(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2023-0087927
(43) 공개일자 2023년06월19일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G01L 5/13 (2006.01) *F02K 9/96* (2006.01)
G01L 5/14 (2006.01) *G08C 17/02* (2006.01)
(52) CPC특허분류
G01L 5/133 (2013.01)
F02K 9/96 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2021-0176598
(22) 출원일자 2021년12월10일
심사청구일자 2021년12월10일

(71) 출원인
조선대학교산학협력단
광주광역시 동구 필문대로 309 (서석동)
(72) 발명자
정성훈
광주광역시 동구 남문로753번길 20 무등산아이파크 109동 2103호
김신형
경기도 파주시 미래로 535 해솔마을3단지운정현대아파트 113동 1102호
(74) 대리인
특허법인지원

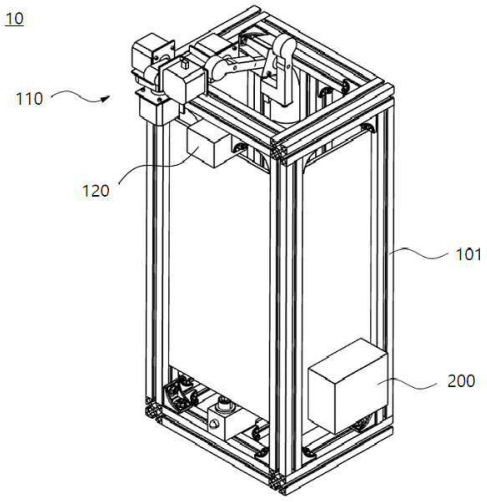
전체 청구항 수 : 총 8 항

(54) 발명의 명칭 **로켓 추진력 모니터링 장치**

(57) 요 약

본 발명은 로켓 추진력 모니터링 장치에 관한 것으로서, 작동부; 작동부 내의 로켓모터로부터 발생하는 추력에 의해 변경되는 데이터를 수집하는 전장; 및 전장과 통신되며, 데이터를 모니터링할 수 있는 모니터링부;를 포함하고, 작동부는, 로켓모터가 간접적으로 연결되는 프레임; 프레임 내에 고정되고 로켓모터의 추진에 의해 가압되는 로드셀; 프레임 내측으로 감지영역이 형성되는 관제용 센서; 및 로켓모터를 발화시키는 레이저를 조사하되, 로켓모터의 추진 가스가 발생하는 영역과 이격되어 위치되는, 로켓 추진 시험 장치가 제공된다.

대 표 도 - 도1



(52) CPC특허분류
G01L 5/14 (2013.01)
G08C 17/02 (2013.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	20210403
과제번호	2021-C-G031-010109
부처명	교육부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	산학공동기술개발과제
연구과제명	소형 로켓 기반 무인항공기를 활용한 원격지 데이터 취득 및 제공 서비스
기 여 율	1/1
과제수행기관명	조선대학교 산학협력단
연구기간	2021.05.03 ~ 2021.11.30

명 세 서

청구범위

청구항 1

작동부;

상기 작동부 내의 로켓모터로부터 발생하는 추력에 의해 변동되는 데이터를 수집하는 전장; 및

상기 전장과 통신되며, 상기 데이터를 모니터링할 수 있는 모니터링부;를 포함하고,

상기 작동부는,

상기 로켓모터가 간접적으로 연결되는 프레임;

상기 프레임 내에 고정되고 상기 로켓모터의 추진에 의해 가압되는 로드셀;

상기 프레임 내측으로 감지영역이 형성되는 관제용 센서; 및

상기 로켓모터를 점화시키는 레이저를 조사하되, 상기 로켓모터의 추진 가스가 발생하는 영역과 이격되어 위치되는, 로켓 추진 시험 장치.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 관제용 센서는 적어도 카메라, 온도센서 및 습도센서 중 하나 이상의 센서를 포함하는, 로켓 추진 시험 장치.

청구항 3

청구항 1 또는 2에 있어서,

상기 레이저 발생부로부터 조사되는 레이저를 굴절시키는 프리즘 및 상기 프리즘의 위치 및 각도를 조절할 수 있는 다관절을 구비하는 아암모듈을 더 포함하는, 로켓 추진 시험 장치.

청구항 4

청구항 3에 있어서,

상기 아암모듈은,

상기 레이저 발생부로부터 상기 레이저가 조사될 때는 상기 추진 가스가 발생하는 영역에 상기 프리즘이 위치되도록 하고,

상기 추력발생에 의해 후류가 발생할 때는 상기 추진 가스가 발생하는 영역과 상기 프리즘이 이격되도록 가동되는, 로켓 추진 시험 장치.

청구항 5

청구항 1에 있어서,

상기 모니터링부로 전달된 상기 로드셀에 의해 측정된 값 및 하나 이상의 상기 관제용 센서에 의해 상기 레이저 발생부 및 상기 아암모듈의 동작이 제어되는, 로켓 추진 시험 장치.

청구항 6

청구항 5에 있어서,

상기 모니터링부는 외부의 서버와 연결되는 통신수단을 더 포함하는, 로켓 추진 시험 장치.

청구항 7

청구항 1에 있어서,

상기 모니터링부는 로켓 추진 시험 전에 상기 관제용 센서, 상기 로드셀 및 상기 레이저 발생부의 정상작동을 체크하는 싸이클이 수행되는, 로켓 추진 시험 장치.

