5에 규정된 시험평가서인 자격평가기준(QTG)을 만족시키는 FTD급 소형항공기의 사이드 요크용 조종감 생성기의 검증 방법을 제안하게 되었으며, 종래 기술과 관련된 참고문헌으로는 한국공개특허 제10-2003-0022591호의 '시뮬레이션 장치의 반력제어 시스템'이 있다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0010] 본 발명은 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여 제안된 것으로, FAA Level 5에서 요구하는 시험평가서인 자격평가기준(QTG)을 생성하고 만족시키는 FTD급 소형항공기의 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법을 제공한다.

[0011] 본 발명은 비행 시뮬레이션 엔진으로 X-Plane이 FTD나 FFS(Full Flight Simulator)에 적용될 때 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 FTD 자격평가기준(QTG)을 평가하는 Matlab/Simulink 기반의 소프트웨어 평가 방법을 제공한다.

[0012] 본 발명에 따른 소형항공기의 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은 FAA 14 CFR Part 60의 허용오차 한계를 만족하는 자격평가기준(QTG)의 자격 생성 절차를 제공할 수 있다.

과제의 해결 수단

[0013] 상기한 바와 같은 과제를 달성하기 위한 본 발명의 일 실시예에 따른 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은, 사이드 그립 요크를 구비한 소형항공기의 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법에 있어서, 전용 소프트웨어를 이용하여 상기 조종감 생성기의 하드웨어 환경을 설정하는 단계; 상기 전용 소프트웨어를 이용하여 상기 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계; 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계; 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계; 상기 조종감 생성기를 디자인 하는 단계; 및 비행 시뮬레이션의 결과를 검증하는 단계;를 포함하며, 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계에서는, 상기 조종감 생성기가 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 자격평가기준(QTG)을 충족시키는지 평가 또는 시험하도록 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램에 의해 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 할 수 있다.

[0014] 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계는, 상기 비행 시뮬레이션 엔진 및 시뮬링크(Simulink) 또는 매트랩(Matlab)을 포함하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 구동하는 단계; 유저 데이터그램 프로토콜(UDP)을 체크하는 단계; 오토파일럿 기능을 사용하여 비행 시뮬레이션의 트립 조건을 설정하는 단계; 비행 시뮬레이션을 실행하는 단계; 비행 시뮬레이션의 데이터를 기록하는 단계; 및 비행 시뮬레이션의 데이터에 대한 허용오차를 확인하는 단계;를 포함하며, 상기 비행 시뮬레이션의 데이터에 대한 허용오차를 확인하는 단계에서는, FAA 14 CFR Part 60에 규정된 힘의 한계치를 만족하는지 여부를 판단할 수 있다.

[0015] 상기 조종감 생성기의 하드웨어 환경을 설정하는 단계에서는, 호스트 컴퓨터와 상기 조종감 생성기를 연결하는 캔 버스(CAN bus) 라인을 마련하고, 상기 호스트 컴퓨터와 상기 조종감 생성기 사이에 게이트웨이를 더 마련하며, 상기 캔 버스 라인 상에 위치하는 상기 게이트웨이와 상기 호스트 컴퓨터를 연결하는 이더넷 또는 범용직렬 버스(USB)를 마련할 수 있다.

[0016] 상기 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계에서는, 상기 캔 버스 라인에 형성된 6개의 노드 중 제1 내지 제4 노드에 상기 조종감 생성기의 사이드 그립 요크를 연결하고, 제5 및 제6 노드에 러더 페달(rudder pedal)을 연결할 수 있다.

[0017] 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계에서는, 롤/피치/요축 각각에 대해서 독립적으로 힘을 설정하되, 롤/피치/요축 각각에 대해서 정적인 힘 또는 동적인 힘을 설정할 수 있다.

[0018] 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계에서는, 항공기의 지시대기속도와 힘의 관계를 고려하여 각 축에 대한 힘을 설정할 수 있다.

[0019] 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계에서는, 상기 지시대기속도를 제외한 나머지 모든 값이 정적인 경우에는 정적인 힘 인자(static force factor)를 사용하고, 플라이-바이-와이어(fly-by-wire) 또는 유압으로 제어되는 항공기에 대한 영향을 줄이기 위한 경우에는 동적인 힘 인자(dynamic force

factor)를 사용할 수 있다.

- [0020] 상기 유저 데이터그램 프로토콜(UDP)을 체크하는 단계에서는, 유저 데이터그램 프로토콜 또는 TCP/IP에 의해서 상기 비행 시뮬레이션 엔진과, 시뮬링크 또는 매트랩을 포함하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 연결할 수 있다.
- [0021] 상기 조종감 생성기를 디자인하는 단계에서는, 스프링 상수 및 댐핑 상수를 전달함수의 매개변수로 가지는 이중 적분기 힘 루프 아키텍처를 사용하여 상기 조종감 생성기의 제어 구조를 설계할 수 있다.
- [0022] 상기 조종감 생성기를 디자인하는 단계에서는, 조종간의 가속도, 속도 및 위치로부터 계산되는 현재 시뮬레이션 된 힘(Fsim)과 측정된 힘(Fmeas) 사이의 차이에서부터 얻어진 오차 힘(Ferror)를 입력으로 사용할 수 있다.

발명의 효과

- [0023] 본 발명에 따른 소형항공기의 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 FTD 자격평가기준(QTG)을 생성하고 만족시킬 수 있다.
- [0024] 본 발명에 따른 소형항공기의 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은 X-Plane 이 FTD나 FFS(Full Flight Simulator)의 비행 시뮬레이션 엔진으로 적용될 때 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5에서 요구하는 자격평가기준(QTG)을 평가하는 방법을 제공할 수 있다.
- [0025] 본 발명에 따른 소형항공기의 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은 시뮬레이터의 사이드 요크용 건 그림이 실 항공기 건 그림과 동일한 느낌을 주고, 항공기 동역학을 만족하는 시뮬레이터를 제공할 수 있다.

도면의 간단한 설명

- [0026] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기를 도시한 도면이다.
- 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기를 포함한 비행훈련장치의 구성을 도시한 도면이다.
- 도 3 및 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기의 검증 방법을 설명하기 위한 순서도이다.
- 도 5 내지 도 7은 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진의 연결에 사용되는 소프트웨어의 화면을 캡처한 도면이다.
- 도 8 및 도 9는 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기에 대해서 조종력을 설정하는데 사용되는 소프트웨어의 화면을 캡처한 도면이다.
- 도 10은 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기를 포함한 비행훈련장치를 보여주는 도면이다.
- 도 11은 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진의 인터페이스에 사용되는 소프트웨어의 구성을 도시한 도면이다.
- 도 12 내지 도 14는 본 발명의 일 실시예에 따른 조종감 생성기의 시험평가 검증 결과를 보여주는 그래프이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0027] 이하에서, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명에 따른 실시예들을 상세하게 설명한다. 그러나, 본 발명이 실시예들에 의해 제한되거나 한정되는 것은 아니다. 각 도면에 제시된 동일한 참조 부호는 동일한 부재를 나타낸다.
- [0028] 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행훈련장치(100)는 조종감 생성기(110), 조종감 생성기(110)에 일단이 연결되는 샤프트(130) 및 샤프트(130)의 타단에 연결되는 사이드 요크 그림(120)을 포함할 수 있다.
- [0029] 사이드 요크 타입의 그림(120)은 사이러스(Cirrus) SR-20과 같은 소형 고정익 소형항공기에 적용되는 조종간(control column)이다.
- [0030] 본 발명은 사이드 요크 타입의 그림(120)이 장착된 소형 항공기의 비행훈련장치(100)에 포함된 조종감 생성기(110)가 미국연방항공국(FAA)에서 요구하는 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 FTD 자격평가기준(QTG)을 만족시키는 검증 절차에 관한 것이다.
- [0031] 비행훈련장치가 승인을 얻기 위해서는 [표 1]에 언급된 시험 항목들이 만족되어야 하는데, FAA 14 CFR Part 60

의 Level 5 FTD 자격평가기준(QTG)에 기재되어 있는 선택 가능한 데이터(alternative data source)와 시뮬레이션 결과를 비교하여 만족해야 한다.

표 1

QPS (QUALIFICATION PERFORMANCE STANDARD) TEST LIST		
No.	Description	Test result
PERFORMANCE		
CLIMB		
1.c.1	Normal climb all engines operating	◆
ENGINES		
1.f.1	Engines acceleration	◆
1.f.2	Engines deceleration	◆
HANDLING QUALITIES		
STATIC CONTROL CHECKS		
2.a.1.b	Pitch control position vs. force	◆
2.a.2.b	Roll control position vs. force	◆
2.a.3.b	Rudder control position vs. force	◆
LONGITUDINAL		
2.c.1	Power change force	◆
2.c.2	Flap/slat change force	◆
2.c.4	Gear change force	◆
2.c.5	Longitudinal trim	◆
2.c.7	Longitudinal static stability	◆
2.c.8	Stall warning	◆
2.c.9	Phugoid dynamics	◆
LATERAL - DIRECTIONAL		
2.d.2	Roll response	◆
2.d.4.b	Spiral stability	◆
2.d.6.b	Rudder response	◆
2.d.8	Steady state sideslip	◆
Flight training device (FTD) system response time		
6.a.1	Latency	◆
6.a.2	Transport delay	◆

[0032]

QPS (QUALIFICATION PERFORMANCE STANDARD) TEST LIST

[0033]

본 발명에 따른 소형항공기의 사이드 그립 요크를 구비한 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은, FAA 14 CFR Part 60를 만족시킬 수 있는 사이드 요크 그립(120)용 조종감 생성기(110)의 검증 방법에 관한 것이다.

