(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2024-0166300
(43) 공개일자 2024년11월26일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G01L 5/13 (2006.01) *F02K 9/80* (2022.01)
F02K 9/96 (2006.01) *G01L 25/00* (2006.01)
G01M 15/14 (2019.01)
(52) CPC특허분류
G01L 5/133 (2013.01)
F02K 9/80 (2022.01)
(21) 출원번호 10-2023-0063983
(22) 출원일자 2023년05월17일
심사청구일자 2023년05월17일

(71) 출원인
충남대학교산학협력단
대전광역시 유성구 대학로 99 (궁동, 충남대학교)
충남도립대학교 산학협력단
충청남도 청양군 청양읍 학사길 55
(72) 발명자
고영성
대전광역시 유성구 지족로 362, 308동 1404호 (지족동, 반석마을아파트3단지)
김선진
대전광역시 동구 동산초교로23번길 15, 101동 810호 (홍도동, 경성아파트)
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
이재명

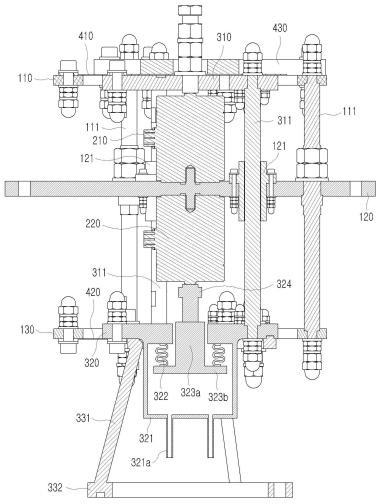
전체 청구항 수 : 총 10 항

(54) 발명의 명칭 **수직형 추력 측정 장치 및 방법**

(57) 요 약

본 발명의 일 실시 예는 엔진의 추력을 수직한 방향으로 측정하여 실제 로켓 엔진의 운영 환경과 동일한 상태에서 추력 측정이 가능하며, 공압실린더와, 복수개의 로드셀을 이용하여 추력을 보정하여 추력의 신뢰성을 상승시키는 수직형 추력 측정 장치 및 방법을 제공한다. 본 발명의 실시 예에 따른 수직형 추력 측정 장치 및 방법은 외부의 구조물과 결합되어 고정되며, 원판 형상으로 형성되는 중앙고정체를 포함하는 고정부; 상기 고정부와 결합되며, 상기 로켓 엔진의 추력에 의해 상하 방향으로 이동되는 이동부; 외부로부터 공급되는 가스에 의해 상기 이동부를 상하방향으로 이동시키며, 로드를 포함하는 공압부; 상기 중앙고정체 하부면과 결합되며, 상기 로드의 상부면과 접촉되며, 상기 공압부에서 가해지는 힘의 반력을 측정하는 레퍼런스로드셀; 및 상기 중앙고정체 상부면과 결합되며, 상기 이동부에 의해 가해지는 힘의 반력을 측정하는 워킹로드셀를 포함한다.

대 표 도 - 도1



(52) CPC특허분류
F02K 9/96 (2013.01)
G01L 25/00 (2013.01)
G01M 15/14 (2019.01)
(72) 발명자
오정화
대전광역시 유성구 유성대로828번길 46, 201호 (장대동)
신민규
대전광역시 유성구 동서대로5번길 21-15, 402호 (구암동)
차정열
대전광역시 유성구 은구비로 18, 1417호 (지족동, 가나파로스빌1)
구도환
부산광역시 부산진구 거제대로 37, 현대2차 아파트 208동 404호 (양정동)

명 세 서

청구범위

청구항 1

엔진의 추력을 측정하는 수직형 추력 측정 장치에 있어서,

외부의 구조물과 결합되어 고정되며, 원판 형상으로 형성되는 중앙고정체를 포함하는 고정부;

상기 고정부와 결합되며, 상기 엔진의 추력에 의해 상하 방향으로 이동되는 이동부;

외부로부터 공급되는 가스에 의해 상기 이동부를 상하방향으로 이동시키며, 로드를 포함하는 공압부;

상기 중앙고정체 하부면과 결합되며, 상기 로드의 상부면과 접촉되며, 상기 공압부에서 가해지는 힘의 반력을 측정하는 레퍼런스로드셀; 및

상기 중앙고정체 상부면과 결합되며, 상기 이동부에 의해 가해지는 힘의 반력을 측정하는 워킹로드셀;을 포함하고,

상기 고정부가 지면으로부터 수직한 방향으로 형성되어 수직 방향으로 추력을 발산하는 엔진의 추력을 측정하고, 상기 레퍼런스로드셀 및 상기 워킹로드셀을 이용하여 추력을 보정하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 고정부는,

링 형상으로 형성되며, 상기 중앙고정체와 평행하게 형성되며, 상기 중앙고정체로부터 상부방향으로 이격되어 형성되는 상부고정체;

링 형상으로 형성되며, 상기 중앙고정체와 평행하게 형성되며, 상기 중앙고정체로부터 하부방향으로 이격되어 형성되는 하부고정체; 및

상기 상부고정체와 결합되며 상기 중앙고정체를 관통하여 상기 하부고정체와 결합되어 상기 상부고정체, 상기 중앙고정체 및 상기 하부고정체를 수직하게 고정하는 고정빔;을 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

청구항 3

청구항 2에 있어서,

상기 이동부는,

상기 워킹로드셀과 접촉되며, 상기 상부고정체로부터 내측 방향으로 이격되어 형성되며 상하방향으로 수직하게 이동되는 상부이동체;

상기 공압부와 결합되며, 상기 상부이동체와 평행한 방향으로 이격되어 형성되며 상하방향으로 수직하게 이동되는 하부이동체; 및

상기 하부이동체와 상기 상부이동체를 수직하게 결합시키는 이동빔;을 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

청구항 4

청구항 3에 있어서,

상기 이동부는,

상기 하부이동체의 하부면과 결합되며, 상기 엔진이 결합되는 어댑터체를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

청구항 5

청구항 3에 있어서,

상기 고정부와 상기 이동부를 결합시키며, 상기 이동부의 이동에 따라 형상이 변형되는 판스프링 형상의 플렉서블부;를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

청구항 6

청구항 5에 있어서,

상기 플렉서블부는

상기 상부고정체와 상기 상부이동체를 결합시키며, 상기 상부이동체의 이동에 따라 플렉서블하게 형상이 변형되는 상부판스프링; 및

상기 하부고정체와 상기 하부이동체를 결합시키며, 상기 하부이동체의 이동에 따라 플렉서블하게 형상이 변형되는 하부판스프링;를 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

청구항 7

청구항 3에 있어서,

상기 공압부는,

상기 하부이동체로부터 돌출되어 형성되는 로드;

상기 하부이동체와 결합되고, 내부에 공간을 구비하는 기둥 형상의 공압실; 및

상부면은 상기 하부이동체와 결합되고, 하부면은 상기 로드와 결합되는 벨로우즈;을 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

청구항 8

청구항 1에 있어서,

상기 엔진의 추력 산출 공식은, 하기의 식으로 정의되는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치.

$$F_{th} = F_R - F_W - (F_{loss} - W)$$

(여기서, F_{th}는 추력, F_W는 워킹로드셀에 생기는 반력, F_R은 레퍼런스로드셀에 생기는 반력, $F_{loss} - W$는 손실함수)

청구항 9

청구항 1 내지 8 중 선택되는 어느 한 항에 따른 수직형 추력 측정 장치를 이용한 수직형 추력 측정 방법은,

(a) 추력 단계별 시험이 수행되는 단계;

(b) 재현성, 비선형성 및 히스테리시스가 확인되는 단계;

(c) 손실 함수가 도출되는 단계;

(d) 연소 시험이 수행되는 단계; 및

(e) 상기 엔진의 추력이 산출되는 단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 방법.

청구항 10

청구항 9에 있어서,

상기 (d)단계는,

(d1) 상기 공압부가 가압되는 단계;

(d2) 상기 엔진이 연소되는 단계;

(d3) 연소가 종료되는 단계; 및

(d4) 공압부의 가압이 종료되는 단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 방법.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 수직형 추력 측정 장치 및 방법에 관한 것으로, 더욱 상세하게는, 엔진의 추력을 수직한 방향으로 측정하여 실제 로켓 엔진의 운영 환경과 동일한 상태에서 추력 측정이 가능하며, 공압실린더와 복수개의 로드셀을 이용하여 추력을 보정하여 추력의 신뢰성을 상승시키는 수직형 추력 측정 장치 및 방법에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0003] 일반적으로 로켓은 연료를 태워서 만드는 고압가스를 내뿜어 추진력을 얻는 장치이며, 이와 같은 방식의 엔진을 로켓엔진이라 한다. 로켓엔진은 크기에 비해 가장 큰 힘을 내는 엔진으로서, 같은 크기의 자동차 엔진보다 3,000배 이상의 힘을 낸다. 로켓은 매우 큰 힘을 내는 만큼 연료를 빨리 태우므로 짧은 시간 동안에 많은 연료를 소모하고, 높은 온도를 발생시킨다. 따라서 로켓기관은 높은 온도와 높은 압력, 그리고 강한 힘에 견디면서도 가벼워야 하기 때문에 매우 복잡하고 어려운 기술이 필요하다.