청구항 8

청구항 3에 있어서,

상기 관제용 센서는,

상기 아암모듈에 위치되고, 상기 프리즘에 인접한 광센서를 더 포함하는, 로켓 추진 시험 장치.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 로켓 추진력 모니터링 장치에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0003] 일반적으로 화학에너지를 이용한 로켓은 연료와 산화제의 상온 저장 상태에 따라 액체 로켓, 고체 로켓, 하이브리드 로켓으로 구분된다. 이 때 고체 로켓 모터는 연소 시험을 통해 주어진 내탄도 설계를 증명하고 연소 가스 후류의 힘을 측정하여 성능 특성 및 추력정보 등을 분석하게 된다. 로켓 추진 기관은 대형 로켓 추진 기관과 소형 로켓 추진 기관으로 구분할 수 있다. 대형 로켓 추진 기관의 경우 연소 가스 후류에 의해 발생하는 추력의 6분력을 주로 측정하고, 소형 로켓 추진 기관의 경우 연소 가스 후류에 의해 발생하는 추력의 1분력을 주로 측정한다. 소형 로켓 추진 기관은 지상시험에서의 성능 평가 시 추진제의 연소로 생성되는 가스 질량이 노즐을 통해 가속될 때 상단에 설치된 로드셀을 통해 반력으로 전달되는 수평형 1분력 추력을 측정한다. 추력 측정 센서인 로드셀은 하중으로 인한 금속 시험편의 변위를 스트레인게이지 저항의 변위로 바꾸어 전기적인 신호를 측정하는 장치이다. 저항의 변위를 휘스톤브릿지를 통해 미세한 전위 차로 변환하고 아날로그 신호 증폭 회로와 아날로그 디지털 변환기를 통해 컴퓨터로 데이터를 수집한다.

[0004] 고체 로켓은 점화기, 연소실, 추진제 그레인, 노즐 등으로 구분할 수 있다. 이 중 점화기는 짧은 시간 동안 중공상의 부피에 점화 연소 가스를 공급하기 위한 점화 장약과 점화 장약의 초기 연소를 위한 에너지 공급 장치로 구성되어 있다.

[0005] 일반적으로 내탄도 설계는 모든 연소면적에 대해 동시에 점화하는 것을 초기조건으로 가정하며, 점화장치는 내탄도 성능을 위해 다양한 형상의 연소면적을 갖는 추진제의 중공상에 점화 가능한 온도의 연소 가스를 공급한다. 점화장치의 에너지 공급 장치는 심지를 활용한 화학적인 방식, 전기 에너지의 저항 발생 열을 이용한 방식, 레이저를 활용한 복사열 공급 방식이 있다. 추진 시험 장치는 크게 측정부, 구조부, 관제부, 작동부로 나뉜다. 측정부는 로켓의 추력을 데이터로 기록하고, 구조부는 추력의 1분력을 측정하도록 추진방향을 교정한다. 관제부에서 시험장 상황을 모니터링하고 로켓을 가동하면 작동부에서 로켓을 점화한다.

[0006] 로켓 추진 시험은 추진 시험을 위해 마련된 부지에 구조물을 설치하고, 측정부와 관제부, 작동부를 장착한 뒤, 측정할 고체 로켓 모터를 장착한다. 시험장 안전을 위해 관제부를 통해 설치된 카메라와 감지 센서로 추진 시험을 모니터링 하며 이루어진다. 그런데, 관제부에서는 모니터링을 위한 카메라, 온습도센서, 온도센서 등이 로켓의 길이, 형상과 시험 목적에 따라 다르게 장착된다. 이때 매번 시험 시마다 유선 연결된 장치들을 배치하고 작동시키기 위해 많은 시간이 소요된다. 또한, 매 추진 시험 시 일회성인 로켓 추진 모터 점화기를 작동부와 연결하는 과정에 정전기, 인적 오류 등으로 인한 점화 사고 위험이 존재한다.

선행기술문헌

특허문헌

[0008] (특허문헌 0001) 대한민국 공개특허공보 제 10-2017-0079833 호 (2017. 07. 10)

발명의 내용

해결하려는 과제

[0009] 본 발명의 일 실시예는 반복적인 로켓 추진 실험과정에서 추진 모터 점화기의 교체없이 실험을 반복할 수 있고, 로켓 추진시 발생하는 데이터를 수집할 수 있는 것을 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0011] 본 발명은 로켓 추진력 모니터링 장치에 관한 것으로서, 작동부; 작동부 내의 로켓모터로부터 발생하는 추력에 의해 변경되는 데이터를 수집하는 전장; 및 전장과 통신되며, 데이터를 모니터링할 수 있는 모니터링부;를 포함하고, 작동부는, 로켓모터가 간접적으로 연결되는 프레임; 프레임 내에 고정되고 로켓모터의 추진에 의해 가압되는 로드셀; 프레임 내측으로 감지영역이 형성되는 관제용 센서; 및 로켓모터를 발화시키는 레이저를 조사하되, 로켓모터의 추진 가스가 발생하는 영역과 이격되어 위치되는, 로켓 추진 시험 장치가 제공된다.

[0012] 그리고, 관제용 센서는 적어도 카메라, 온도센서 및 습도센서 중 하나 이상의 센서를 포함할 수 있다.

[0013] 또한, 레이저 발생부로부터 조사되는 레이저를 굴절시키는 프리즘 및 프리즘의 위치 및 각도를 조절할 수 있는 다관절을 구비하는 아암모듈을 더 포함할 수 있다.

[0014] 또한, 아암모듈은, 레이저 발생부로부터 레이저가 조사될 때는 추진 가스가 발생하는 영역에 프리즘이 위치되도록 하고, 추력발생에 의해 후류가 발생할 때는 추진 가스가 발생하는 영역과 프리즘이 이격되도록 가동될 수 있다.

[0015] 또한, 모니터링부로 전달된 로드셀에 의해 측정된 값 및 하나 이상의 관제용 센서에 의해 레이저 발생부 및 아암모듈의 동작이 제어될 수 있다.

[0016] 또한, 모니터링부는 외부의 서버와 연결되는 통신수단을 더 포함할 수 있다.