[0034]

도 10에는 사이드 요크 타입 그립(120)이 장착된 소형항공기용 비행훈련장치의 모습이 개략적으로 도시되어 있다. 도 10을 참조하면, 사이드 요크 타입 그립(120)은 왼쪽 좌석을 사용하는 주조종사가 왼손으로 잡을 수 있도록 마련되고, 오른쪽 좌석을 사용하는 학생조종사가 오른손으로 잡을 수 있도록 마련된다.

[0035]

비행훈련장치(100)의 하부에는 각 조종사가 러더(rudder)를 제어하는데 사용되는 러더 페달(250)이 마련될 수 있다.

[0036]

사이드 요크 타입 그립(120)을 이용하여 비행훈련을 하는 조종사는 조종감 생성기(110)에 의해서 실제 항공기의 그립과 거의 동일한 조종감(control feel)을 느낄 수 있다. 조종감 생성기(110)는 조타 반력장치 또는 조종감 제시기 또는 조종간 조종력 재현 장치 등으로 불리기도 한다.

[0037]

본 발명에 따른 조종감 생성기(110)는 사이드 요크 타입 그립(120)을 이용하여 비행훈련을 하는 조종사에게 실제 비행기를 조종하는 것과 동일한 느낌을 주도록 설계되며, 질량(mass), 스프링(spring) 및 댐퍼(damper)로 모델링 될 수 있다. 또한, 본 발명에 따른 조종감 생성기(110)는 역전 가능(reversible) 비행조종시스템을 시뮬레

이선하는 역전 가능 조종감 생성기인 것이 바람직하다.

- [0038] 도 2를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행훈련장치(100)는 호스트 컴퓨터(210), 호스트 컴퓨터(210)에 연결된 캔 버스 라인(CAN bus line, 240)을 포함할 수 있다. 캔 버스 라인(240)의 중단에는 게이트웨이(220)가 마련될 수 있다.
- [0039] 게이트웨이(220)는 E2CanGateway로 마련될 수 있고, 게이트웨이(220)는 이더넷(Ethernet) 또는 범용직렬버스(USB)에 의해서 호스트 컴퓨터(210)와 연결될 수 있다.
- [0040] 게이트웨이(220)에 연결된 캔 버스 라인(240)에는 6개의 노드(node)가 마련될 수 있다. 상기 캔 버스 라인(240)에 형성된 6개의 노드 중 제1 내지 제4 노드에는 상기 조종감 생성기(110)의 사이드 그룹 요크(120)를 연결하고, 제5 및 제6 노드에 러더 페달(rudder pedal, 250)을 연결할 수 있다.
- [0041] 도 2를 참조하면, 캔 버스 라인(240)에는 캔오픈 디바이스(230, CANopen device)가 연결될 수 있다. 캔오픈 디바이스(230)는 플러그인(plug-in) 형태로 마련되어 캔 버스 라인(240)에 연결될 수 있다.
- [0042] 도시하지는 않았으나, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행훈련장치(100)는 조종감 생성기(110)와 연결되는 비행 시뮬레이션 엔진(즉, 비행 시뮬레이션 소프트웨어 내지 프로그램), 그리고 조종감 생성기(110)와 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스(interfacing)하는 인터페이스 프로그램을 포함할 수 있다.
- [0043] 이하에서는 본 발명의 일 실시예에 따른 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법에 대해서 설명한다.
- [0044] 도 3을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법은, 사이드 그룹 요크(120)를 구비한 소형항공기의 비행훈련 시뮬레이터용 조종감 생성기(110)의 검증 방법에 있어서, 상기 조종감 생성기(110)의 하드웨어 환경을 설정하는 단계(1200); 상기 조종감 생성기(110)와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계(1300); 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력(control forces)을 설정하는 단계(1400); 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계(1600); 상기 조종감 생성기(110)를 디자인하는 단계(1700); 및 비행 시뮬레이션의 결과를 검증하는 단계(1800);를 포함할 수 있다.
- [0045] 여기서, 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계(1600)에서는, 비행훈련장치(시뮬레이터)의 자격평가기준(QTG)의 테스트를 수행하도록 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 할 수 있다.
- [0046] 조종감 생성기(110)의 하드웨어 환경을 설정하기(1200) 전에 조종감 생성기(110)를 마련하는 단계(1100)가 필요하다. 본 발명에서는 사이드 요크 타입 그룹(120)을 구비한 소형항공기의 완벽한 조종감을 시뮬레이션하기 위해서 Brunner's Elektronik AG[®] 에서 제조한 하드웨어 조종감 생성기(hardware control loader)를 마련한다.
- [0047] 상기 조종감 생성기(110)의 하드웨어 환경을 설정하는 단계(1200)에서는, 전용 소프트웨어인 CLS2SIM을 사용하여 조종감 생성기(110)의 환경을 설정할 수 있다. 또한, 단계 1200에서는, 호스트 컴퓨터(210)와 상기 조종감 생성기(110)를 연결하는 캔 버스(CAN bus) 라인(240)을 마련하고, 상기 호스트 컴퓨터(210)와 상기 조종감 생성기(110) 사이에 게이트웨이(220)를 더 마련하며, 상기 캔 버스 라인(240) 상에 위치하는 상기 게이트웨이(220)와 상기 호스트 컴퓨터(210)를 연결하는 이더넷 또는 범용직렬버스(USB)를 마련할 수 있다.
- [0048] 상기 조종감 생성기(110)와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계(1300)에서는 CLS2SIM 소프트웨어를 사용하여 조종감 생성기(110)의 설정을 수행할 수 있다. 여기서, CLS2SIM 소프트웨어는 조종감 생성기(110)와 비행 시뮬레이션 엔진 사이에서 TCP/IP 또는 USB 인터페이스와의 연결을 간편하게 할 수 있다. 또한, CLS2SIM 소프트웨어는 오토파일럿(autopilot) 기능 및 트림 기능(trim function)을 지원할 수 있다.
- [0049] 상기 조종감 생성기와 비행 시뮬레이션 엔진을 연결하는 단계(1300)에서는, 상기 캔 버스 라인(240)에 형성된 6개의 노드 중 제1 내지 제4 노드에 상기 조종감 생성기(110)의 사이드 그룹 요크(120)를 연결하고, 제5 및 제6 노드에 러더 페달(250, rudder pedal)을 연결할 수 있다. 이와 같이, 게이트웨이(220)를 경유하여 이더넷 또는 USB에 의해 호스트 컴퓨터(210)에 연결되는 캔 버스 라인(240)에는 6개의 노드가 마련될 수 있다. 그리고, 총 3개의 축 즉, 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw) 축이 있게 된다.
- [0050] 조종감 생성기(110)의 설정이 완료되면 도 5에 도시된 메인창(main window)가 화면에 나타난다. 도 5에 도시된 화면은 CLS2SIM 설정 및 프로파일 관리자(profile manager)를 보여준다.
- [0051] 하드웨어 즉, 조종감 생성기(110)와 비행 시뮬레이션 엔진의 연결 설정을 수행한 후에, 사용자는 도 5에 도시된 화면의 연결 버튼(connect button)을 클릭하여 조종감 생성기(110)를 비행 시뮬레이션 엔진에 연결할 수 있다

(1300). 만약 연결하는 과정에 오류가 발생하는 도 5에 도시된 화면의 하단부에 표시될 수 있다.