[0004] 로켓의 작동 원리는 작용-반작용의 법칙으로, 물체에 어떤 힘이 가해져서 작용이 생기면 크기는 같지만 방향이 반대인 반작용이 생기는 것을 이용하여 강력한 로켓이 앞으로 나아갈 수 있도록 하는 것이다. 로켓의 연소실에서 특수 연료가 연소되면 매우 빠르게 팽창하는 가스가 만들어지며, 이 팽창가스의 압력은 로켓 안의 모든 방향으로 똑같이 작용하고, 어떤 한 방향으로 가해지는 압력은 그 반대 방향으로 가해지는 압력과 균형을 이룬다. 하지만 로켓 뒤쪽으로 흐르는 가스는 노즐을 통해 내뿜어져 로켓 앞쪽의 압력과 균형을 이루지 못하게 되어, 이때 생기는 압력차로 로켓이 앞으로 나아간다. 노즐을 통해 내뿜어지는 가스가 뉴턴의 운동 법칙에서 말하는 '작용'이고, 내뿜어지는 가스의 반대쪽인 앞쪽으로 로켓을 미는 추진력이 '반작용'이다.

[0005] 로켓은 의한 추진 방식에 따라 액체 연료에 의한 방법과 고체 연료에 의한 방법 크게 두 가지로 나뉜다. 액체 연료에 의한 추진방법은, 기체 내에 채워져 있는 연료와 산화제의 연소에 의해서 생기는 가스를 기체 후방으로 고속 분출시켜 그 반동력으로 전진을 하며, 고체 연료에 의한 추진방법은, 기체 내에 채워져 있는 연료의 연소에 의해서 그 추진력을 이용하여 전진하게 된다. 상기 두 가지 추진방법중 비추력(추진제 1kg이 1초 동안 연소될 때의 추력)이 고체 로켓은 240s(초)가량이지만 액체 로켓의 경우 이보다 훨씬 큰 450s(초)가량까지 낼 수 있어 우주산업에서는 대부분 액체 추진제를 사용한다.

[0006] 모든 시스템이 로켓 내부에 장착되어 있는 고체 로켓과는 달리, 액체 로켓은 외부에서 추진제 공급배관 및 제어장치들이 부착되어 있기 때문에 로드셀에서 나타나는 추력과 실제 추력과는 상당한 차이가 있으며, 이러한 액체 로켓 엔진의 연소 시험 시 정확한 추력 측정을 위해서는 추진제 공급 배관 등의 저항으로 인한 손실을 고려해주어야 한다.

[0007] 즉, 액체 로켓은 추진제 공급장치, 기타 측정 및 제어장치들이 엔진 외부에 부착되어 있는 형태로, 미리 추력측정시스템에 일정한 힘을 가해 추력손실을 가져오는 요소들을 상쇄한 상태에서 연소시험을 실시하여야만 액체 로켓 엔진의 정확한 추력을 얻을 수 있다.

[0008] 등록특허 제 10-0758703 호(발명의 명칭: 저추력엔진의 추력측정을 위한 정밀추력측정장치)에는 판형태의 링형으로 형성된 한쌍의 제 1, 2고정 플레이트와; 상기 제 1, 2고정 플레이트에 각각 연결되어 이들을 수평하게 고정시키는 복수의 고정 빔과; 상기 제 1, 2고정 플레이트의 내주면에서 일정 간격 이격되어 플렉서블 플레이트에 의해 좌우로 유동가능하게 고정되며, 판형태의 링형으로 형성된 한쌍의 제 1, 2유동 플레이트와; 상기 제2유동 플레이트의 중앙에 구비되며, 외부로부터 공급되는 질소 가스에 의해 로드가 돌출됨과 아울러 엔진의 연소에 따라 로드와 압축형 로드셀의 반력이 줄어들면 벨로우즈의 반발력에 의해 로드가 복원되는 공압 부재와; 상기 제 1, 2유동 플레이트에 각각 연결되어 이들이 연동되도록 연결시키는 프레임과; 상기 제 2유동 플레이트와 연결되어 이의 유동에 따라 좌우로 이동되는 추력 전달용 빔 부재; 및 상기 추력 전달용 빔 부재에 전달되는 추력을 측정하는 압축형 로드셀이 개시되어 있다.

[0009] 그러나 실제 로켓 엔진과 같은 수직형이 아닌 수평형으로 시험할 경우, 추진제가 매니폴드 하부에서부터 채워져 연소실에 공급되기 때문에 실제 운용 조건과 다른 결과를 얻을 수 있다. 따라서, 수직형으로 형성되며, 복수개의 로드셀을 구비하여 추력 측정의 신뢰성을 상승시키는 수직형 추력 측정 장치 및 방법이 필요하다.

선행기술문헌

특허문헌

[0011] (특허문헌 0001) 등록특허 제 10-0758703 호

발명의 내용

해결하려는 과제

[0012] 상기와 같은 문제점을 해결하기 위한 본 발명의 목적은, 실제 엔진과 같은 수직형 스탠드에서 로켓 엔진의 연소시험 시 정확한 추력을 측정하는 것이다.

[0013] 또한, 본 발명의 목적은, 복수개의 로드셀을 이용하여 추력을 보정하여 추력 측정 시 신뢰성을 상승시키는 것이다.

[0014] 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

[0016] 상기와 같은 목적을 달성하기 위한 본 발명의 구성은, 외부의 구조물과 결합되어 고정되며, 원판 형상으로 형성되는 중앙고정체를 포함하는 고정부; 상기 고정부와 결합되며, 상기 로켓 엔진의 추력에 의해 상하 방향으로 이동되는 이동부; 외부로부터 공급되는 가스에 의해 상기 이동부를 상하방향으로 이동시키며, 로드를 포함하는 공압부; 상기 중앙고정체 하부면과 결합되며, 상기 로드의 상부면과 접촉되며, 상기 공압부에서 가해지는 힘의 반력을 측정하는 레퍼런스로드셀; 및 상기 중앙고정체 상부면과 결합되며, 상기 이동부에 의해 가해지는 힘의 반력을 측정하는 워킹로드셀을 포함하고, 상기 고정부가 지면으로부터 수직한 방향으로 형성되어 수직 방향으로 추력을 발산하는 엔진의 추력을 측정하고, 상기 레퍼런스로드셀 및 상기 워킹로드셀을 이용하여 추력을 보정하는 것을 특징으로 한다.

[0017] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 고정부는, 링 형상으로 형성되며, 상기 중앙 고정체와 평행하게 형성되며, 상기 중앙 고정체로부터 상부방향으로 이격되어 형성되는 상부 고정체; 링 형상으로 형성되며, 상기 중앙 고정체와 평행하게 형성되며, 상기 중앙 고정체로부터 하부방향으로 이격되어 형성되는 하부고정체; 및 상기 상부고

정체와 결합되며 상기 중앙고정체를 관통하여 상기 하부고정체와 결합되어, 상기 상부고정체, 상기 중앙고정체 및 상기 하부고정체를 수직하게 고정하는 고정빔; 포함할 수 있다.

[0018] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 이동부는, 상기 워킹로드셀과 접촉되며, 상기 상부고정체로부터 내측 방향으로 이격되어 형성되며 상하방향으로 수직하게 이동되는 상부이동체; 상기 공압부와 결합되며, 상기 상부이동체와 평행한 방향으로 이격되어 형성되며 상하방향으로 수직하게 이동되는 하부이동체; 및 상기 하부이동체와 상기 상부이동체를 수직하게 결합시키는 이동빔;을 포함할 수 있다.

[0019] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 이동부는, 상기 하부이동체의 하부면과 결합되며, 상기 엔진이 결합되는 어댑터체를 더 포함될 수 있다.

[0020] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 고정부와 상기 이동부를 결합시키며, 상기 이동부의 이동에 따라 변형되는 판스프링 형상의 플렉서블부;를 더 포함될 수 있다.

[0021] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 플렉서블부는 상기 상부고정체와 상기 상부이동체를 결합시키며, 상기 상부이동체의 이동에 따라 형상이 플렉서블하게 변형되는 상부판스프링; 및 상기 하부고정체와 상기 하부이동체를 결합시키며, 상기 하부이동체의 이동에 따라 형상이 플렉서블하게 변형되는 하부판스프링;이 포함될 수 있다.

[0022] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 공압부는, 상기 하부이동체로부터 돌출되어 형성되는 로드; 상기 하부이동체와 결합되고, 내부에 공간을 구비하는 기둥 형상의 공압실; 및 상부면은 상기 하부이동체와 결합되고, 하부면은 상기 로드와 결합되는 벨로우즈;이 포함될 수 있다.

[0023] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 엔진의 추력 산출 공식은, 하기의 식으로 정의되는 것을 특징으로 하는 수직형 추력 측정 장치. $F_{th} = F_R - F_W - (F_{loss} - W)$ (여기서, F_{th}는 추력, F_W는 워킹로드셀에 생기는 반력, F_R은 레퍼런스로드셀에 생기는 반력, $F_{loss} - W$는 손실함수)

[0024] 본 발명의 실시 예에 있어서, 수직형 추력 측정 방법은, (a) 추력 단계별 시험이 수행되는 단계; (b) 재현성, 비선형성 및 히스테리시스가 확인되는 단계; (c) 손실 함수가 도출되는 단계; (d) 연소 시험이 수행되는 단계; 및 (e) 상기 엔진의 추력이 산출되는 단계;가 포함될 수 있다.