[0017] 또한, 모니터링부는 로켓 추진 시험 전에 관제용 센서, 로드셀 및 레이저 발생부의 정상작동을 체크하는 싸이클이 수행될 수 있다.

[0018] 또한, 관제용 센서는, 아암모듈에 위치되고, 프리즘에 인접한 광센서를 더 포함할 수 있다.

발명의 효과

[0020] 본 발명의 일 실시예는 반복적인 로켓 추진 실험과정에서 추진 모터 점화기의 교체없이 실험을 반복할 수 있고, 로켓 추진시 발생하는 데이터를 수집할 수 있는 로켓 추진 시험 장치가 제공된다.

도면의 간단한 설명

[0022] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치를 나타낸 것이다.

도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치의 분해사시도를 나타낸 것이다.

도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치의 개략도를 나타낸 것이다.

도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치에서 로켓모터의 추력발생에 의해 이동되는 것을 나타낸 도면으로서, 도 4(a)는 로켓모터로부터 추력이 발생하기 전을 나타낸 것이고, 도 4(b)는 로켓모터로부터 추력이 발생한 시점 및 그 이후를 나타낸 것이다.

도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 아암모듈을 나타낸 도면이다.

도 6 및 도 7은 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓추진 시험 장치의 동작 순서 및 서버와의 통신관계를 나타낸 것이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0023] 이하, 도면을 참조하여 본 발명의 구체적인 실시형태를 설명하기로 한다. 그러나 이는 예시에 불과하며 본 발명은 이에 제한되지 않는다.

[0024] 본 발명을 설명함에 있어서, 본 발명과 관련된 공지기술에 대한 구체적인 설명이 본 발명의 요지를 불필요하게 흐릴 수 있다고 판단되는 경우에는 그 상세한 설명을 생략하기로 한다. 그리고, 후술되는 용어들은 본 발명에서의 기능을 고려하여 정의된 용어들로서 이는 사용자, 운용자의 의도 또는 관례 등에 따라 달라질 수 있다. 그러므로 그 정의는 본 명세서 전반에 걸친 내용을 토대로 내려져야 할 것이다.

[0025] 본 발명의 기술적 사상은 청구범위에 의해 결정되며, 이하의 실시예는 본 발명의 기술적 사상을 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 효율적으로 설명하기 위한 일 수단일 뿐이다.

[0027] 이하에서는 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치(10)를 나타낸 것으로서 작동부, 작동부 내의 로켓모터(150)로부터 발생하는 추력에 의해 변경되는 데이터를 수집하는 전장부(200) 및 전장부(200)과 통신되며 데이터를 수신받아 모니터링할 수 있는 모니터링부를 포함할 수 있다.

[0028] 상기 로켓모터(150)를 고정, 점화, 추력에 의해 발생하는 에너지 및 추력발생에 따라 변화하는 데이터값(변위, 온도, 습도 및 기압 등) 감지 등을 수행할 수 있도록 갖춰진 구조물은 작동부에 포함되고, 작동부에서 감지된 값은 전장부(200)으로 전달되며, 전장부(200)을 통해 모니터링부로 감지된 값이 전달될 수 있다. 모니터링부는 전달된 데이터를 기초로 작동부로 피드백을 전달할 수 있다. 이러한 메커니즘은 이하에서 도 3을 통해 구체적으로 설명하기로 하고, 우선, 도 1 및 도 2를 통해 작동부에 대하여 설명하기로 한다.

[0030] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치(10)를 나타낸 것이고, 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치(10)의 분해사시도를 나타낸 것이다.

[0031] 도 1 및 도 2를 참조하면, 전술한 로켓 추진 시험 장치(10)에서의 작동부는, 로켓모터(150)가 간접적으로 연결되는 프레임(101), 프레임(101) 내에 고정되고 로켓모터(150)의 추진에 의해 가압되는 로드셀(160), 프레임(101) 내측으로 감지영역이 형성되는 관제용 센서(130) 및 로켓모터(150)를 점화시키는 레이저를 조사하되 로켓모터(150)의 추진 가스가 발생하는 영역과 이격되어 위치되는, 로켓 추진 시험 장치(10)(이하, 시험 장치(10))가 제공된다.

[0032] 상기 로켓모터(150)의 시험 장치(10)는, 시험용 로켓모터(150)의 장착 시 작동부에 점화기의 재설치가 요구되지 않는다. 이는 아암모듈(110)에 의해 로켓모터(150)를 점화하는 과정에서 점화수단인 레이저 발생부(120)가 추진 가스가 발생하는 영역에 위치하지 않기 때문이다. 레이저 발생부(120)가 레이저를 발생시키는 경우 상기 레이저를 굴절시켜 로켓모터(150) 측으로 레이저가 도달하도록 함으로써, 레이저 발생부(120)가 직접적으로 로켓모터(150)가 발생시키는 추진 가스가 발생하는 영역 내에 위치하지 않을 수 있다.

[0033] 다만, 레이저를 굴절시키는 프리즘(170)이 추진 가스가 발생하는 영역에 위치될 수 있으나, 로켓모터(150)를 점

화시킨 이후에는 아암모듈(110)의 구동에 의해 추진 가스가 발생하는 영역으로부터 프리즘(170)이 이격되도록 할 수 있다.

[0034] 한편, 시험용 로켓모터(150)가 장착되는 이송부(140), 로켓모터(150)의 추력발생 방향에 대하여 저항이 최소화되도록 이송부(140)가 추력방향과 평행한 방향으로 연장되는 이송레일(141)을 더 포함할 수 있으며, 상기 로드셀(160)에 의해 생성되는 신호를 유무선으로 연결되어 처리하고 저장하는 전장부(200)을 포함한다. 그리고, 시험 중 예기치 못한 로켓의 작동 불량에 의한 사고를 방지하기 위해 프레임(101) 사이 공간에 위치되는 차단부(102)를 마련하며, 차단부(102)에는 관제용 센서(130)가 위치하여 프레임(101) 내측공간에 감지영역이 형성될 수 있다.