- [0052] 조종감 생성기(110)의 연결이 성공하면 도 6에 도시된 화면이 생성된다. 도 6은 조종감 생성기(110)의 연결 상태를 보여 주는 메인창을 나타낸다. 도 6에 도시된 바와 같이, 조종감 생성기(110)는 CLS 디바이스에 연결되는 경우에만 활성화되고, 구분되는 색으로 표시하여 초기화 또는 연결이 완료된 경우를 알려 줄 수 있다.
- [0053] 도 7에는 캔오픈 커맨더 소프트웨어(CANopen Commander software)를 보여 주는 화면이 도시되어 있다. 캔오픈 커맨더 소프트웨어를 이용하여 복잡한 캔오픈 디바이스(CANopen device)의 설정을 할 수 있다. 도 2에 도시된 바와 같이 다양한 플러그 인(plugin) 타입의 캔오픈 디바이스(230)가 사용될 수 있고 이러한 캔오픈 디바이스를 이용하여 빠르고 쉬운 매개변수화(parameterization)를 할 수 있다. 캔오픈 커맨더 소프트웨어를 사용하여 플러그 인 디바이스를 선택적으로 유연하게 추가할 수 있다. 또한, 도 2에 도시된 바와 같이, 캔 네트워크(CAN network)는 이더넷 또는 USB를 경유하여 외부 게이트웨이(220)와 접근할 수 있다.
- [0054] 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계(1400)에서는, 도 8 및 도 9에 도시된 화면을 이용하여 힘을 설정할 수 있다. 각각의 축 즉, 롤/피치/요축에 대해서 별개의 화면이 나타나며, 별개의 화면을 이용하여 각 축에 대한 힘을 설정할 수 있다.
- [0055] 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계(1400)에서는, 롤/피치/요축 각각에 대해서 독립적으로 힘을 설정하게 된다. 이 때, 롤/피치/요축 각각에 대해서 독립적인 힘의 설정은 동시에 이루어지는 것이 바람직하다.
- [0056] 3축에 대해서 힘을 설정할 때, 롤:피치:요축에 대한 힘의 비(ratio)가 1:2:4가 되도록 설정하는 것이 바람직하다. 이러한 비율이 되도록 3축에 대해서 힘을 설정함으로써, 비행훈련장치를 사용하는 조종사는 가장 편안한 조종감을 느낄 수 있다.
- [0057] 도 8에 도시된 바와 같이, 숫자 1 내지 9의 옆에 표시된 네모칸에 힘 프로파일 값(force profile value)을 입력할 수 있다. 입력되는 힘 프로파일 값은 조종사에 의해서 기대되는 조종감에 따라 점차적으로 커지는 값을 가지는 것이 바람직하다. 만약 조종감이 강하면 값은 커져야 하고, 조종감이 약한 경우 값은 1이 될 수 있다.
- [0058] 도 8에 도시된 힘 인자 탭(force factor tab)은 힘과 항공기의 지시대기속도(IAS; indicated airspeed) 사이의 관계와 관련이 있다. 이와 같이, 상기 조종감 생성기(110)의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계(1400)에서는, 항공기의 지시대기속도와 힘의 관계를 고려하여 각 축에 대한 힘을 설정할 수 있다. 경우에 따라서는 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계(1400) 이후에 힘과 지시대기속도의 관계를 고려하는 단계(1500)가 별도로 수행될 수도 있다.
- [0059] 수동으로 제어되는 모든 항공기에 있어서, 제어의 강도(stiffness)는 지시대기속도의 제곱의 함수로 증가한다. 예를 들면, 항공기 실속(stall)의 경우에 제어는 느슨한 반면 초과금지속도(Vne; never exceed speed)에서 제어는 강하고 많은 저항을 가하게 된다.
- [0060] 유압, 플라이-바이-와이어(fly-by-wire) 및 다른 보조 메커니즘을 가지는 항공기는 시스템에 미리 구현되어 있는 조종감을 가질 수 있지만, 제어에 대한 속도의 영향이 줄어드는 것이 전형적이다.
- [0061] 힘 인자의 표준 계산 결과에 만족하는 경우에는 도 9의 "정적 힘 인자 사용(Use static Force Factor)"를 클릭하면 된다. 여기서, 정적 힘 인자(static force factor)는 지시대기속도를 제외한 모든 값들이 정적인 것을 의미하고, 그에 따라서 힘이 속도의 제곱으로 급격히 증가할 수 있다. 도 9를 참조하면, 정적 힘 인자의 사용은 슬라이더(slider) 또는 텍스트 상자를 통해 설정할 수 있다.
- [0062] 한편, 동적 힘 인자(dynamic force factor)는 지시대기속도와 힘 사이의 관계에 대한 보다 많은 제어를 할 수 있다. 동적 힘 인자는 다른 속도에 대해서 변할 수 있다. 동적 힘 인자는 플라이-바이-와이어 또는 유압의 의해 제어되는 항공기에 대한 영향을 줄이는데 사용될 수 있고, 정확한 시뮬레이션이 필요한 경우에는 항공기에 대한 영향을 증가시키는데 사용될 수 있다.
- [0063] 이와 같이, 상기 조종감 생성기의 롤/피치/요축 각각에 대해서 조종력을 설정하는 단계(1400)에서는, 상기 지시대기속도를 제외한 나머지 모든 값이 정적인 경우에는 정적 힘 인자(static force factor)를 사용하고, 플라이-바이-와이어(fly-by-wire) 또는 유압으로 제어되는 항공기에 대한 영향을 줄이기 위한 경우에는 동적 힘 인자(dynamic force factor)를 사용할 수 있다.
- [0064] 동적 힘 인자를 사용하고자 한다면, 각 힘 인자의 값에 대한 조종감이 어떠한지 느끼기 위해 처음에는 정적 힘

인자를 사용하도록 설정하는 것이 유용하다. 힘 인자 값이 클수록 적은 힘이 가해진다. 또한, 힘은 인자 값의 제공으로 변하기 때문에 아주 작은 범위의 인자 값들이 큰 힘의 차이를 만들 수 있다.

- [0065] 이와 같이, 3축에 대한 힘을 설정한 이후에는 비행 시뮬레이션 엔진과 인터페이스 하는 과정이 수행될 수 있다.
- [0066] 한편, 자격평가기준(QTG)의 모든 시험 항목들을 시험하기 위해서 좋은 비행 시뮬레이션 엔진을 선택하는 것이 필요하다.
- [0067] 본 발명에 있어서, 조종감 생성기(110)와 연결되는 비행 시뮬레이션 엔진 즉, 비행 시뮬레이션 소프트웨어로는 마이크로소프트사(Microsoft)에서 만든 X-Plane[®]을 사용한다.
- [0068] 도 10은 사이러스(Cirrus) SR-20용 비행훈련장치(시뮬레이터)의 세팅이 완료된 비행 데크(flight deck)를 개략적으로 보여주는 도면이다. 세팅이 완료된 비행훈련장치는 비행 시뮬레이션 엔진 뿐만 아니라 자격평가기준(QTG) 테스트 및 처리 자격을 수행하기 위해 인터페이스 하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 포함하여 구성될 수 있다. 여기서, 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램에는 매트랩(Matlab[®]) 또는 시뮬링크(Simulink)가 포함될 수 있다.
- [0069] 이하에서는, 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램으로 매트랩(Matlab[®]) 또는 시뮬링크(Simulink)가 사용되는 경우에 대해서 설명하지만, 매트랩(Matlab[®]) 또는 시뮬링크(Simulink)는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램의 예시에 불과한 것임을 밝혀둔다.
- [0070] 도 4를 참조하면, 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계(1600)는, 비행 시뮬레이션 엔진 및 시뮬링크(Simulink) 또는 매트랩(Matlab)을 포함하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 구동하는 단계(1610); 유저 데이터그램 프로토콜(UDP)을 체크하는 단계(1620); 오토파일럿 기능을 사용하여 트림 조건을 설정하는 단계(1630); 비행 시뮬레이션을 실행하는 단계(1640); 비행 시뮬레이션의 데이터를 기록하는 단계(1650); 및 비행 시뮬레이션의 데이터에 대한 허용오차를 확인하는 단계(1660);를 포함할 수 있다. 또한, 허용오차를 확인하는 단계(1660) 이후에 비행 시뮬레이션 결과를 저장하고 이를 나타내는 그래프를 생성하는 단계(1670)를 더 포함할 수 있다.
- [0071] 상기 비행 시뮬레이션 엔진 및 시뮬링크(Simulink) 또는 매트랩(Matlab)을 포함하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 구동하는 단계(1610)에서는, 비행 시뮬레이션 엔진 및 매트랩/시뮬링크를 ON하는 과정이다.
- [0072] 상기 유저 데이터그램 프로토콜(UDP; User Datagram Protocol)을 체크하는 단계(1620)에서는, 유저 데이터그램 프로토콜 또는 TCP/IP에 의해서 상기 비행 시뮬레이션 엔진과, 시뮬링크 또는 매트랩을 포함하는 인터페이스 툴 내지 인터페이스 프로그램을 연결할 수 있다.
- [0073] 비행 시뮬레이션 엔진(즉, X-Plane[®])과 시뮬링크(Simulink) 사이의 인터페이스는 유저 데이터그램 프로토콜 또는 TCP/IP에 의해서 이루어질 수 있다. 컴퓨터 사용에 의해 낮은 지연율(low latency rate)을 가지는 유저 데이터그램 프로토콜 또는 TCP/IP 프로토콜을 통한 통신은 신뢰성이 매우 높다.
- [0074] 상기 비행 시뮬레이션 엔진을 인터페이스 하는 단계(1600)를 수행한 이후에는 시뮬링크(Simulink)를 사용하여 조종감 생성기(110)를 디자인(설계)하는 과정을 수행하게 된다.
- [0075] 조종감 생성기(110)를 질량, 스프링 및 댐퍼로 모델링하고, 스프링 상수 및 댐핑 상수로써 피드백 경로에 놓이는 전달함수 매개변수들을 가지는 이중 적분기 방법 힘 루프 아키텍처(double integrator method force loop architecture)를 사용함으로써 조종감 생성기(110)의 제어 구조를 설계될 수 있다.
- [0076] 이와 같이, 상기 조종감 생성기를 디자인하는 단계(1700)에서는, 스프링 상수 및 댐핑 상수를 전달함수의 매개변수로 가지는 이중 적분기 힘 루프 아키텍처를 사용하여 상기 조종감 생성기(110)의 제어 구조를 설계할 수 있다.
- [0077] 도 11을 참조하면, 조종감 생성기(110)의 설계에 사용되는 제어 루프는 2개의 적분기(integrator1,2)를 포함하며 스프링 상수(Spring Constant)와 댐핑 상수(Damping Constant)가 매개변수로써 입력됨을 알 수 있다.
- [0078] 조종감 생성기(110)는, 자격평가기준(QTG)에 따른 테스트를 수행하는 동안 댐핑 상수(ξ)가 $0 \leq \xi < 1$ 의 범위 내에서 부족감쇠 진동(underdamped oscillation)하도록 설계될 수 있다. 전달함수(transfer function)는 [수학식 1]과 같이 표현되고, 2차 질량-스프링-댐퍼 시스템으로 불릴 수 있다.