[0025] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 (d)단계는, (d1) 상기 공압부가 가압되는 단계; (d2) 상기 엔진이 연소되는 단계; (d3) 연소가 종료되는 단계; 및 (d4) 공압부의 가압이 종료되는 단계;가 포함될 수 있다.

발명의 효과

[0027] 상기와 같은 구성에 따른 본 발명의 효과는, 실제 엔진과 같은 수직형 스탠드에서 로켓 엔진의 연소 시험 시 정확한 추력을 측정하는 장점이 있다.

[0028] 또한, 본 발명의 효과는, 복수개의 로드셀을 이용하여 추력을 보정하여 추력 측정 시 신뢰성을 상승시키는 장점이 있다.

[0029] 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

[0031] 도 1은 본 발명의 일 실시 예에 따른 수직형 추력 측정장치의 단면도이다.

도 2는 본 발명의 일 실시 예에 따른 수직형 추력 측정장치의 평면도이다.

도 3는 본 발명의 일 실시 예에 따른 수직형 추력 측정장치의 정면도이다.

도 4는 본 발명의 일 실시 예에 따른 추력 단계별 시험 과정을 나타낸 그래프이다.

도 5는 본 발명의 일 실시 예에 따른 로드셀이 측정하는 시간별 반력을 나타낸 그래프이다.

도 6은 본 발명의 일 실시 예에 따른 추력 측정 과정을 나타낸 순서도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0032] 이하에서는 첨부한 도면을 참조하여 본 발명을 설명하기로 한다. 그러나 본 발명은 여러 가지 상이한 형태로 구현될 수 있으며, 따라서 여기에서 설명하는 실시 예로 한정되는 것은 아니다. 그리고 도면에서 본 발명을 명확하게 설명하기 위해서 설명과 관계없는 부분은 생략하였으며, 명세서 전체를 통하여 유사한 부분에 대해서는 유사한 도면 부호를 붙였다.

[0033] 명세서 전체에서, 어떤 부분이 다른 부분과 "연결(접속, 접촉, 결합)"되어 있다고 할 때, 이는 "직접적으로 연결"되어 있는 경우뿐 아니라, 그 중간에 다른 부재를 사이에 두고 "간접적으로 연결"되어 있는 경우도 포함한다. 또한 어떤 부분이 어떤 구성요소를 "포함"한다고 할 때, 이는 특별히 반대되는 기재가 없는 한 다른 구성요소를 제외하는 것이 아니라 다른 구성요소를 더 구비할 수 있다는 것을 의미한다.

[0034] 본 명세서에서 사용한 용어는 단지 특정한 실시 예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 본 발명을 한정하려는 의도가 아니다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다. 본 명세서에서, "포함하다" 또는 "가지다" 등의 용어는 명세서상에 기재된 특징, 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 지정하려는 것이지, 하나 또는 그 이상의 다른 특징들이나 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것들의 존재 또는 부가 가능성을 미리 배제하지 않는 것으로 이해되어야 한다.

[0035] 이하 첨부된 도면을 참고하여 본 발명에 대하여 상세히 설명하기로 한다.

[0037] 도 1은 본 발명의 일 실시 예에 따른 수직형 추력 측정장치의 단면도이고, 도 2는 본 발명의 일 실시 예에 따른 수직형 추력 측정장치의 평면도이며, 도 3는 본 발명의 일 실시 예에 따른 수직형 추력 측정장치의 정면도이다.

[0038] 도 4는 본 발명의 일 실시 예에 따른 추력 단계별 시험 과정을 나타낸 그래프이고, 도 5는 본 발명의 일 실시 예에 따른 로드셀이 측정하는 시간별 반력을 나타낸 그래프이고, 도 6은 본 발명의 일 실시 예에 따른 추력 측정 과정을 나타낸 순서도이다.

[0040] 도 1 내지 도 3에서 보는 바와 같이, 수직형 추력 측정 장치는, 수직형 시험 스탠드와 결합되며, 원판 형상으로 형성되는 중앙고정체(120)를 포함하는 고정부, 중앙고정체(120) 하부면과 결합되며, 고정부와 결합되며, 로켓 엔진의 추력에 의해 상하 방향으로 이동되는 이동부, 외부로부터 공급되는 가스에 의해 이동부를 상하방향으로 수직하게 이동시키며 로드(322)을 포함하는 공압부, 로드(323)의 상부면과 접촉되며, 공압부에서 가해지는 힘의 반력을 측정하는 레퍼런스로드셀(220) 및 중앙고정체(120) 상부면과 결합되며, 이동부에 의해 가해지는 힘의 반력을 측정하는 워킹로드셀(210)을 포함할 수 있다.

[0041] 외부의 구조물은 수직형 시험 스탠드로 형성될 수 있고, 수직형 시험 스탠드의 하부면은 지면과 결합될 수 있으며, 수직형 시험 스탠드의 일부위는 중앙고정체(120)와 결합되는 임의의 구조물로써, 추력에 의하여 추력 측정 장치의 고정부가 이동되는 것을 방지하여 추력 측정 시 추력 측정 신뢰성을 상승시킬 수 있다.

[0042] 여기서 고정부는, 원판 형상으로 형성되는 중앙고정체(120), 링 형상으로 형성되며, 중앙고정체(120)와 평행하게 형성되고, 중앙고정체(120)로부터 상부방향으로 이격되어 형성되는 상부고정체(110), 링 형상으로 형성되며, 중앙고정체(120)와 평행하게 형성되고, 중앙고정체(120)로부터 하부방향으로 이격되어 형성되는 하부고정체(130) 및 상부고정체와 결합되며 상기 중앙고정체를 관통하여 상기 하부고정체와 결합되어, 상기 상부고정체, 상기 중앙고정체 및 상기 하부고정체를 수직하게 고정하는 고정빔(111)을 포함할 수 있다.

[0043] 중앙고정체(120)는 원판 형상으로 형성될 수 있으며, 중앙고정체(120)의 모서리로부터 내측 방향으로 홀의 형상으로 형성되는 결합홀을 구비하여 수직형 시험 스탠드와 고정될 수 있다. 이로 인해 수직한 방향으로 추력 측정 장치가 형성되어 수직하게 형성되는 엔진들을 장착하여 실제 발사체의 운영 조건과 동일한 조건으로 추력을 측정하여 추력의 신뢰성을 상승시킬 수 있다.

[0044] 중앙고정체(120)는 중심점으로부터 원기둥 형상으로 상부 방향 및 하부 방향으로 연장되어 형성되는 돌출체를 구비하여 레퍼런스로드셀(220) 및 워킹로드셀(210)이 중앙고정체(120)와 용이하게 결합될 수 있다.

[0045] 중앙고정체(120)는 내부가 빈 파이프 형상으로 형성되는 이동빔가이드(121)를 구비할 수 있으며, 이동빔가이드(121)에 이동빔(311)이 인입되어 이동빔가이드(121) 내에서 이동빔(311)이 상하방향인 수직한 방향으로 용이하

게 이동될 수 있다. 이로 인해 이동빔(311)과 결합된 이동부가 상하방향으로 용이하게 이동될 수 있다.

[0046] 상부고정체(110)는 링 형상의 판으로 형성될 수 있으며, 중앙고정체(120)로부터 상부방향으로 중앙고정체(120)와 지면으로부터 평행한 방향으로 이격되어 형성될 수 있다. 상부고정체(110)의 하부면과 중앙고정체(120)의 상부면은 고정빔(111)으로 결합될 수 있다.

[0047] 하부고정체(130)는 링형상의 판으로 형성될 수 있으며, 중앙고정체(120)로부터 하부방향으로 중앙고정체(120)와 지면으로부터 이격되어 평행한 방향으로 형성될 수 있다. 하부고정체(130)의 상부면과 중앙고정체(120)의 하부면은 고정빔(111)으로 결합될 수 있다. 이로 인해 고정부가 지면으로부터 수직한 방향으로 형성되어 수직형 시험 스탠드에 결합되어 로켓 엔진의 추력을 수직한 방향으로 측정할 수 있다.

[0048] 고정빔(111)은 고정부에 빔형상으로 형성되는 기둥으로 형성될 수 있으며, 상부고정체와 결합되며 상기 중앙고정체를 관통하여 상기 하부고정체와 결합되어, 상기 상부고정체, 상기 중앙고정체 및 상기 하부고정체를 수직하게 고정할 수 있고, 고정빔(111)은 도 2에서 보는 바와 같이 복수개 결합될 수 있으며 바람직하게 3개의 고정빔(111)이 결합될 수 있다.

[0049] 3개의 고정빔(111)은 상부고정체(110)의 중심점을 기준으로 동일거리에 이격되어 형성될 수 있으며, 하나의 고정빔(111)과 다른 고정빔(111) 사이의 거리는 동일하게 형성될 수 있다. 이로 인해 3개의 고정빔(111)의 중심점이 정삼각형을 이루며 상부고정체(110), 중앙고정체(120) 및 하부고정체(130)을 결합시켜 고정부의 결합력을 상승시킬 수 있다.

[0050] 이동유닛은 이동부 및 공압부를 포함할 수 있으며, 이동부는 워킹로드셀(210)과 접촉되며, 상부고정체(110)로부터 내측 방향으로 이격되어 형성되며 상하방향으로 수직하게 이동되는 상부이동체(310), 공압부와 결합되며, 상부이동체(310)와 평행한 방향으로 이격되어 형성되어 상하방향으로 수직하게 이동되는 하부이동체(320) 및 하부이동체(320)와 상부이동체(310)를 수직하게 결합시키는 이동빔(311)을 포함할 수 있다.