[0035] 본 발명에서 상기 전장부(200)은 로드셀(160)이 감지한 아날로그 신호를 증폭하기 위한 회로와 디지털 신호로 변환하기 위한 아날로그 디지털 변환 회로를 포함할 수 있다. 또한, 본 발명에서 관제용 센서(130)의 하나 이상이 마련될 수 있으며, 추력이 발생함에 따라 변화되는 데이터를 감지하여 수집될 수 있도록 한다.

[0036]

[0037] 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치(10)의 개략도를 나타낸 것이다.

[0038] 도 3을 참조하면, 레이저 발생부(120)를 통해 레이저가 발생되고, 발생된 레이저는 전술한 바와 같이 프리즘(170)을 통해 로켓모터(150)로 전달될 수 있다. 여기서 프리즘(170)은 아암모듈(110)에 의해 위치 및 각도가 결정될 수 있다. 프리즘(170)에 의해 굴절된 레이저는 로켓모터(150)에 도달하게 되고, 로켓모터(150)는 점화되어 추진 가스가 토출되는 과정에서 추력이 발생될 수 있다.

[0039] 로켓모터(150)는 전술한 바와 같이 이송부(140)과 결합되어 있으므로, 이송레일(141)과 연결된 이송부(140)는 이송레일(141)이 연장된 방향으로 이동될 수 있다. 이송부(140)의 이동은 로켓모터(150)를 시험준비 상태로 위치시키기 위한 것이며 정상적인 시험 중에는 로켓모터(150)는 이송레일(141)을 기준으로 이동이 발생하지 않는다. 즉, 로켓모터(150)는 로드셀(160)과 접촉한 상태로 추력이 발생하는만큼 로드셀(160)을 가압할 수 있다. 이때 로드셀(160)은 변위(예를 들어, 스트레인 게이지의 측정 과정에서 발생하는 변위)가 발생하고 발생된 변위를 기준으로 전장부(200)으로부터 아날로그 신호를 측정할 수 있도록 한다. 전장부(200)은 전달된 아날로그 신호를 디지털신호로 변환하여, 관제부 서버인 모니터링부에 전달할 수 있다. 모니터링부는 로켓모터(150)가 추진되는 과정에서 로드셀(160)로부터 전달된 신호뿐만 아니라 관제용 센서(130)로부터 신호를 전달받을 수 있다. 여기서 관제용 센서(130)는 하나 이상의 센서로 구성될 수 있으며, 카메라, 온도센서 및 습도센서 중 하나 이상의 센서를 포함할 수 있다. 또한, 관제용 센서(130)의 감지영역은 프레임(101)의 내측공간을 향해 형성될 수 있다.

[0041] 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓 추진 시험 장치(10)에서 로켓모터(150)의 추력발생에 의해 로드셀(160)을 가압하는 것을 나타낸 도면으로서, 도 4(a)는 로켓모터(150)로부터 추력이 발생하기 전을 나타낸 것이고, 도 4(b)는 로켓모터(150)로부터 추력이 발생하는 시점부터 추력이 발생하고 있는 과정을 나타낸 것이다.

[0042] 도 4를 참조하면, 로켓모터(150)에 점화를 통해 추진 가스가 토출됨으로써 발생하는 추력을 통해 로드셀(160)과의 접촉된 상태로 로드셀(160)을 가압되는 것을 나타내고 있으며, 이때 로켓모터(150)의 추진 가스가 발생하는 영역으로부터 프리즘(170)은 회피될 수 있다. 이와 같은 회피를 위해 아암모듈(110)은 도시된 도 4(a)의 형태로부터 도 4(b)와 같은 형태로 회피기동을 통해 프리즘(170)이 추진 가스가 발생하는 영역과 이격될 수 있도록 한다. 추진 가스가 발생하는 영역에는 점화된 연료가 발화되며 온도가 급격하게 증가되므로, 이에 노출되는 경우 프리즘(170)을 포함한 구성들은 손상될 수 있다. 따라서, 아암모듈(110)은 프리즘(170)이 추진 가스가 발생하는 영역으로부터 이격되도록 구동될 수 있다.

[0043] 즉, 아암모듈(110)은 레이저 발생부(120)로부터 레이저가 조사될 때는 추진 가스가 발생하는 영역에 프리즘(170)이 위치되도록 하고, 추력발생에 의해 후류가 발생할 때는 추진 가스가 발생하는 영역과 프리즘(170)이 이격되도록 가동될 수 있다.

[0044] 그리고, 관제용 센서(130)는 적어도 카메라, 온도센서 및 습도센서 중 하나 이상의 센서를 포함할 수 있다. 따라서, 로켓모터(150)가 이동되는 것을 감지할 수 있으며, 나아가 이동속도 및 이동거리를 감지할 수도 있다. 이러한 감지정보를 전장부(200) 또는 모니터링부로 전달하여 시험 장치(10)가 피드백을 받거나 데이터의 기록이 이루어질 수 있다.

[0046] 도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 아암모듈(110)을 나타낸 도면이다.

[0047] 도 5를 참조하면, 모니터링부로 전달된 로드셀(160)에 의해 측정된 값 및 하나 이상의 관제용 센서(130)에 의해 레이저 발생부(120) 및 아암모듈(110)의 동작이 제어될 수 있다. 레이저 발생부(120)로부터 조사되는 레이저를 굴절시키는 프리즘(170) 및 프리즘(170)의 위치 및 각도를 조절할 수 있는 다관절을 구비하는 아암모듈(110)을 포함할 수 있다.

