(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2019-0018093
(43) 공개일자 2019년02월21일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
F02K 9/96 (2006.01) *F02K 9/97* (2006.01)
(52) CPC특허분류
F02K 9/96 (2013.01)
F02K 9/972 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2017-0102081
(22) 출원일자 2017년08월11일
심사청구일자 2017년08월11일

(71) 출원인
충남대학교산학협력단
대전광역시 유성구 대학로 99 (궁동, 충남대학교)
(72) 발명자
고영성
대전광역시 유성구 지족로 362 308동 1404호 (지족동,반석마을아파트)
유이상
대전광역시 서구 계룡로509번길 7, 1412호
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
박진호, 김태완, 이재명

전체 청구항 수 : 총 3 항

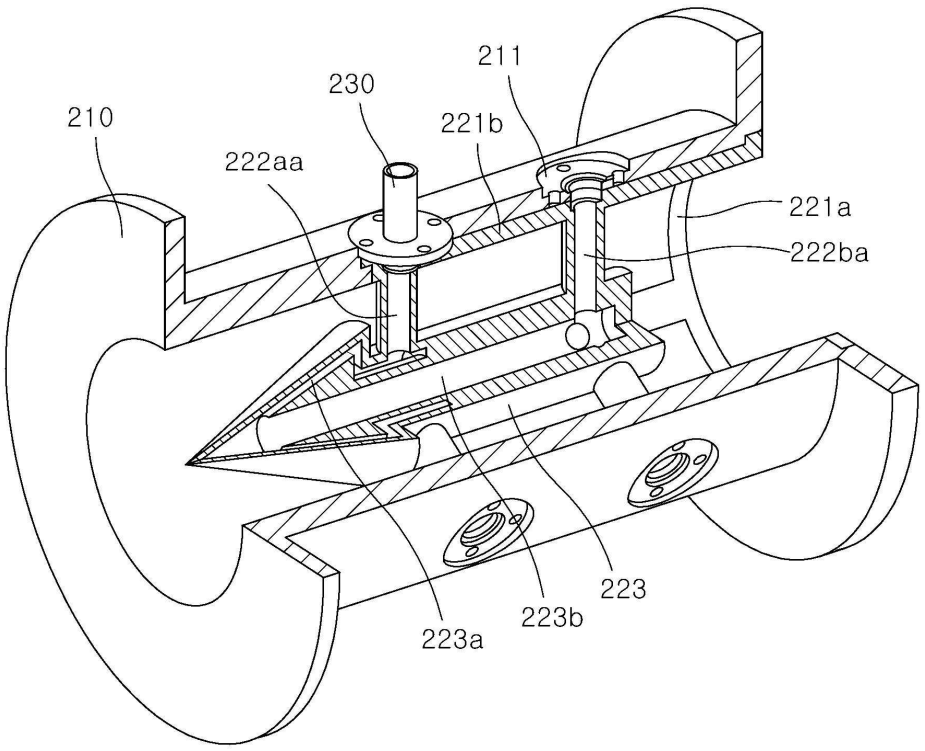
(54) 발명의 명칭 **냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치**

(57) 요 약

본 발명은 고공환경을 모사하는 추진기관 시험설비 중 엔진 등과 같은 부품의 목표고도 및 마하수 조건에 부합할 수 있도록 시험하는 동시에 냉각설비를 구축함으로써 부품의 열적 부하를 완화하는 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에 관한 것이다.

(뒷면에 계속)

대 표 도 - 도5



본 발명은 고공환경을 모사하는 추진기관 시험장치에 있어서, 유체 공급부로부터 유체를 공급받아 분사함으로써 마하수, 압력 및 온도를 조정하는 유체 노즐과, 상기 유체 노즐과 결합되며, 내부 공간에 상기 유체가 이동하고, 상기 유체 노즐에서 분사되는 상기 유체에 의하여 마하수, 압력 및 온도가 구현되는 시험부와, 상기 시험부와 결합되며, 상기 시험부로부터 전달되는 상기 유체가 이동하면서 진공압력을 구현하는 디퓨저와, 상기 시험부 내부의 마하수, 압력 및 온도를 측정하는 측정부를 포함하며, 상기 시험부는 상기 유체 노즐 및 디퓨저와 결합되며, 상기 유체가 이동하는 시험관과, 상기 시험관 내부에 배치되어 상기 시험관 내부를 이동하는 상기 유체를 냉각시키는 냉각 조립체와, 상기 시험관과 상기 냉각 조립체를 결합시키는 결합유닛을 포함한다.