[0051] 공압부는 하부이동체(320)와 결합되며, 가스가 인입되는 공압실(321), 레퍼런스로드셀(220) 하부면과 접촉되며, 외부로부터 공급되는 가스에 의해 가스가 로드(323)을 미는 힘에 대한 반력으로 공압부가 하부방향으로 힘을 받게 되고, 벨로우즈(322)가 수축하며, 이동부 전체가 하부방향으로 이동될 수 있다. 이때 로드(323) 및 로드연장부(324)는 레퍼런스 로드셀(210)에 접촉되어 외부에서 공급되는 가스에 의해 움직이지 않고 고정되어 형성될 수 있다.

[0052] 수직하게 이동되는 로드(323) 및 상부면은 하부이동체(320)와 결합되고, 하부면은 로드(323)과 결합되는 벨로우즈(322)를 포함할 수 있다.

[0053] 상부이동체(310)는 원판 형상으로 형성될 수 있으며, 상부이동체(310)의 하부면은 워킹로드셀(210) 상부면과 접촉될 수 있다. 추력이 가해지지 않을 시, 상부이동체(310)는 상부고정체(110)와 지면으로부터 평행한 방향으로 대응되게 형성될 수 있으며, 상부이동체(310)는 상부고정체(110)로부터 내측 방향으로 이격되어 형성될 수 있다. 상부고정체(110)와 상부이동체(310)는 상부판스프링(410)으로 결합되어 상부이동체(310)가 추력이 가해질 시, 고정부의 길이방향인 상하부 방향으로 이동될 수 있다. 추력 발생 시 상부판스프링(410)이 상부이동체(310)의 이동에 따라 변형되어 추력의 반력에 의한 저항 손실을 최소화하며 상부 방향으로 상부이동체(310)가 이동될 수 있다. 이로 인해, 추력측정 시 저항 손실을 최소화하여 엔진의 추력측정 시 발생할 수 있는 오차 발생을 줄일 수 있다.

[0054] 하부이동체(320)는 중앙점에 홀을 구비하는 도넛 형상의 판 형상으로 형성될 수 있으며, 하부이동체(320)의 홀에는 로드(323)이 인입되어 가스의 압력에 의한 힘을 레프런스로드셀(210)으로 전달할 수 있다.

[0055] 추력이 가해지지 않을 시, 하부이동체(320)는 하부고정체(130)와 지면으로부터 평행한 방향으로 대응되게 형성될 수 있으며, 하부이동체(320)는 하부고정체(130)로부터 내측 방향으로 이격되어 형성될 수 있다. 하부고정체(130)와 하부이동체(320)는 하부판스프링(420)으로 결합되어 하부이동체(320)에 추력이 가해질 시, 하부이동체(320)가 고정부의 지면으로부터 수직한 상부 방향으로 이동될 수 있다. 추력 발생 시 하부판스프링(420)이 하부이동체(320)의 이동에 따라 변형되어 추력의 반력에 의한 저항 손실을 최소화하며 상부 방향으로 하부이동체(320)가 이동될 수 있다. 이로 인해, 추력측정 시 저항 손실을 최소화하여 엔진의 추력측정 시 발생할 수 있는 오차 발생을 줄일 수 있다.

[0056] 상부이동체(310)의 하부면과 하부이동체(320)의 상부면은 이동빔(311)과 결합될 수 있으며, 이로 인해 추력이 발생될 시, 하부이동체(320)가 상부방향으로 상승됨에 따라 하부이동체(320)의 상부면과 결합된 이동빔(311)이

상부방향으로 상승되고, 이동빔(311)이 상부방향으로 상승함에 따라 이동빔(311)의 상부면과 결합된 상부이동체(310)가 상부방향으로 이동될 수 있다. 이때, 이동빔(311)은 중앙고정체(120)에 형성된 이동빔가이드(121)에 인입되어 별도의 간섭없이 용이하게 상하부 방향으로 이동될 수 있다.

[0057] 이동빔(311)은 이동부에 빔형상으로 형성될 수 있으며, 이동빔(311)의 상부모서리는 상부이동체(310)의 하부면과 결합되고, 이동빔(311)의 하부모서리는 하부이동체(320)의 상부면과 결합될 수 있다. 이동빔(311)은 복수개 형성될 수 있으며, 이동빔(311)은 고정빔(111)의 개수와 동일하게 형성될 수 있고, 각각의 이동빔(311)은 각각의 고정빔(111)과 상부이동체(310)의 중심점을 잇는 가상선상에 위치될 수 있다. 이로 인해 도 2에서 보는 바와 같이, 3개의 이동빔(311)이 정삼각형을 이루며 방사체(430b)의 홈에 고정빔(111)과 이동빔(311)의 고정 나사가 인입될 수 있으며, 이동빔(311)이 정삼각형을 이루며 상부이동체(310) 및 하부이동체(320)를 결합시켜 이동부의 결합력을 상승시킬 수 있다.

[0058] 하부이동체(320)의 하부면은 어댑터체를 포함할 수 있다. 어댑터체는 어댑터빔(331)과 어댑터링(332)으로 형성될 수 있고, 하부이동체(320)의 하부면은 빔형상으로 형성되는 복수개의 어댑터빔(331)과 결합될 수 있고, 어댑터빔(311)은 바람직하게 3개로 형성될 수 있다. 어댑터빔(331) 각각은 하부이동체(320)와 결합된 상부면으로부터 하부방향으로 기울어진 형상으로 형성될 수 있으며, 각각의 어댑터빔(331)은 하부이동체(320)을 중심점을 기준으로 동일거리에 이격되어 형성될 수 있으며, 하나의 어댑터빔(331)과 다른 어댑터빔(331) 사이의 거리는 동일하게 형성될 수 있다. 이로 인해 어댑터링(332) 및 하부이동체(320)에 접촉되는 3개의 어댑터빔(331)이 중심점이 정삼각형을 이루며 형성될 수 있다. 어댑터빔(331)의 하부면은 어댑터링(332)과 결합될 수 있다.

[0059] 어댑터링(332)은 링형상으로 형성되며, 어댑터빔(331)과 결합될 수 있고, 어댑터링(332)에 시험 물체가 결합될 수 있다. 이로 인해 시험 물체에서 추력이 발생될 시 어댑터링(332)이 상부방향으로 이동될 수 있다. 이로 인해, 어댑터링(332)에 실험체가 수직한 방향으로 결합되어, 수직으로 형성되는 액체 로켓 등의 엔진을 실제 발사체의 운영 조건과 동일한 현상을 구현하여 실험하여 정확한 추력을 측정할 수 있다.

[0060] 공압부는, 하부이동체(320)의 하부면에는 상부가 개방되고, 내부에 공간을 구비하는 형상의 원기둥 형상의 공압실(321)이 결합될 수 있으며, 공압실(321)은 로드(323)의 적어도 일부를 둘러싸는 형상으로 형성될 수 있고, 공압실(321)의 하부면에는 가스가 인입되는 가스인입구(321a)가 연장되어 형성될 수 있다. 이로 인해 공압실(321)의 내부에 가스를 주입하여 공압실(321)의 내부 압력을 조절할 수 있다.

[0061] 하부이동체(320)의 하부면 중, 홀이 형성된 내측 모서리로부터 외측 방향으로 원통형의 벨로우즈가 하부이동체(320)의 하부면과 로드의 판체(3223b)에 용접되어 형성될 수 있으며, 벨로우즈(322)가 하부이동체(320)와 로드(323)을 연결시킬 수 있다.

[0062] 로드(323)은 지면으로부터 수직한 방향으로의 단면 형상이 '凸'로 형성될 수 있다. 즉, 기둥형상으로 형성되는 기둥체(323a)와, 기둥체(323a)의 하부모서리로부터 외측 방향으로 원판형상으로 연장되어 형성되는 판체(323b)를 포함할 수 있다. 이때 기둥체(323a)의 직경은 하부이동체(320)의 홀의 직경보다 작게 형성될 수 있어 하부이동체(320)의 홀에 인입되어 공압실(321) 내부에 주입되는 가스의 압력에 의한 힘을 레퍼런스로드셀(210)에 전달할 수 있다. 판체(323b)의 상부면에는 벨로우즈(322)가 결합될 수 있으며, 벨로우즈(322)의 상부면은 하부이동체(320)와 결합되고 벨로우즈(322)의 하부면은 판체(323b)와 결합되어 로드(323)이 공압실(321) 내부에 고정될 수 있다.

[0063] 로드(323)은 로드(323) 상부 방향으로 연장되어 형성되는 로드연장체(324)가 결합될 수 있으며, 이로 인해 로드연장체(324)가 하부이동체(320)로부터 돌출되어 형성되어 레퍼런스로드셀(220)의 하부면과 접촉될 수 있다. 이로 인해, 외부로부터 가스인입구(321a)를 통해 공압실(321) 방향으로 공급되는 가스의 압력으로 인한 힘이 로드(323)을 통해 레퍼런스로드셀(210)에 전달될 수 있다.