[0048] 상기 다관절은 다수 개의 모터부(111, 112, 113, 114, 115)에 의해 구동될 수 있다. 기본적으로 회전에 의해 구동될 수 있는데 모터부(111, 112, 113, 114, 115) 간의 결합은 편심된 블록에 의해 이루어질 수 있고, 모터부(111, 112, 113, 114, 115) 간의 축방향은 편심 또는 교차되는 방향으로 배치될 수 있다. 이러한 결합구조를 통해 아암모듈(110)은 프리즘(170)을 이동시키는데 보다 높은 자유도를 통해 기동할 수 있다.

[0049] 한편, 관제용 센서(130)는 아암모듈(110)에 위치되고, 프리즘(170)에 인접한 광센서를 더 포함할 수 있다. 상기 광센서는 관제용 센서(130) 중 하나로서, 모니터링부 또는 전장부(200)으로 감지정보를 전달할 수 있다. 광센서는 프리즘(170)이 위치하는 로드(116, 117) 중 하나에 마련되어 프리즘(170)이 레이저를 굴절시켜 전달하는 방향을 감지영역으로 형성할 수 있다.

[0050] 여기서, 아암모듈(110)은 적어도 프리즘(170)이 회전될 수 있도록 기동하여 레이저의 각도를 제어할 수 있도록 한다. 상기 아암모듈(110)은 적어도 프리즘(170)이 로켓모터(150)에서 발생하는 고온 후류에 의한 손상을 방지하기 위해 연료의 연소시에 모터부(111, 112, 113, 114, 115)의 제어를 통해 상기 후류 구간 밖으로 이동할 수도 있다.

[0052] 도 6 및 도 7은 본 발명의 일 실시예에 따른 로켓추진 시험 장치(10)의 동작 순서 및 서버와의 통신관계를 나타낸 것이다.

[0053] 도 6을 참조하면, 모니터링부는 로켓 추진 시험 전에 관제용 센서(130), 로드셀(160) 및 레이저 발생부(120)의 정상작동을 체크하는 싸이클이 수행될 수 있다. 관제용 센서(130), 로드셀(160) 및 레이저 발생부(120)의 이상여부를 체크하는 싸이클이 시험 장치(10)를 통한 시험이 실시되기 전에 수행될 수 있다. 도시된 바에 의하면 관제용 센서(130), 로드셀(160) 및 레이저 발생부(120)의 순서로 수행되는 것이 도시되었으나, 이들 간의 순서는 정해진 바 없으며 시험의 실시 전에 적어도 한 차례 이상여부의 체크과정이 수행될 수 있다. 물론, 이상이 있는 것으로 감지되면, 시험이 실시되는 단계로 진행되지 않고 관제용 센서(130), 로드셀(160) 및 레이저 발생부(120)의 반복적인 조정을 통해 이상이 감지되지 않도록 한다.

[0055] 도 7을 참조하면, 또한, 모니터링부는 외부의 서버와 연결되는 통신수단을 더 포함할 수 있다.

[0056] 도 7을 참조하면, 본 발명에 따른 로켓 추진 시험 장치(10)는 상기 로컬 네트워크 상의 모니터링부가 연결되어 관제 상에 필요한 데이터를 획득하기 위한 센서를 관제용 센서(130)로서 더 포함할 수 있다. 본 발명에서 상기 관제용 센서(130)는 센서에서 측정되는 데이터를 유무선 상으로 연결된 로컬 네트워크 상의 서버로 전송하는 초소형 컴퓨터와 연결될 수 있고, 이는 전장부(200)의 일부일 수 있다.

[0057] 따라서, 모니터링부는 서버와 연결되기 위한 유무선 로컬 네트워크 스위치를 포함할 수 있다. 상기 관제용 센서(130)에 의해 감지된 신호는 데이털서 처리되어 로컬네트워크 상의 서버로 전송될 수 있다.

[0059] 이상에서 본 발명의 대표적인 실시예들을 상세하게 설명하였으나, 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자는 상술한 실시예에 대하여 본 발명의 범주에서 벗어나지 않는 한도 내에서 다양한 변형이 가능함을 이해할 것이다. 그러므로 본 발명의 권리범위는 설명된 실시예에 국한되어 정해져서는 안 되며, 후술하는 특허청구범위뿐만 아니라 이 특허청구범위와 균등한 것들에 의해 정해져야 한다.