수학식 1

$$\frac{X(s)}{F(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2}$$

[0079]

[0080] [수학식 1]에서, ω_n 은 부족감쇠 고유진동수(rad/s), ξ 는 댐핑 상수이다.

[0081]

또한, 상기 조종감 생성기를 디자인하는 단계(1700)에서는, 조종간의 가속도, 속도 및 위치로부터 계산되는 현재 시뮬레이션된 힘(Fsim)과 측정된 힘(Fmeas) 사이의 차이에서부터 얻어진 오차 힘(Error)을 입력으로 사용할 수 있다. 입력되는 힘(input force)은, 조종간(control column)의 가속도(\ddot{x}_p), 속도(\dot{x}_p) 및 위치(x_p)로부터 계산되는 현재 시뮬레이션되는 힘(Fsim)과 스텝 힘 입력(step force input)이 되는 측정된 힘(Fmeas) 사이의 차이에서부터 얻어지는 오차 힘(Error)이다. 여기서, 스텝 힘(step force)은 항공기의 조종면(control surface)에 대해서 부드러운 변형(deflection)을 얻기 위해서 직선적으로 증가된다. 스텝 힘의 값 변화 각각에 대해서 가속도 및 위치가 동시에 변하고 새로운 Fsim 값이 얻어진다. 최종적으로 오차 힘(Error)이 조종감 생성기를 구동하게 되는데, 조종간 위치의 출력값이 비행 시뮬레이션 엔진 X-plane에 입력으로 보내지고, X-plane은 엘리베이터(elevator), 에일러런(aileron) 및 러더(rudder)와 같은 조종면을 변형하게 된다.

[0082]

상기 [수학식 1]은 힘 방정식(force equation)을 얻기 위해서 하기 [수학식 2] 내지 [수학식 4]와 같이 단순화 될 수 있다.

수학식 2

$$\frac{X(s)}{F(s)} = \frac{1}{\frac{s^2}{\omega_n^2} + \frac{2\xi s}{\omega_n} + 1}$$

[0083]

수학식 3

$$\frac{X(s)}{F(s)} = \frac{1}{ms^2 + cs + k}$$

[0084]

수학식 4

$$F(s) = mX(s)s^2 + cX(s)s + kX(s)$$

[0085]

[0086] [수학식 4]에서, m은 조종감 생성기의 질량(kg), c는 댐핑 계수(Ns/m), k는 스프링 강성(N/m)이다.

[0087]

상기에서 설명한 과정들을 수행한 후에는 시뮬레이션 결과를 검증하여 FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 FTD 자격 평가기준(QTG)을 만족하는지 검증하는 단계가 수행된다. 이를 위해, 상기 비행 시뮬레이션의 결과를 검증하는 단계(1800)에서는, 비행 시뮬레이션 엔진과 인터페이스된 상기 조종감 생성기로부터 얻은 결과와, 시뮬링크 모델로부터 얻은 결과를 비교하고, 에일러런, 엘리베이터 및 러더를 포함하는 조종면에 대한 시뮬레이션 결과를 그래프로 나타낼 수 있다.

[0088] 검증은 조종감 생성기를 포함하는 하드웨어 및 비행 시뮬레이션 엔진을 포함하는 소프트웨어 설정 결과를 비교함으로써 수행될 수 있다. 하드웨어 결과는 비행 시뮬레이션 엔진(X-plane)과의 인터페이스에 의한 조종감 생성기로부터 얻어진다. 조종간을 움직이기 위해서 얼마나 많은 힘이 필요한지 비교하고, 그 결과를 그래프로 나타낸다. 소프트웨어 결과에 대해서도 동일한 방식으로 수행된다.

[0089] 소프트웨어 설정 결과(software configuration results)는 도 11에 도시된 시뮬링크(Simulink) 모델로부터 얻을 수 있다. 도 11을 참조하면, 상기에서 설명한 바와 같이, 조종감 생성기(110)를 제어하는 부분이 도시되어 있고, 사이드 요크 타입 그룹(120)과 조종감 생성기(110)의 출력이 UDP를 사용하여 비행 시뮬레이션 엔진(X-plane, 도 11의 300 참조)에 입력 데이터로 보내지고, 최종적으로 비행 시뮬레이션 엔진의 출력에 의해 조종면들이 제어된다.

[0090] 한편, 상기 비행 시뮬레이션의 데이터에 대한 허용오차를 확인하는 단계(1660)에서는, FAA 14 CFR Part 60에 규정된 힘의 한계치를 만족하는지 여부를 판단할 수 있다.

[0091] 검증 결과, 에일러런, 엘리베이터 및 러더에 대한 검증 결과가 그래프로 보여지고, 하기 [표 2]와 같이 결과가 표시된다. [표 2]에는 FAA 14 CFR Part 60에 언급된 허용오차(tolerance) 및 힘의 한계치(breakout force limits)도 표시되어 있다.

표 2

Pitch control position vs force	FAR breakout tolerance	±2 lbs
	Hardware breakout tolerance	±0.31 lbs
Roll control position vs force	FAR breakout tolerance	±2 lbs
	Hardware breakout tolerance	±0.082 lbs
Yaw control position vs force	FAR breakout tolerance	±5 lbs
	Hardware breakout tolerance	±5 lbs

[0092]

[0093] 시뮬레이션 결과 검증을 위해서, 항공기에 순응하는 비행훈련장치의 조종간 위치와 조종간에 걸리는 힘을 비교해 보았다. 이를 위해, 힘 게이지(force gauge)를 사용하여 조종 변형(control deflection)에 필요한 힘을 측정했다. 조종간을 앞으로 완전히 천천히 밀고, 그 다음에는 조종간을 뒤쪽으로 천천히 당기고, 그 다음에는 조종간을 중립으로 위치시킨다. 이러한 과정을 거친 후에 CLM2SIM 소프트웨어에서 얻어진 값들을 모두 기록하고 그래프로 나타내는데, 도 12는 그래프로 나타난 결과이다.

[0094] 도 12를 참조하면, 조종간 위치와 조종간 힘에 대한 결과가 그래프로 표현되어 있다. 조종간 위치와 조종간 힘에 대한 피치(Pitch) 제어 결과가 하드웨어 측면의 결과와 소프트웨어 측면의 결과가 거의 일치함을 보여준다.

[0095] 도 13은 바퀴(wheel) 위치와 바퀴에 걸리는 힘에 대한 결과를 그래프로 표현한 것인데, 도 13을 참조하면 바퀴(wheel) 위치와 바퀴에 걸리는 힘에 대한 롤(Roll) 제어 결과가 하드웨어 측면의 결과와 소프트웨어 측면의 결과가 거의 일치함을 알 수 있다.

[0096] 도 14는 러더 페달의 위치와 러더 페달에 걸리는 힘에 대한 결과를 그래프로 표현한 것인데, 도 14를 참조하면 러더 페달의 위치와 러더 페달에 걸리는 힘에 대한 요(Yaw) 제어 결과가 하드웨어 측면의 결과와 소프트웨어 측면의 결과가 유사함을 알 수 있다.

[0097] 상기에서 설명한 바와 같이, 본 발명에 따른 사이드 요크 그룹이 장착된 소형항공기의 비행훈련장치용 조종감 생성기의 검증 방법에서 제안된 자격평가기준(QTG)을 평가하는 방법은, FAA 14 CFR Part 60의 Level 5 FTD 자격평가기준(QTG)을 만족시키는 고정익 소형항공기용 비행훈련장치(simulator)의 평가 및 검증 과정에 유용하게 사

용될 수 있다.

[0099]

이상과 같이 본 발명의 일 실시예에서는 구체적인 구성 요소 등과 같은 특정 사항들과 한정된 실시예 및 도면에 의해 설명되었으나 이는 본 발명의 보다 전반적인 이해를 돕기 위해서 제공된 것일 뿐, 본 발명은 상기의 실시예에 한정되는 것은 아니며, 본 발명이 속하는 분야에서 통상적인 지식을 가진 자라면 이러한 기재로부터 다양한 수정 및 변형이 가능하다. 따라서, 본 발명의 사상은 설명된 실시예에 국한되어 정해져서는 아니 되며, 후술하는 특허청구범위뿐 아니라 이 특허청구범위와 균등하거나 등가적 변형이 있는 모든 것들은 본 발명 사상의 범주에 속한다고 할 것이다.