[0065] 수직형 추력 측정 장치는 고정부와 이동부를 결합시키며, 이동부의 이동에 따라 변형되는 판스프링 형상의 플렉서블부를 더 포함할 수 있으며, 플렉서블부는 상부고정체(110)와 상부이동체(310)를 결합시키며, 상부이동체(310)의 이동에 따라 플렉서블하게 변형되는 상부판스프링(410), 하부고정체(130)와 하부이동체(320)를 결합시키며, 하부이동체(320)의 이동에 따라 플렉서블하게 변형되는 하부판스프링(420)을 포함할 수 있다.

[0066] 도 2에서 보는 바와 같이, 상부판스프링(410)은 상부이동체(310)와 상부고정체(110)를 결합시킬 수 있으며, 추력이 없을 시, 상부이동체(310) 및 상부고정체(110)와 지면으로부터 수직한 방향으로 대응되는 위치에 형성될 수 있으며, 상부판스프링(410)은 상부이동체(310)에 복수개 이격되어 형성될 수 있다. 상부판스프링(410)은 상

부이동체(310)의 이동에 따라 플렉서블하게 변형될 수 있다. 이로 인해, 상부이동체(310)가 추력의 반력에 의한 저항의 손실을 최소화하여 이동되어 외부 저항을 최소화할 수 있다. 이로 인해, 추력측정 시 저항 손실을 최소화하여 엔진의 추력측정 시 발생할 수 있는 오차 발생을 줄일 수 있다.

[0067] 상부고정체(110) 및 상부이동체(310)의 상부방향으로 상부고정체(110) 및 상부이동체(310)를 결합시키는 스탑퍼(430)가 추가로 형성될 수 있으며, 스탑퍼(430)는 상부이동체(310)의 중점과 결합되는 상부고정판(430a)과, 상부고정판(430a)으로부터 방사 방향으로 연장되어 형성되는 복수개의 방사판(430b)을 구비할 수 있다. 방사판(430b)은 방사판(430b)의 중앙에 홈의 형상으로 형성되는 방사홈을 포함할 수 있으며, 방사홈에 상부이동체(310)와 복수개의 이동빔(311) 각각을 결합시키며, 상부이동체(310) 상부 방향으로 돌출되어 형성되는 나사가 인입될 수 있다.

[0068] 스탑퍼(430)는 스탑퍼(430)의 하부면으로부터 상부방향으로 형성되는 홈을 구비할 수 있으며, 이로 인해 예비하중 이상의 과한 추력이 발생할 시 이를 통제할 수 있고, 상부이동체(310)가 홈 방향으로 용이하게 이동될 수 있다. 또한, 스탑퍼(430)가 판스프링으로 형성되어 추력이 발생할 시 변형되어 스탑퍼(430)는 연소로 인해 예비하중보다 큰 추력이 발생할 경우, 상부 방향으로의 변위를 통제하여 수직형 추력 측정 장치를 보호할 수 있다.

[0069] 하부판스프링(420)은 하부이동체(320)와 하부고정체(130)를 결합시킬 수 있으며, 추력이 없을 시, 하부이동체(320) 및 하부고정체(130)와 지면으로부터 수직한 방향으로 대응되는 위치에 형성될 수 있고, 하부판스프링(420)은 하나의 하부이동체(320)에 복수개 이격되어 형성될 수 있다. 하부판스프링(420)은 하부이동체(320)의 이동에 따라 플렉서블하게 변형될 수 있다. 이로 인해, 하부이동체(320)가 추력의 반력에 의해 이동되어 외부 저항을 최소화할 수 있다. 이로 인해, 추력측정 시 저항 손실을 최소화하여 엔진의 추력측정 시 발생할 수 있는 오차 발생을 줄일 수 있다.

[0071] 수직형 추력 측정 장치는 중앙고정체(120) 하부면과 결합되며, 로드(323)의 상부면과 접촉되며, 공압부에서 가해지는 힘의 반력을 측정하는 레퍼런스로드셀(220) 및 중앙고정체(120) 상부면과 결합되며, 이동부에 의해 가해지는 힘의 반력을 측정하는 워킹로드셀(210)을 포함할 수 있다. 레퍼런스로드셀(220)과 워킹로드셀(210)에서 측정된 측정값을 이용하여 추력을 산출할 수 있다.

[0072] 레퍼런스로드셀(220)의 하부면은 로드연장체(324)의 상부면과 접촉될 수 있으며, 이로 인해 공압실(321)에 가스가 인입될 시, 가스의 압력으로 인한 힘이 로드(323)과 로드연장체(324)를 통해 레퍼런스로드셀(210)로 전달되고, 레퍼런스로드셀(210)로 전달된 힘의 반력에 의해 이동부는 하부 방향으로 힘을 받고, 벨로우즈(322)가 수축하며 이동부가 하부로 이동할 수 있다. 이로 인해 로드연장체(324)와 레퍼런스로드셀(220)의 접촉힘이 증가하여 레퍼런스로드셀(220)이 공압부에서 형성되는 힘의 반력을 측정할 수 있다.

[0073] 자세하게 도 5(a)가 레퍼런스로드셀(220)에서 측정된 반력을 나타내는 그래프일 시, 도 5(a)에서 보는 바와 같이, 레퍼런스로드셀(220)에서 측정된 반력이 F_R일 시, 엔진과 이동부의 무게에 의한 힘인 자중(W_1), 배관에 의한 저항(F_{loss1}), 추력(F_{th1}), 공압실(321)에 가해지는 예비하중(F_{R1})로 가정할 수 있다.

[0074] 그래프의 x축은 시간으로 형성될 수 있으며, 각각 순서대로 초기상태, 공압부가압, 연소, 연소종료를 나타낼 수 있으며 y축은 레퍼런스로드셀(220)에서 측정된 반력인 F_R을 나타낼 수 있다.

[0075] 초기상태에는 공압실(321)에 가스가 인입되지 않아 레퍼런스로드셀(210)에 반력이 전달되지 않으며 F_R이 0으로 형성될 수 있다. 이후, 공압부에 예비하중(F_{R1})만큼의 가스를 인입하여 가압할 시, F_R이 F_{R1}과 동일하게 형성될 수 있다.

[0076] 이후 엔진에서 연소가 시작될 경우, 추력이 발생할 수 있다. 이때, 공압부에 가해지는 압력은 일정하게 형성되지만 추력에 의하여 공압실(321) 내의 부피가 변형되어 벨로우즈(322)가 미세하게 변화되어 로드(323)이 미세하게 상승될 수 있지만 F_R은 공압부 가압시와 거의 변하지 않으며 F_{R1}과 거의 일정하게 형성될 수 있다. 이후 엔진의 연소가 끝날 경우, 공압부에 가해지는 압력은 일정하게 형성되어 레퍼런스로드셀(220)에 측정되는 반력인 F_R은 F_{R1}과 동일하게 형성될 수 있다. 공압부에 가스 인입을 중단하고, 연소실의 압력을 초기상태로 되돌릴 시, 압력에 의해 축소된 벨로우즈(322)의 길이가 상승되어 초기상태로 복원될 수 있으며, 벨로우즈(322)의 길이가 길어짐에 따라 초기상태로 복원될 수 있다. 이로 인해 레퍼런스로드셀(220)에서 측정된 반력이 초기상태와 동일하

게 측정될 수 있다.

[0077] 워킹로드셀(210)의 상부면은 상부이동체(310)의 하부면과 접촉될 수 있으며, 워킹로드셀(210)은 이동부에 의해 형성되는 힘의 반력을 측정할 수 있다. 즉, 워킹로드셀(210)은 이동부가 워킹로드셀(210)을 누르는 힘의 반력을 측정할 수 있다. 이동부는 고정부에 판스프링으로 결합되어 추력이 발생될 시, 판스프링이 변형되어 별도의 저항 없이 이동부가 이동할 수 있다.

[0078] 자세하게 도 5(b)가 워킹로드셀(210)에서 측정된 반력을 나타내는 그래프일 시, 도 5(b)에서 보는 바와 같이, 워킹로드셀(210)에서 측정된 반력이 F_w일 시, 엔진과 이동부의 무게에 의한 힘인 자중(W_1), 배관에 의한 저항(F_{loss1}), 추력(F_{th1}), 공압실(321)에 가해지는 예비하중(F_{R1})로 가정할 수 있다.

[0079] 그래프의 x축은 시간으로 형성될 수 있으며, 각각 순서대로 초기상태, 공압부가압, 연소, 연소종료를 나타낼 수 있으며 y축은 워킹로드셀(210)에서 측정된 반력인 F_w를 나타낼 수 있다.

[0080] 초기상태에는 이동부와 이동부에 결합된 엔진의 무게인 자중(W_1)의 무게에 의하여 워킹로드셀(210)에서 측정된 반력인 F_w는 자중(W_1)으로 형성될 수 있다. 이후 공압부가 가압될 시, 공압부의 벨로우즈(322)가 수축함과 동시에 하부이동체(320)가 하부방향으로 이동되어 이동체가 하부방향으로 이동될 수 있다. 이로 인해 공압부 가압 시, 공압실(321)에 가해지는 예비하중(F_{R1})이 자중에 더해질 수 있어 엔진에 추력이 발생하여 이동부가 이동될 시 유격에 의한 손상이 발생하는 것을 방지할 수 있다. 이때 추진제 공급 배관 등의 배관에 의한 저항(F_{loss1})이 형성되어 저항으로 인한 손실을 고려해야할 수 있다. 따라서 공압부 가압 시 워킹로드셀(210)의 반력(F_w)은 W_1+ F_{R1}- F_{loss1}로 나타날 수 있다.