부호의 설명

[0062] 10 : 로켓 추진 시험 장치

101 : 프레임

102 : 차단부

110 : 아암모듈

111, 112, 113, 114, 115 : 모터부

116, 117 : 로드

120 : 레이저 발생부

130 : 관제용 센서

140 : 이송부

141 : 이송레일

150 : 로켓모터

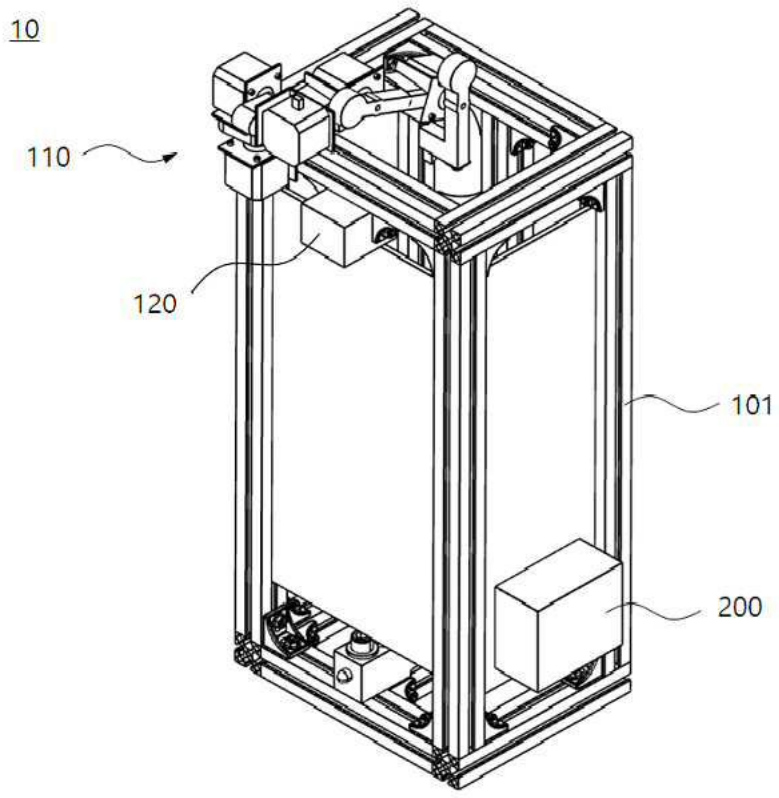
160 : 로드셀

170 : 프리즘

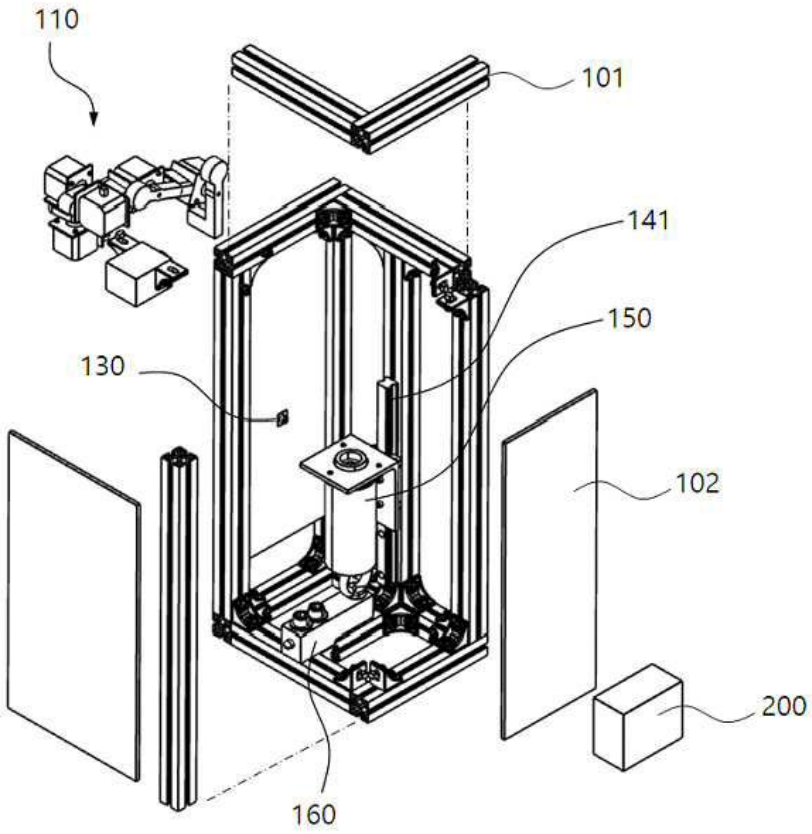
200 : 전장

도면

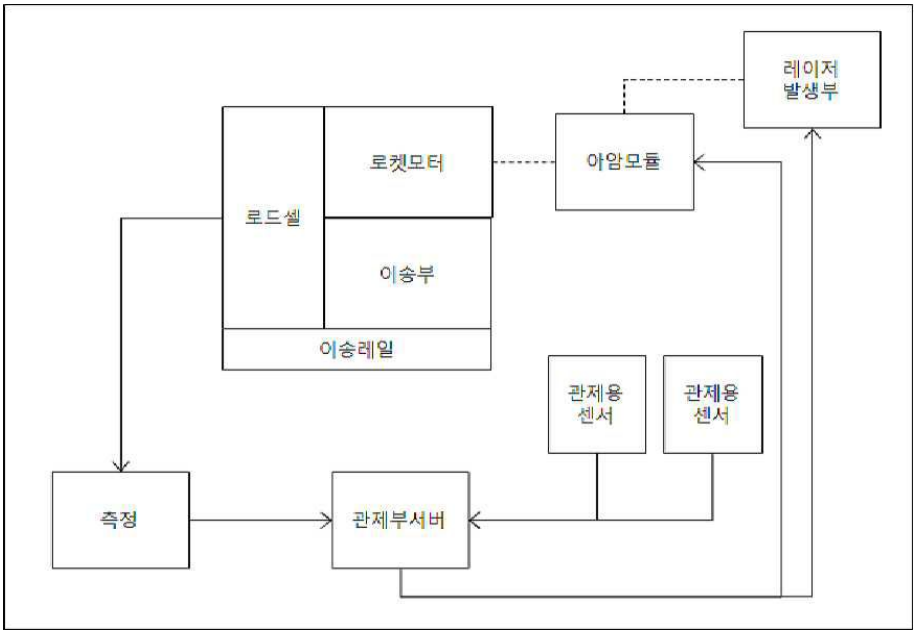