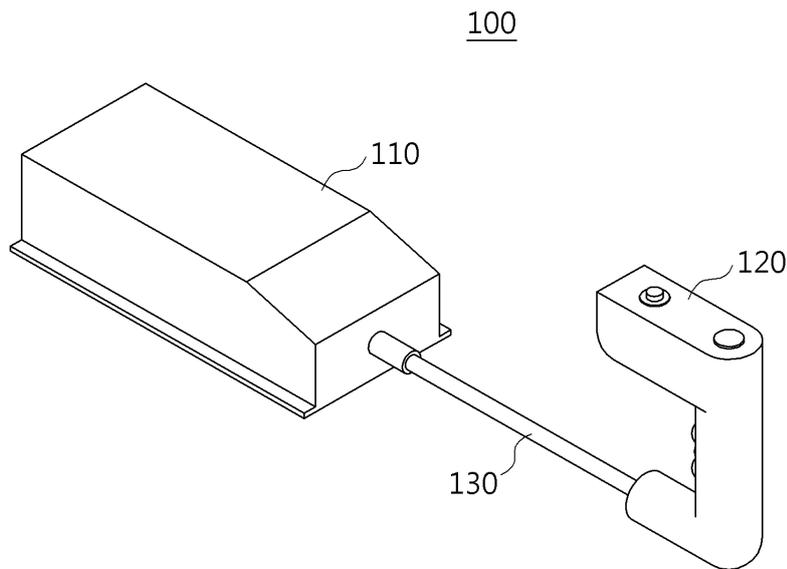
부호의 설명

[0100]

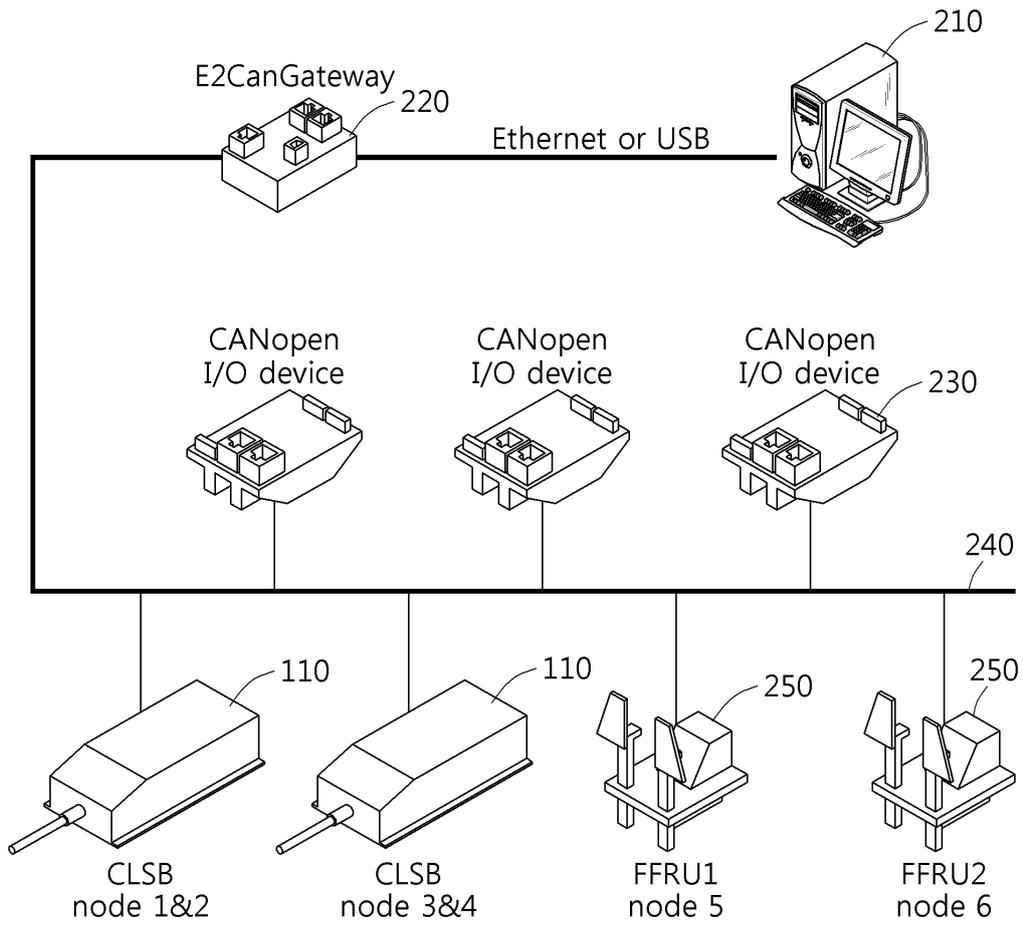
- 100: 비행훈련장치
- 110: 조종감 생성기
- 120: 사이드 요크 그룹
- 130: 샤프트
- 210: 호스트 컴퓨터
- 220: 게이트웨이
- 230: 캔오픈 디바이스
- 240: 캔 버스 라인
- 250: 러더 페달