[0081] 이후 엔진에서 연소가 시작될 경우, 로켓 앞쪽과 뒤쪽의 압력차에 의해 로켓이 앞으로 나아가는 추력이 발생할 수 있다. 이로 인해 이동부 및 이동부와 결합된 엔진이 추력에 의해 상부방향으로 이동될 수 있어 연소 시 워킹로드셀(210)의 반력(F_w)은 공압부 가압 시의 반력에서 추력을 뺀 W_1+ F_{R1}- F_{loss1}- F_{th1}로 나타날 수 있다. 이후 연소가 끝날 경우, 이동부 및 엔진에 가해지던 상승힘인 추력이 사라져 이동부 및 엔진이 하부방향으로 이동되어 이동부의 위치가 공압부 가압 시로 복원될 수 있다. 이로 인해 연소종료 시, 워킹로드셀(210)의 측정 반력은 공압부가압 시와 동일 할 수 있고, 공압부에 가스 인입을 중단하고, 연소실의 압력을 초기상태로 되돌릴 시, 예비하중(F_{R1})이 사라짐에 따라 이동부가 초기 상태 복원되기 위하여 상부 방향으로 상승될 수 있어, 워킹로드셀(210)의 반력(F_w)은 자중(W_1)으로 형성될 수 있다.

[0083] 이때, 수직형 추력 측정 장치에 가해지는 힘의 방향에 있어서, 엔진이 연소되며 발생되는 추력(F_{th})의 경우 추력장치의 하부면으로부터 상부면으로 방향인 상부방향으로 힘이 작용할 수 있으며, 워킹로드셀(210)에 생기는 힘인 F_w 의 경우 이동부 및 엔진이 워킹로드셀(210)을 누를 때 워킹로드셀(210)에 생기는 반력으로 상부방향으로 힘이 작용할 수 있고, 배관에 의한 저항인 F_{loss}도 상부방향으로 힘이 작용할 수 있다. 반면, 레퍼런스로드셀(220)(F_R)의 경우 공압의 반력으로 로드(323)이 누르는 힘의 반력이기에 추력장치의 상부면으로부터 하부면 방향인 하부방향으로 힘이 작용할 수 있으며, 자중(W_1)의 경우 이동부 및 엔진의 무게에 의하여 형성되는 힘으로 하부방향으로 힘이 작용할 수 있다. 따라서 힘의 합은 하기의 식 1과 같이 나타날 수 있다.

[0084] $$F_{th} + F_W + F_{loss} = F_R + W$$

[0085] (여기서, F_{th}는 추력, F_W는 워킹로드셀(210)에 전해지는 힘, F_{loss}는 저항, F_R은 레퍼런스로드셀(220)에 전해지는 힘, W는 자중)

[0086] 수식 1은 추력(F_{th})에 관한 식으로 정리될 수 있으며, 수식 2는 하기의 식으로 형성될 수 있다. 이때 하기의 식 중 W- F_{loss} 는 사전에 미리 실험되어 기설정된 데이터로 사용될 수 있다. 손실함수는 식 1에서 F_{th}=0인 경우이며, 식 2에서와 같이 두 로드셀의 측정값 차이로 구할 수 있다.

[0087] $$F_{th} = F_R - F_W - (F_{loss} - W)$$

[0088] (여기서, F_{th}는 추력, F_W는 워킹로드셀(210)에 생기는 반력, F_R은 레퍼런스로드셀(220)에 생기는 반력, $F_{loss}-W$는 저항을 고려한 자중값, 손실함수)

[0089] 도 4(a)는 추력 단계별 시험을 나타낸 그래프이며, 도 4(b)는 워킹로드셀(210)에 생기는 반력(F_W)과 저항을 고려한 자중값($W-F_{loss}$)일 시, 도 4(a)에서 보는 바와 같이, 장치를 연소시험시와 동일하게 구성한 상태에서 공압부에 압력을 단계별로 높여가면서 넣을 수 있다. 이때 압력은 단계적으로 상승 및 하강하며, 각 단계를 i로 나타낼 때, i는 복수 개로 형성될 수 있고, i가 1부터 9까지의 압력값을 구비할때를 하나의 원(one circle)이라 칭할 수 있으며, 하나의 원의 개수는 j로 나타날 수 있고, j는 복수번 반복될 수 있다.

[0090] 이때 워킹로드셀(210)에는 배관으로 인한 저항으로 인해 인입된 압력보다 적은 값이 나올 수 있다. 그때의 레퍼런스로드셀(220)의 값과 워킹로드셀(210)의 차이값은 손실함수로 $F_{loss}-W$로 나타날 수 있다. 이러한 압력상승에 따른 워킹로드셀(210)의 반력을 순차적으로 구하여 연소 실험 전에 기설정된 데이터인 $F_{loss}-W$를 구할 수 있다.

[0091] 도 4(b)는 도 4(a)의 그래프를 일차식으로 선형화하여 나타낸 그래프로 x축은 워킹로드셀(210)의 반력인 F_W로 나타날 수 있고, y축은 저항을 고려한 자중값인 $F_{loss}-W$로 나타날 수 있다. 이후 로켓의 추력을 측정하기 위한 연소 실험 시, 해당 워킹로드셀(210)(F_W)의 값에 따른 저장되어 기설정된 데이터인 $F_{loss}-W$을 사용하여 추력(F_{th})을 구할 수 있다.

[0093] 도 6에서 보는 바와 같이, 수직형 추력 측정 방법은 (a) 추력 단계별 시험이 수행되는 단계(S110), (b) 재현성, 비선형성 및 히스테리시스가 확인되는 단계(S120) (c) 손실 함수가 도출되는 단계(S130), (d) 연소 시험이 수행되는 단계(S140) 및 (e) 엔진의 추력이 산출되는 단계(S150)가 포함될 수 있다.

[0094] (a)단계는, 추력 단계별 시험이 수행되는 단계(s110)로 도 4(a)에서 보는 바와 같이, 재현성, 비선형성 및 히스테리시스를 확인하기 위하여 추력 시험을 단계별로 수행할 수 있다. 즉 (a)단계는 공압실(321)에 가스를 단계별로 인입하여 단계별 압력에 따른 워킹로드셀(210)의 값과 레퍼런스로드셀(220)의 값을 산출 할 수 있다.

[0095] (a)단계가 수행된 후 (b)단계인 재현성, 비선형성 및 히스테리시스가 확인되는 단계가 수행될 수 있다. (b)단계는 (b1) 재현성이 확인되는 단계(s120) (b2) 비선형성이 확인되는 단계(s120) (b3) 히스테리시스가 확인되는 단계(s120) 및 (b4) 재현성, 비선형성 및 히스테리시스가 설정 재현성, 설정 비선형성 및 설정 히스테리시스 초과하는지 확인하는 단계(S130);를 포함할 수 있다.

[0096] (b1)단계는 재현성이 확인되는 단계로 재현성은 (a)과정을 복수번 반복하여 각각 일정 압력에서의 워킹로드셀(210)(F_w)의 값과 레퍼런스로드셀(220)(F_R)의 값을 비교하여 워킹로드셀(210)(F_w)의 값과 레퍼런스로드셀(220)(F_R)값이 유지되는지 확인하여 저항의 오차를 구할 수 있다.

[0097] (b2)단계는 선형성을 평가하는 단계로, 추력 단계별 시험에서 얻은 워킹로드셀(210)(F_w)의 값과 레퍼런스로드셀(220)(F_R)의 값을 선형화하여 표준편차를 구할 수 있다.

[0098] (b3)단계는 히스테리시스가 확인되는 단계로, 추력 단계별 시험에서 얻은 이동부 상승 및 하강 시의 워킹로드셀(210)값과 레퍼런스로드셀(220)값의 차이를 확인하여 산출할 수 있고, 이동부가 상승되고 하강될 시의 워킹로드셀(210)(F_w)의 차이를 확인하여 집진도를 확인할 수 있다.

[0099] (b4)단계는 (b1) 내지 (b3)에서 획득된 재현성(a)이 설정 재현성(a)을 초과되거나, 획득된 선형성(b)이 설정 선형성(b) 초과되거나, 획득된 히스테리시스(c)가 설정 히스테리시스(c)를 초과될 시 S110 단계로 복귀하여 S110 단계 내지 S130단계를 반복할 수 있으며, (b1)단계에서 획득된 재현성(a)이 설정 재현성(a)을 미만임과 동시에 (b2)단계에서 획득된 선형성(b)이 설정 선형성(b)을 미만이며, (b3)단계에서 획득된 히스테리시스(c)가 설정 히스테리시스(c)를 미만일 시 S140으로 이동될 수 있다. 이로 인해 (b)단계에서 추력 측정 장치의 중심축의 일치를 확인하여 시험의 신뢰성을 상승시킬 수 있다.

[0100] (b)단계가 수행된 후, (c)단계인 손실 함수가 도출되는 단계(S140)가 수행될 수 있으며, (c)단계는 도 4(b)에서

보는 바와 같이 저항을 고려한 자중값인 손실함수를 구할 수 있다.

[0101] (c)단계가 수행된 후 (d)단계인 연소 시험이 수행되는 단계(S150)가 수행될 수 있으며, (d)단계는, (d1) 공압부가 가압되는 단계, (d2) 엔진이 연소되는 단계, (d3) 연소가 종료되는 단계 및 (d4) 공압부의 가압이 종료되는 단계가 수행될 수 있다.