도면1



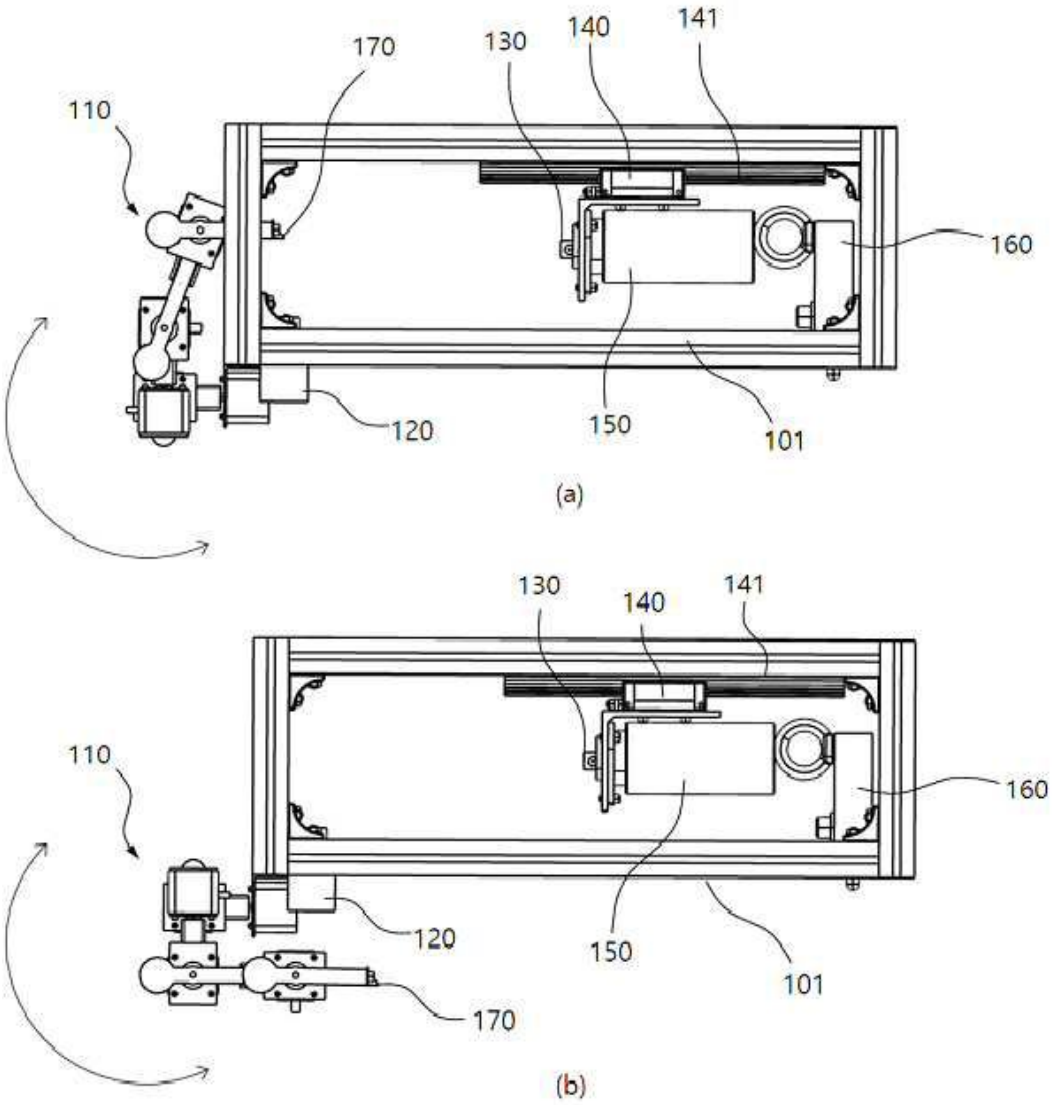
도면2


110
101
141
150
130
102
200
160

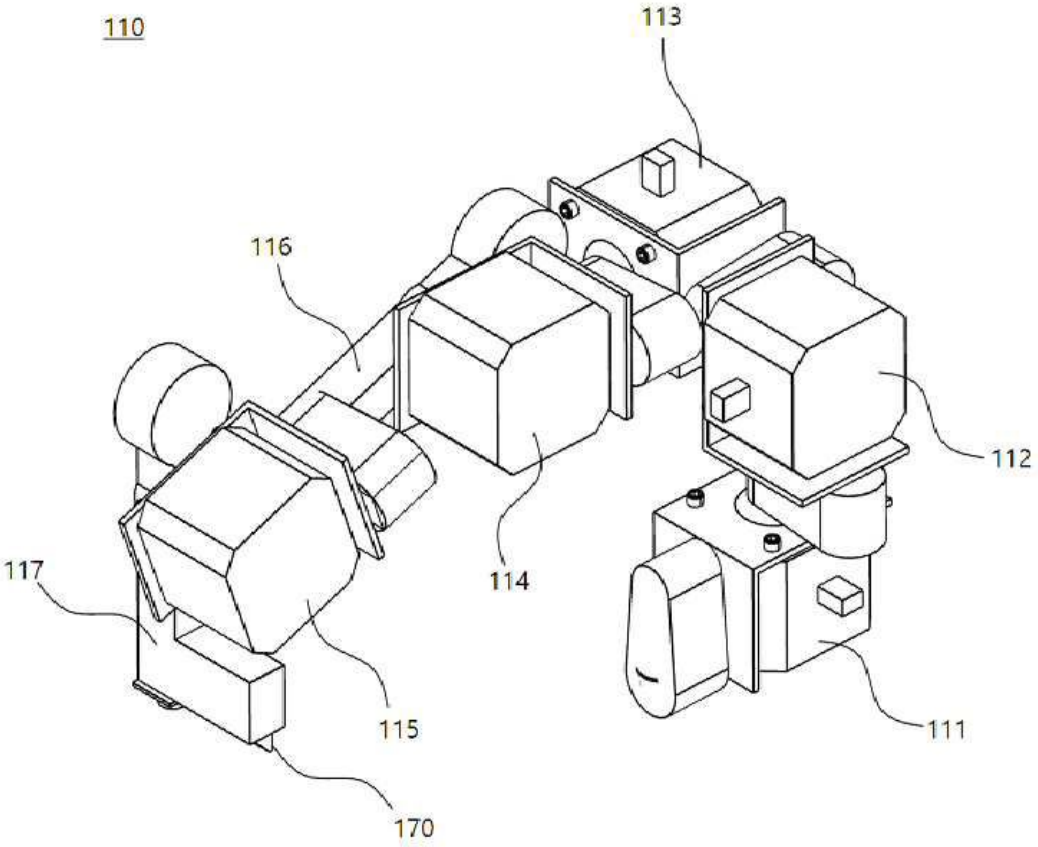
도면3


레이저
발생부
로켓모터
아암모듈
로드셀
이송부
이송레일
관제용
센서
관제용
센서
측정
관제부서버

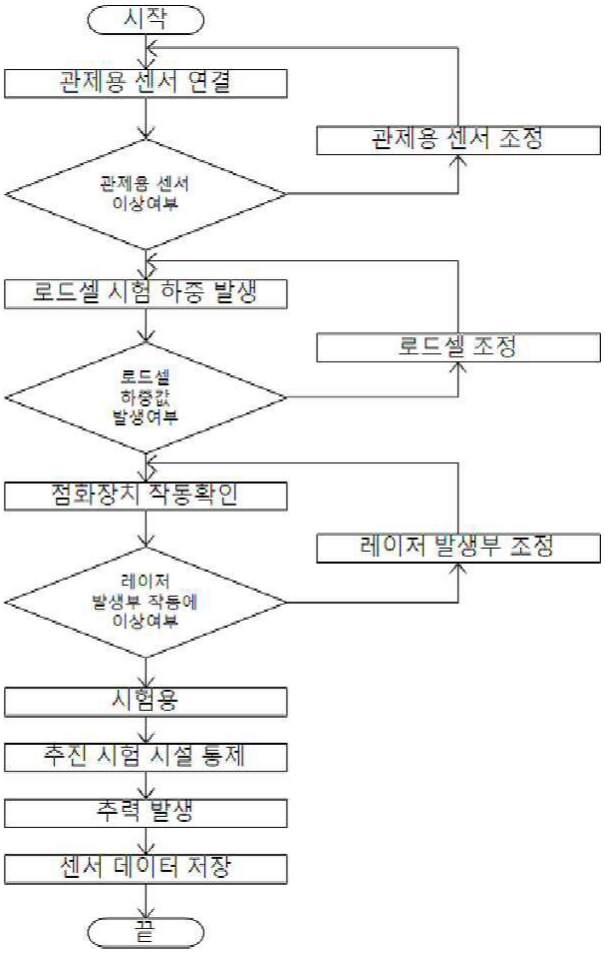
도면4


170
130
140
141
110
160
120
150
101
(a)
130
140
141
110
160
120
150
101
170
(b)