도면

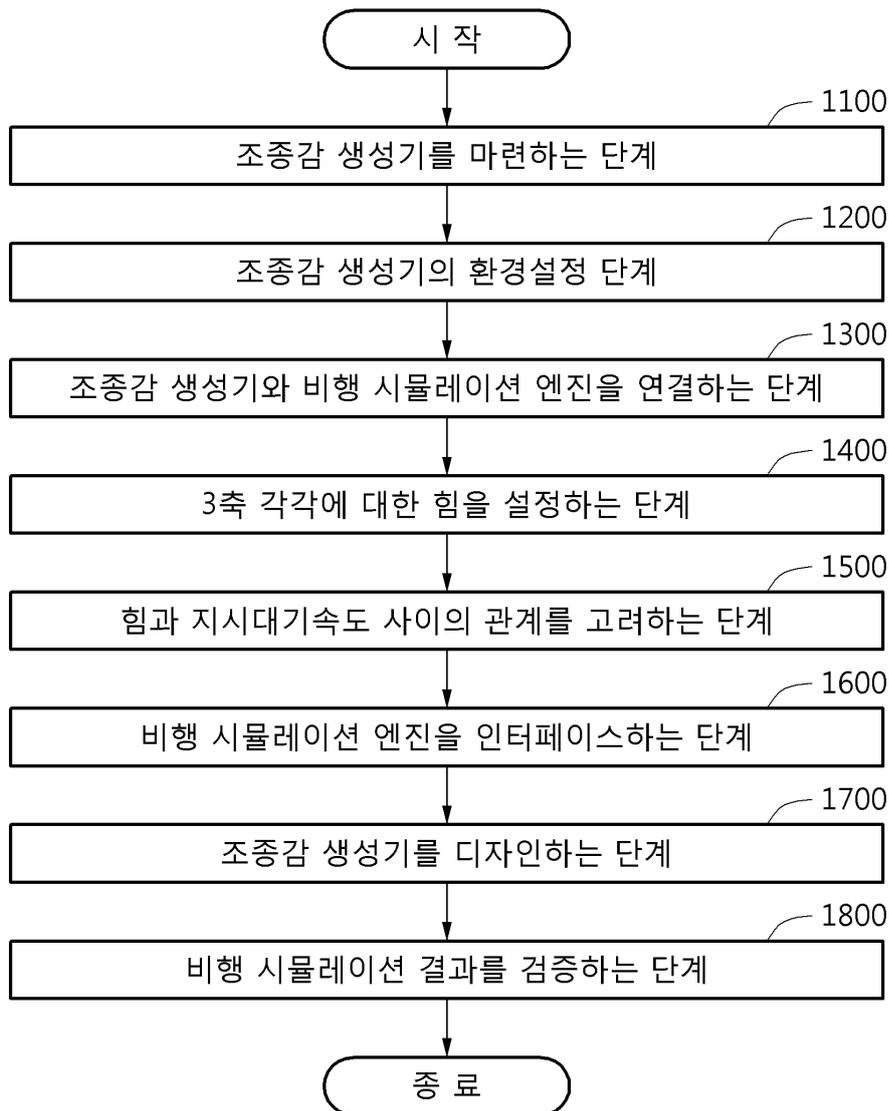
도면1



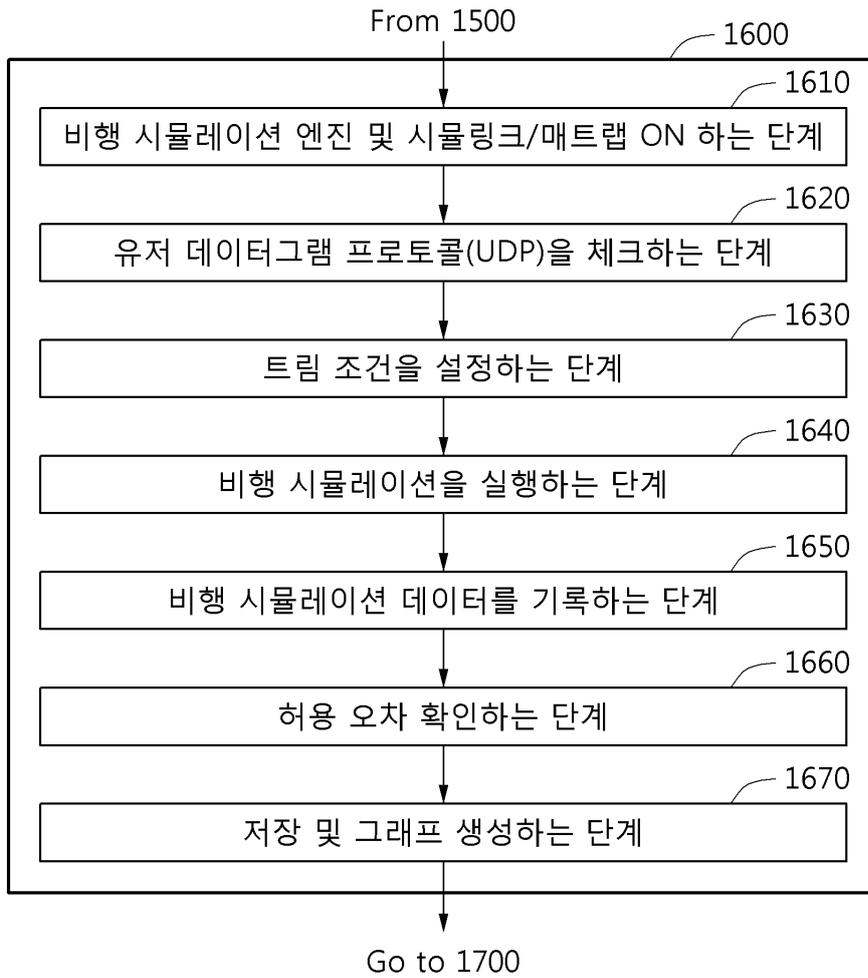
도면2



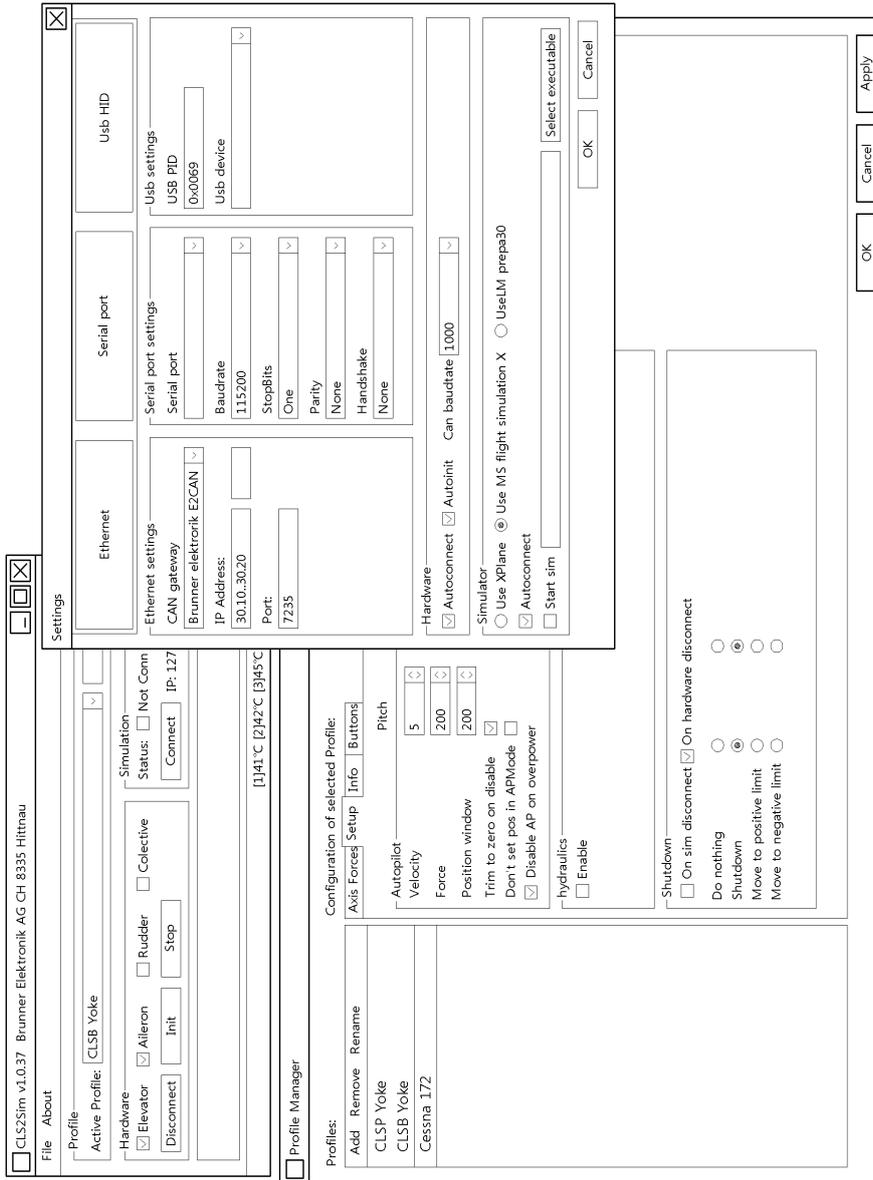
도면3



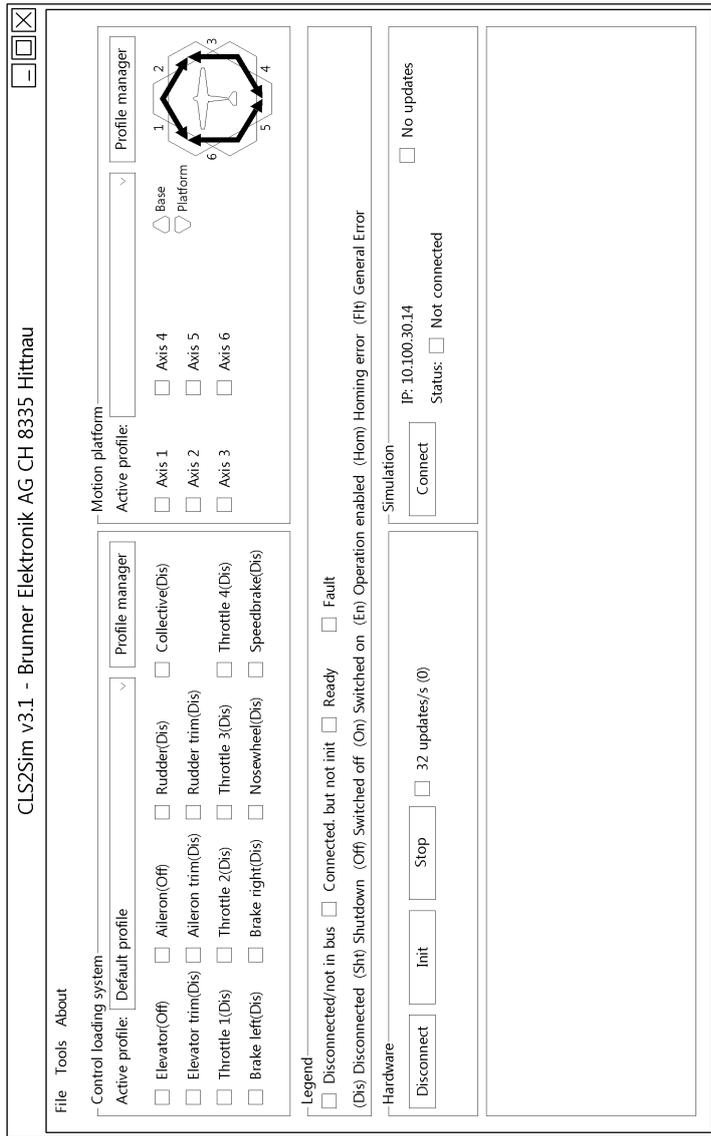