[0102] (d1)단계는, 공압실(321)에 가스를 주입하여 공압실(321)을 가압할 수 있으며, 공압실(321)을 가압할 시 공압실(321) 내부에 형성된 하부이동체(320) 및 로드(323)과 결합된 벨로우즈(322)가 압력에 의해 수축되어 이동부가 하부방향으로 이동될 수 있다. 동시에 이동부에 공압실(321)의 가압에 따른 예비하중이 더해질 수 있다. 이로 인해 엔진에 추력이 발생하여 이동부가 이동될 시 유격에 의한 손상이 발생하는 것을 방지할 수 있다.

[0103] (d2)단계는, 엔진이 연소되는 단계로 엔진에서 연소과정이 발생되어 엔진에 추력이 발생될 수 있으며, 엔진에 추력이 발생되어 이동부 및 엔진이 상부방향으로 수직하게 상승될 수 있다. 이때 공압부의 압력에는 변화가 발생하지 않을 수 있다.

[0104] (d3)단계는 연소가 종료되는 단계로 엔진에서의 연소가 중지되어 추력 발생이 중지되며, 상부방향으로 이동됐던 이동부 및 엔진이 하부방향으로 수직하게 하강되어 (d2)단계로 복원될 수 있으며, 공압부의 압력에는 변화가 발생하지 않을 수 있다.

[0105] (d4)단계는 공압부의 가압이 종료되는 단계로 공압부에 가스의 인입이 중지되고, 공압부에 머물던 가스가 방출될 수 있다. 이로 인해 수축된 벨로우즈(322)가 이완되어 초기상태로 복원될 수 있다. 이와 동시에 예비하중에 의해 하부방향으로 이동된 이동부 및 엔진이 상부방향으로 이동되어 초기상태로 복원될 수 있다.

[0106] (d)단계가 수행된 후 (e)단계인 엔진의 추력이 산출되는 단계(S160)가 수행될 수 있으며, (e)단계는 레퍼런스로드셀(220)과 워킹로드셀(210)에서 얻어진 값을 이용하여 추력을 보정하여 추력을 산출할 수 있으며, 추력 산출식은 하기의 식으로 형성될 수 있다.

[0107] $$F_{th} = F_R - F_W - (F_{loss} - W)$$

[0108] (여기서, F_{th}는 추력, F_W는 워킹로드셀(210)에 생기는 반력, F_R은 레퍼런스로드셀(220)에 생기는 반력, $(F_{loss} - W)$는 손실함수)

[0110] 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 실시 예들은 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.