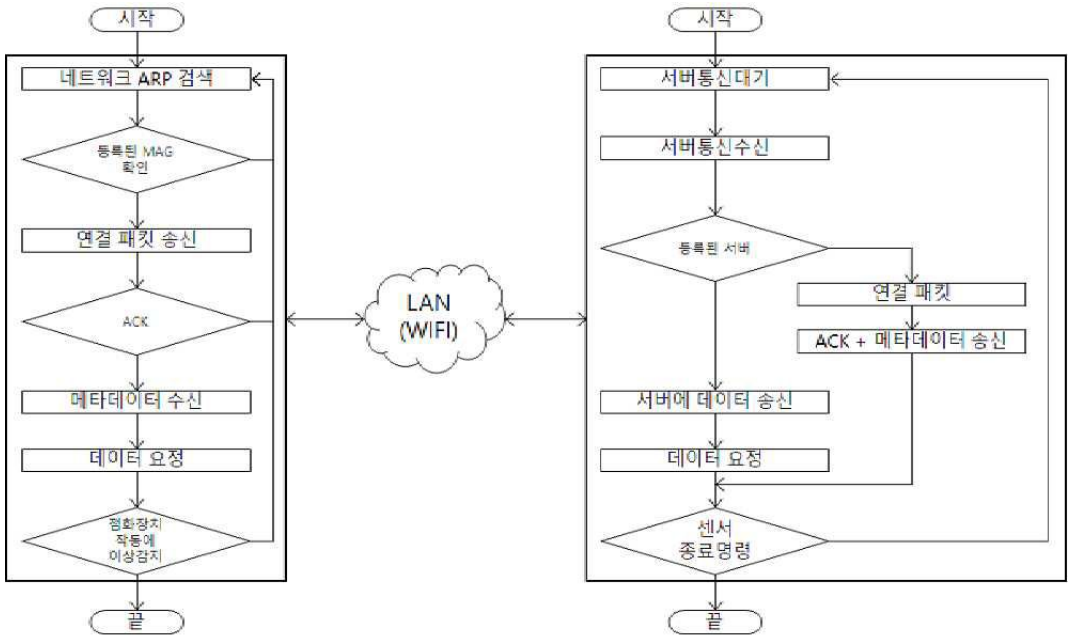
도면5



도면6


시작
관제용 센서 연결
관제용 센서 조정
관제용 센서
이상여부
로드셀 시험 하중 발생
로드셀 조정
로드셀
하중값
발생여부
점화장치 작동확인
레이저 발생부 조정
레이저
발생부 작동에
이상여부
시험용
추진 시험 시설 통제
추력 발생
센서 데이터 저장
끝

도면7


시작
네트워크 ARP 검색
등록된 MAC
확인
연결 패킷 송신
ACK
메타데이터 수신
데이터 요청
점화장치
작동에
이상감지
끝
LAN
(WIFI)
시작
서버통신대기
서버통신수신
등록된 서버
연결 패킷
ACK + 메타데이터 송신
서버에 데이터 송신
데이터 요청
센서
종료명령
끝