도면4



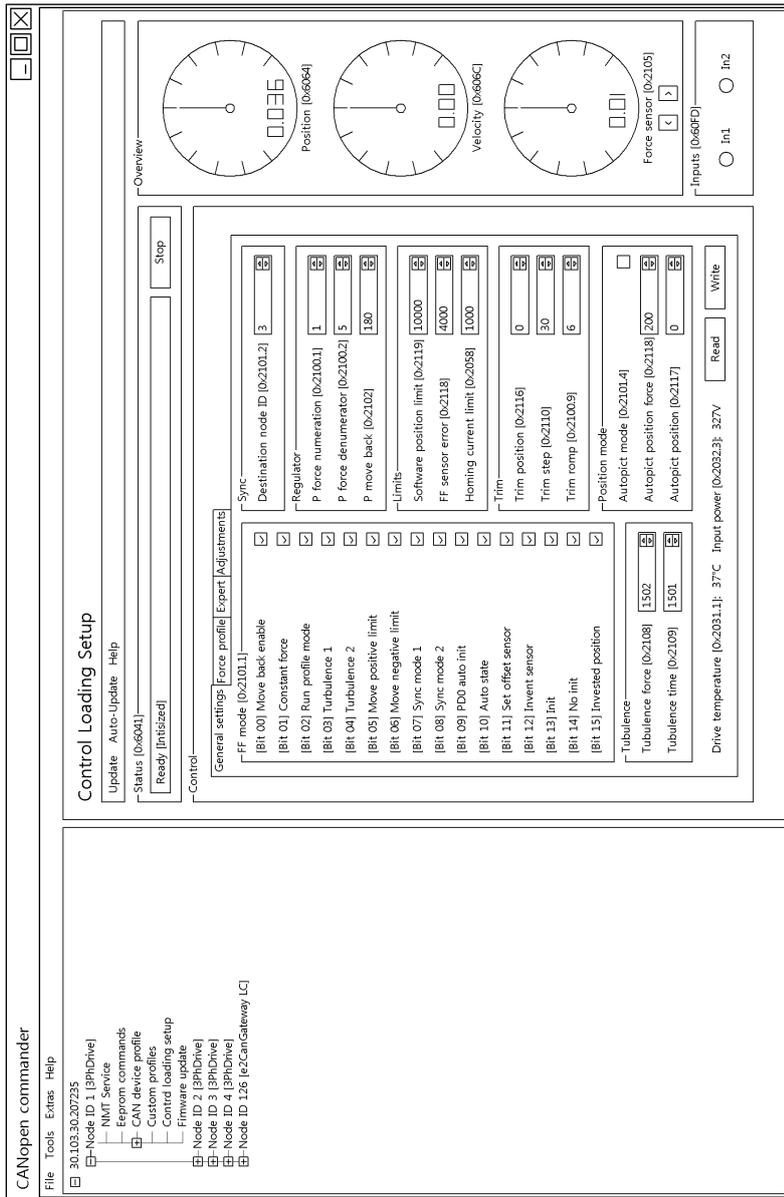
도면5



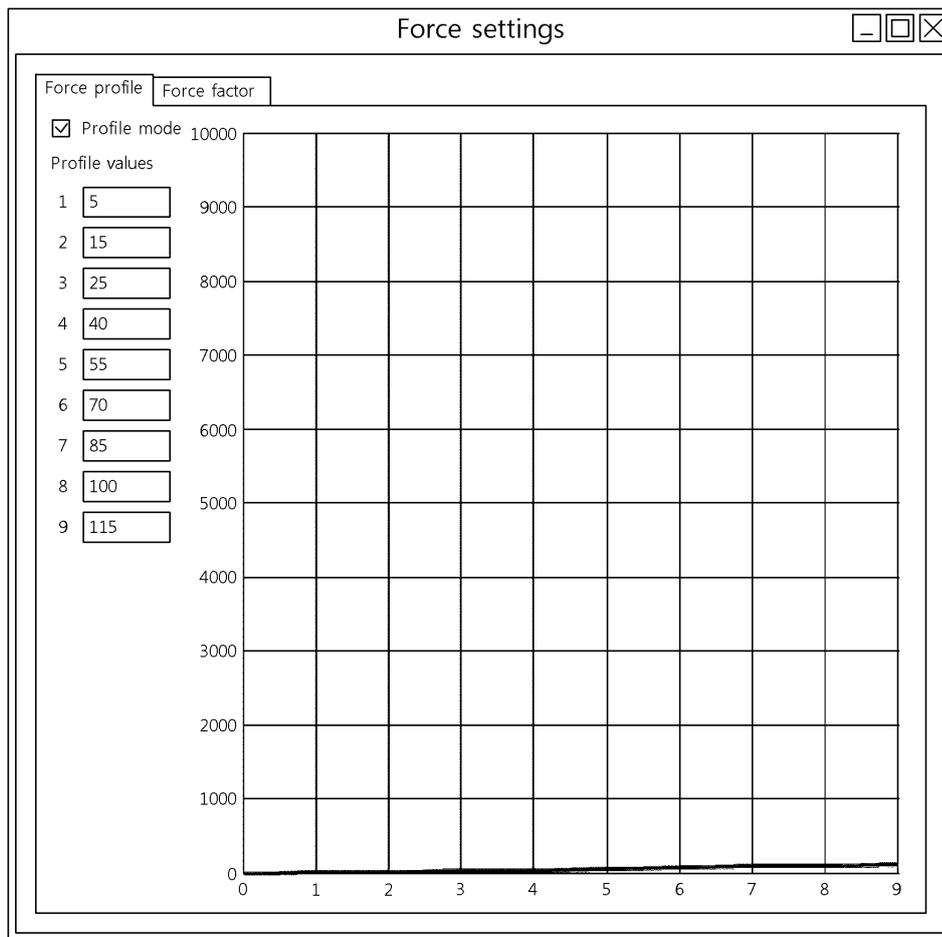
도면6



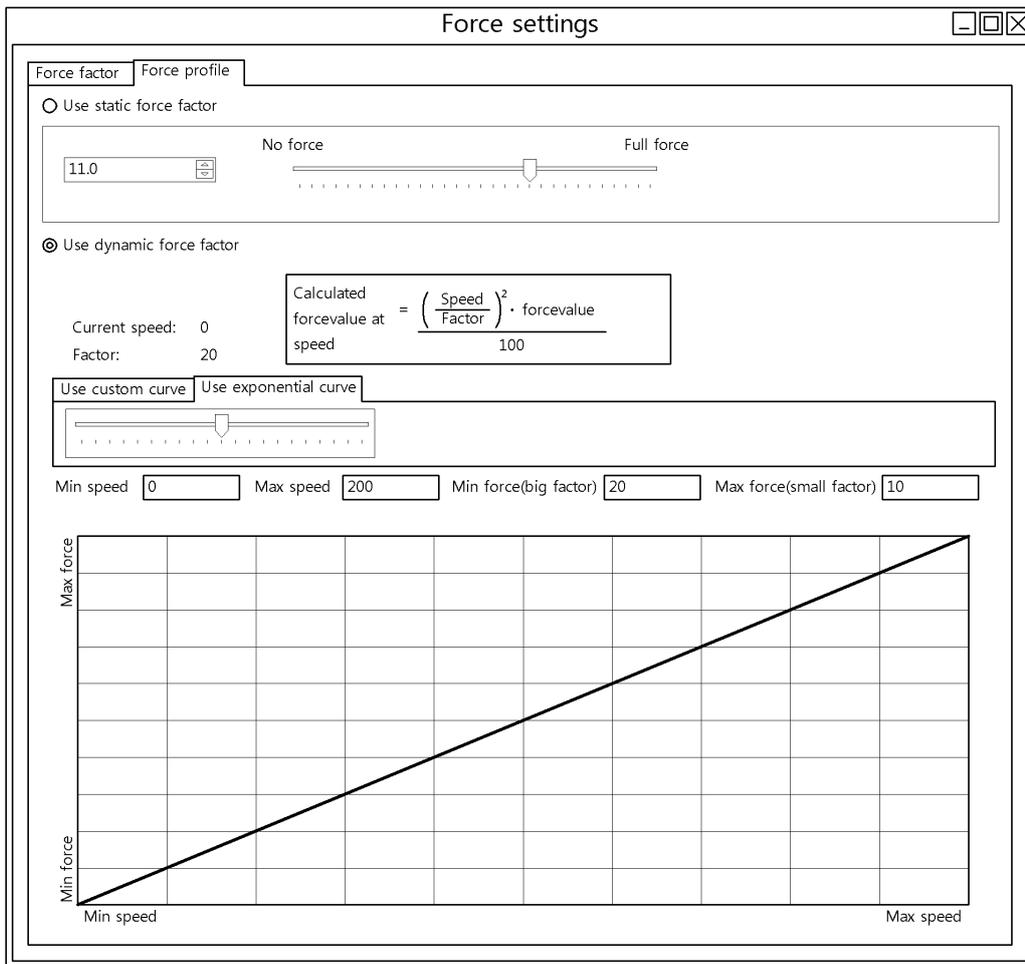
도면7



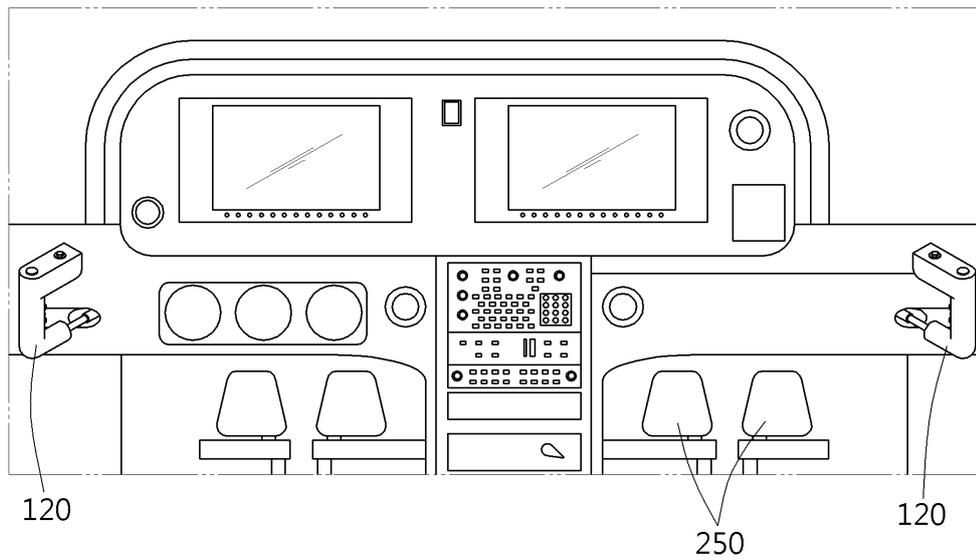