[0111] 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

[0113] 110 : 상부고정체

111 : 고정빔

120 : 중앙고정체

121 : 이동빔가이드

130 : 하부고정체

210 : 워킹로드셀

220 : 레퍼런스로드셀

310 : 상부이동체

311 : 이동빔

320 : 하부이동체

321 : 공압실

321a : 가스인입구

322 : 벨로우즈

323 : 로드

323a : 기둥체

323b : 판체

324 : 로드 연장체

331 : 어댑터빔

332 : 어댑터링

410 : 상부판스프링

420 : 하부판스프링

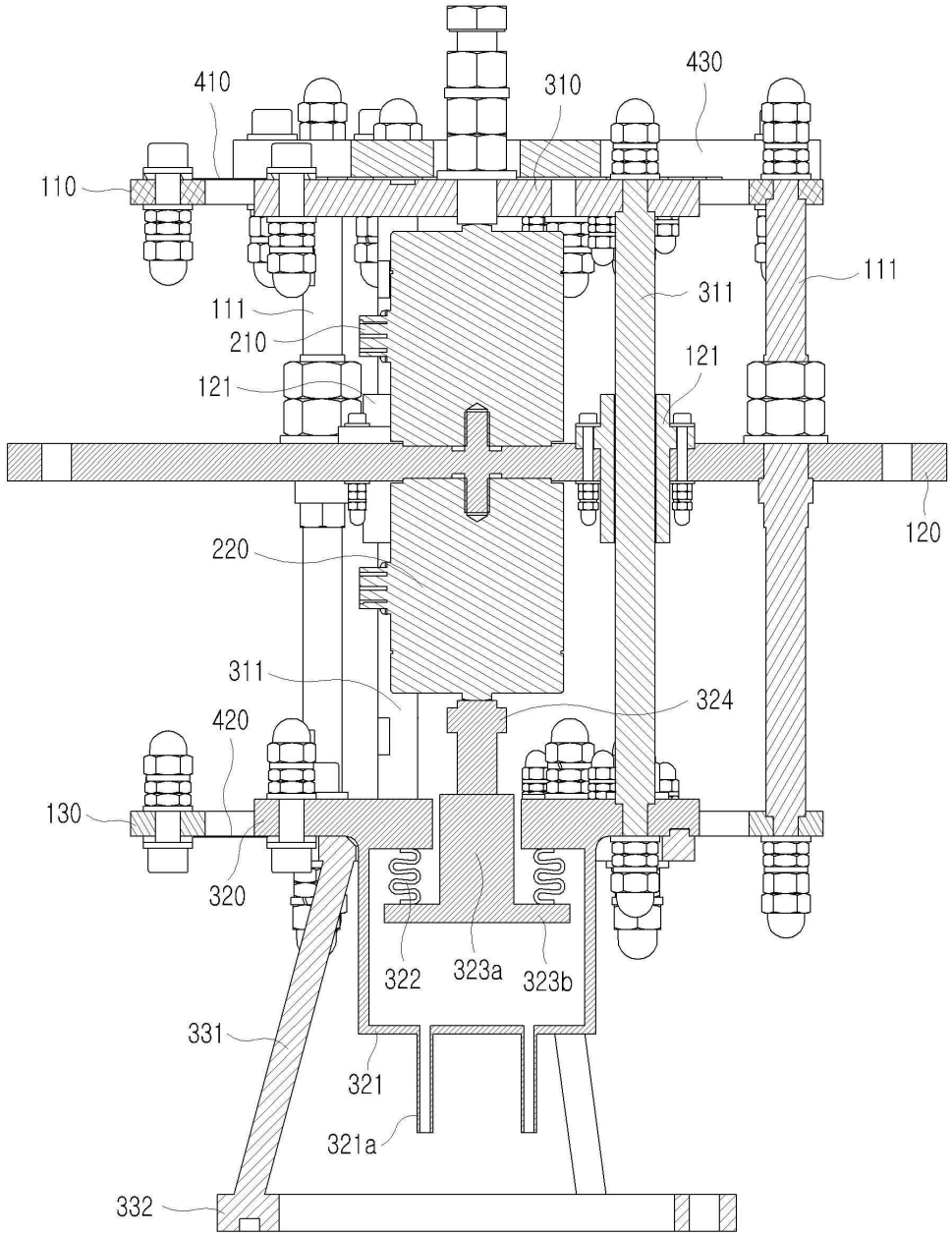
430 : 스탑퍼

430a : 상부고정판

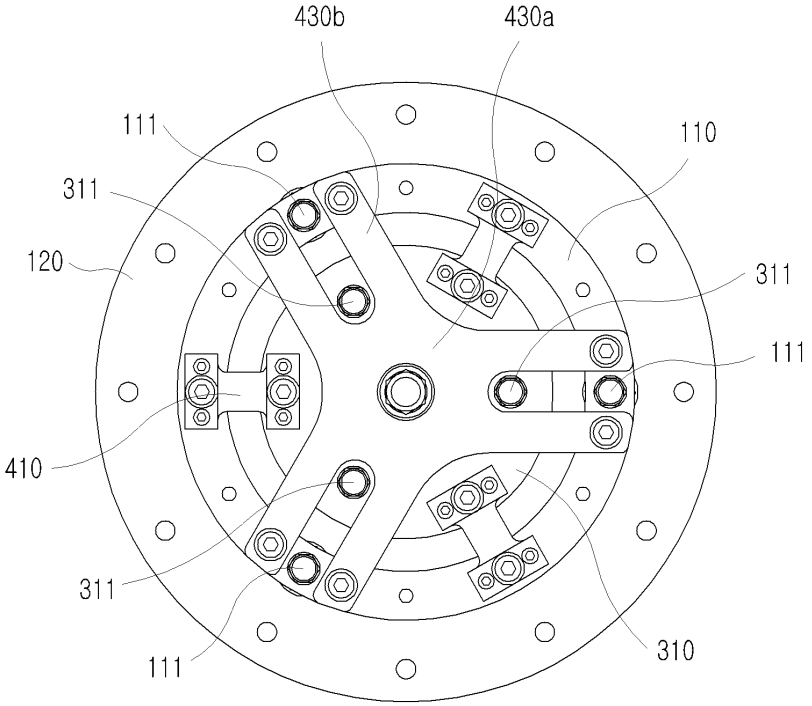
430b : 방사판

도면

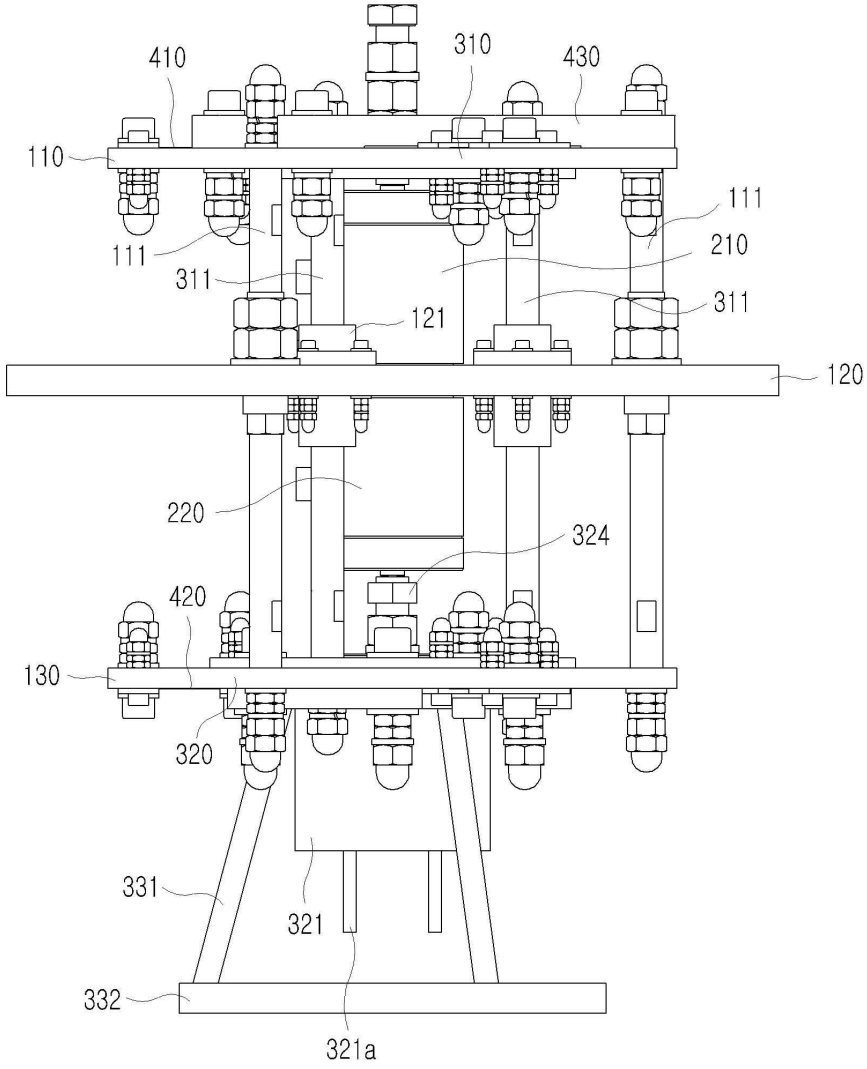
도면1


410
310
430
110
111
311
111
210
121
121
120
220
311
324
420
130
320
322
323a
323b
331
321
321a
332

도면2

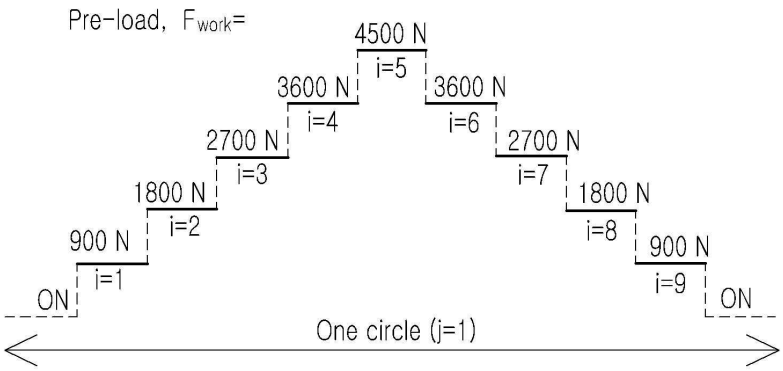


도면3

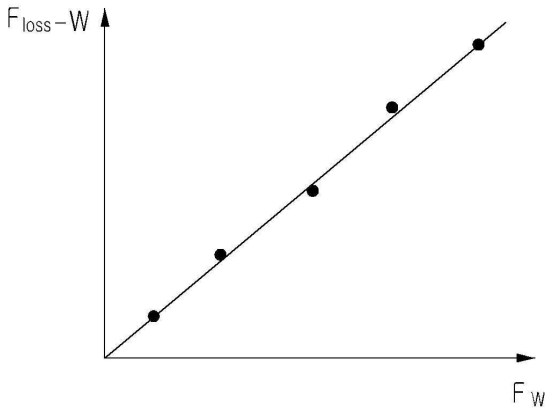

410
310
430
110
111
111
210
311
311
121
120
220
324
420
130
320
331
321
332
321a

도면4

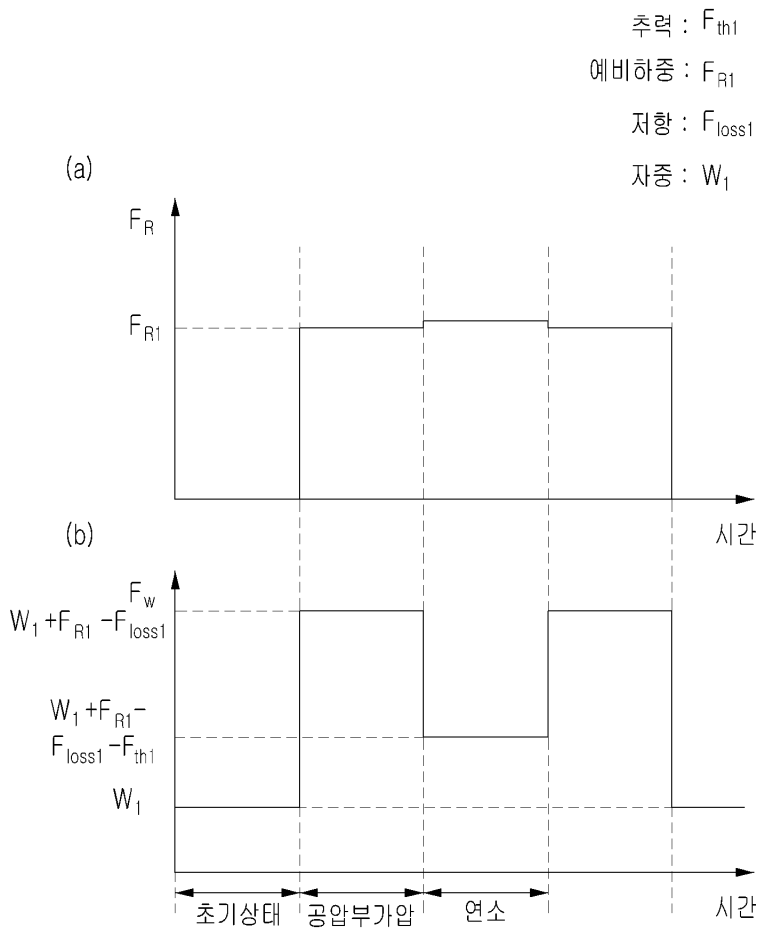
(a)


Pre-load, F_{work}=
4500 N
i=5
3600 N
i=4
3600 N
i=6
2700 N
i=3
2700 N
i=7
1800 N
i=2
1800 N
i=8
900 N
i=1
900 N
i=9
ON
ON
One circle (j=1)

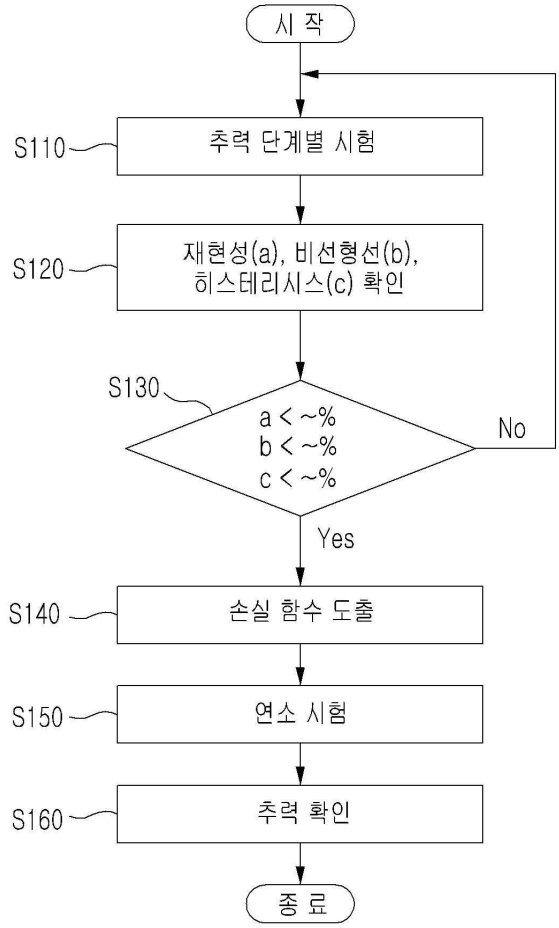
(b)


F_{loss}-W
F_W

도면5


추력 : F_{th1}
예비하중 : F_{R1}
저항 : F_{loss1}
자중 : W_1
(a)
F_R
F_{R1}
시간
(b)
F_w
$W_1+F_{R1}-F_{loss1}$
$W_1+F_{R1}-F_{loss1}-F_{th1}$
W_1
초기상태
공압부가압
연소
시간

도면6


시 작
S110
추력 단계별 시험
S120
재현성(a), 비선형선(b),
히스테리시스(c) 확인
S130
a < ~%
b < ~%
c < ~%
No
Yes
S140
손실 함수 도출
S150
연소 시험
S160
추력 확인
종 료