도면8



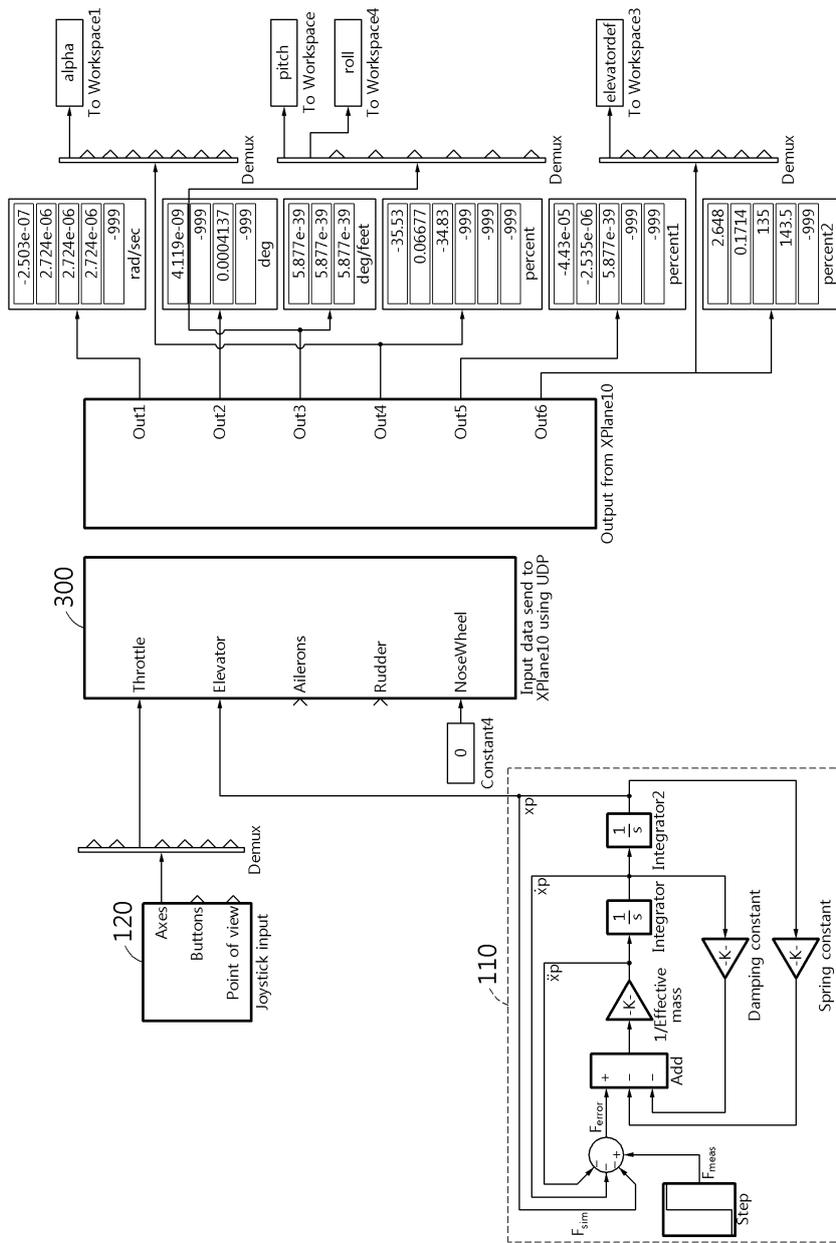
도면9



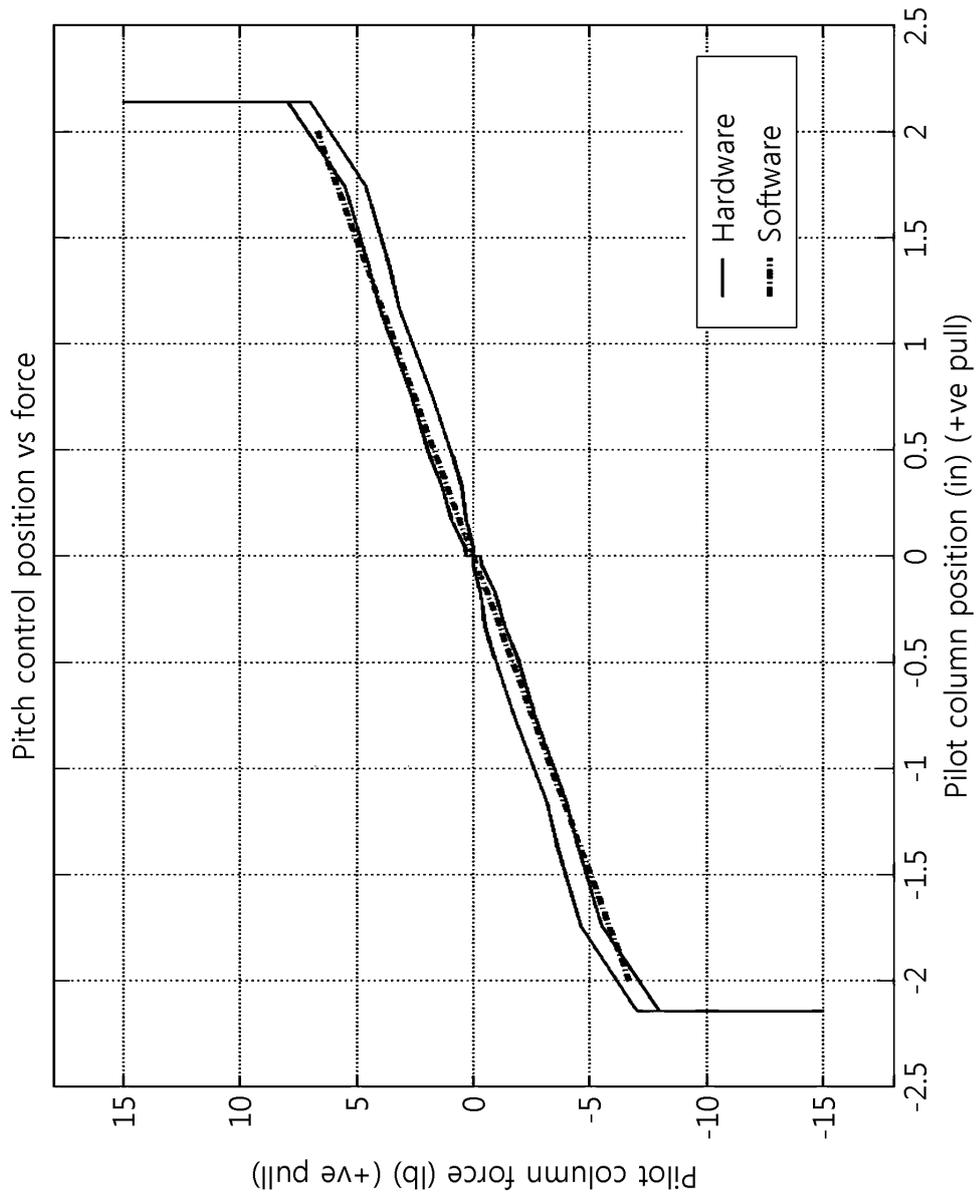
도면10



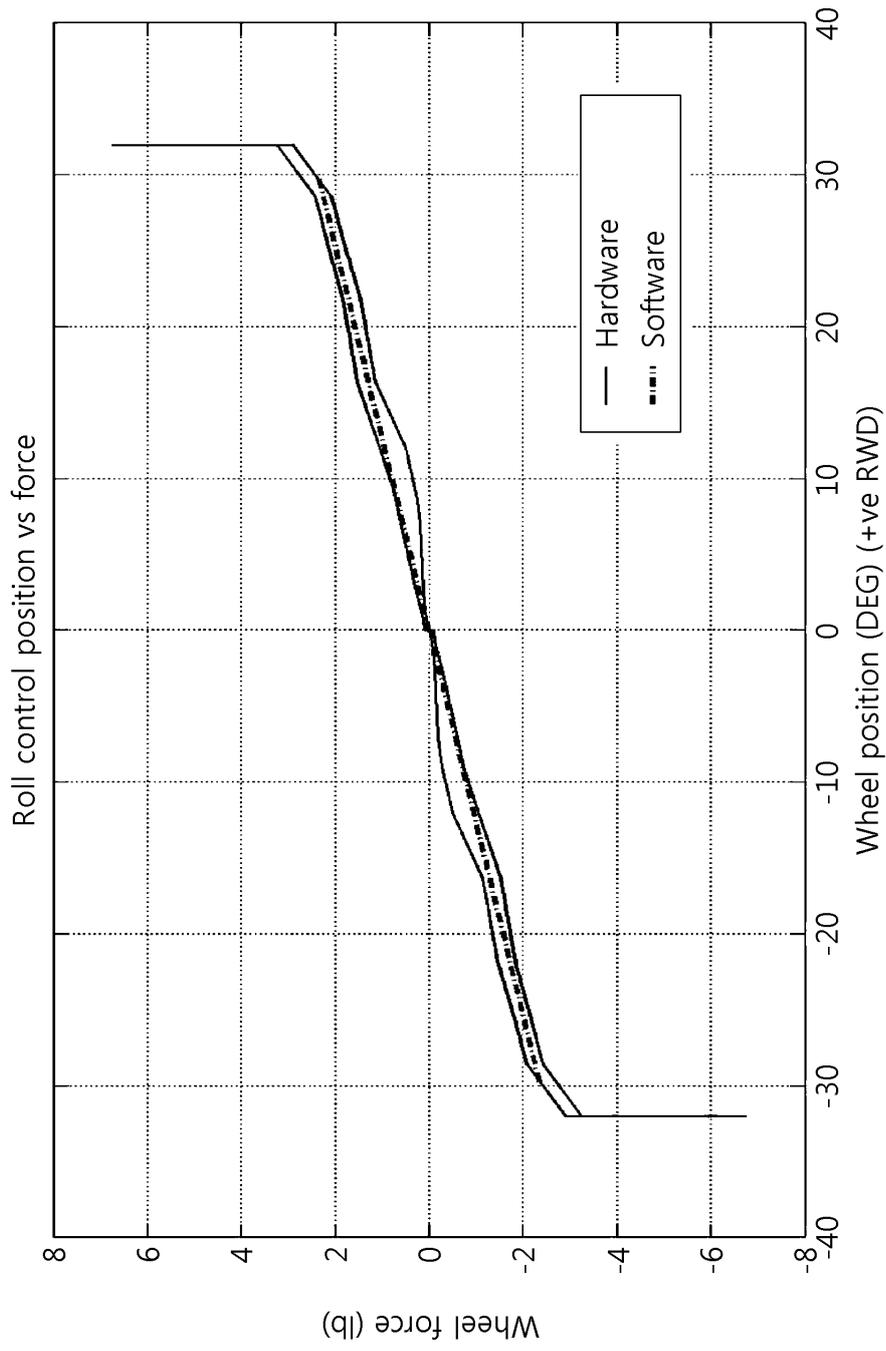
도면11



도면12



도면13



도면14