(72) 발명자

이성민

경상남도 진주시 남강로477번길 7, 901호

신동해

충청북도 제천시 무지동길 79-1 (명지동)

명 세 서

청구범위

청구항 1

고공환경을 모사하는 추진기관 시험장치에 있어서,

유체 공급부로부터 유체를 공급받아 분사함으로써 마하수, 압력 및 온도를 조정하는 유체 노즐;

상기 유체 노즐과 결합되며, 내부 공간에 상기 유체가 이동하고, 상기 유체 노즐에서 분사되는 상기 유체에 의하여 마하수, 압력 및 온도가 구현되는 시험부;

상기 시험부와 결합되며, 상기 시험부로부터 전달되는 상기 유체가 이동하면서 진공압력을 구현하는 디퓨저; 및

상기 시험부 내부의 마하수, 압력 및 온도를 측정하는 측정부;를 포함하며,

상기 시험부는,

상기 유체 노즐 및 디퓨저와 결합되며, 상기 유체가 이동하는 시험관;

상기 시험관 내부에 배치되어 상기 시험관 내부를 이동하는 상기 유체를 냉각시키는 냉각 조립체; 및

상기 시험관과 상기 냉각 조립체를 결합시키는 결합유닛;을 포함하며,

상기 냉각 조립체는,

상기 시험관의 내주면과 결합되는 프레임부;

상기 시험관 내부에 배치되며, 전단부는 원추형으로 형성되고 후단부는 원기둥 형상으로 형성되며, 상기 유체의 이동을 간섭하여 상기 시험관 내부에 부하를 발생시키는 부하발생부; 및

상기 프레임부로부터 상기 부하발생부를 지지하는 3축의 지지부;를 포함하며,

상기 부하발생부 및 상기 지지부 내부에는 냉각수가 이동하는 냉각채널이 형성되어, 상기 시험관 내부를 이동하는 유체의 열에 의한 상기 냉각 조립체의 열적 부하를 감소시키는 것을 특징으로 하는 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 지지부는 상기 부하발생부의 길이방향을 기준으로 상기 부하발생부의 전단부와 결합되는 제1 지지부와, 상기 부하발생부의 길이방향을 기준으로 상기 부하발생부의 후단부와 결합되는 제2 지지부를 포함하며,

상기 제1 지지부의 내부에는 상기 냉각수가 유입되는 제1 냉각유로가 형성되고,

상기 제2 지지부의 내부에는 상기 냉각수가 배출되는 제2 냉각유로가 형성되는 것을 특징으로 하는 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치.

청구항 3

제1항 또는 제2항에 있어서,

상기 부하발생부의 내부에는,

상기 부하발생부 내부의 가장자리측에 위치하며, 일단이 상기 제1 냉각유로와 연결되어 상기 부하발생부의 전단부 측으로 냉각수의 이동을 안내하는 제3 냉각유로와,

상기 부하발생부 내부의 중심측에 위치하며, 일단이 상기 제3 냉각유로의 타단과 연결되고, 타단은 상기 제2 냉각유로와 연결되어 상기 냉각수의 이동을 안내하는 제4 냉각유로가 형성되는 것을 특징으로 하는 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에 관한 것으로서, 보다 상세하게는 고공환경을 모사하는 추진기관 시험설비 중 엔진 등과 같은 부품의 목표고도 및 마하수 조건에 부합할 수 있도록 시험하는 동시에 냉각설비를 구축함으로써 부품의 열적 부하를 완화하는 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0002] 우주발사체를 개발하는 과정에서 고고도에서 작동하는 추진기관의 경우에는 요구 신뢰도를 확보하기 위해 지상에서 작동고도 환경과 유사한 환경을 인위적으로 조성하여 점화 및 연소 시험을 수행하게 된다.

[0003] 우주발사체의 추진기관은 낮은 대기압 환경에서 효율적인 추력 성능을 발휘하기 위하여 고팽창비 노즐 형상을 갖게 설계한다. 이러한 고팽창비 노즐을 그대로 장착하여 지상대기압 환경에서 시험을 수행할 경우, 노즐 확산부에서 유동박리가 발생하여 요구되는 추력 성능을 발휘할 수 없으며, 작동환경에서의 시동특성 및 신뢰도 확인이 불가능하다.

[0004] 따라서 상술한 추진기관의 지상시험 시 이러한 유동박리 발생 문제점을 극복하고 실제 고고도에서의 추력 성능을 검증하기 위하여, 고공환경 모사시험설비를 이용하여 고고도의 저압환경을 인위적으로 조성하여 최종적으로 추진기관 성능시험을 수행하게 된다.

[0005] 고공환경을 모사하는 시험 장치에는 로켓 엔진(도 1)과 극초음속 추진기관(도 2)이 포함되며, 먼저 로켓 엔진은 시험 대상체가 되는 엔진(512), 고공환경을 조성하는 디퓨저(513) 및 디퓨저 후단의 저압환경을 구현하고, 디퓨저의 시동압력에 영향을 미치는 이젝터(515)를 포함한다.

[0006] 또한, 극초음속 추진기관은 VAH 또는 SAH와 같은 저압 환경 및 추진기관의 온도를 구현하는 고온공기 모사장치(611)와, 시험부(612), 고공환경을 조성하는 디퓨저(613) 및 디퓨저 후단의 저압환경을 구현하고, 디퓨저의 시동압력에 영향을 미치는 이젝터(615)를 포함한다.

[0007] 상술한 바와 같이, 두 시험 설비 모두 고공환경은 디퓨저로 구현되지만 시동압력이라는 변수로 인하여, 디퓨저만으로 고공환경이 구현이 힘든 경우 이젝터를 구비함으로써 고공환경을 구현하게 된다.

[0008] 로켓 엔진과 극초음속 추진기관의 형태로 볼 때, 시험 대상체가 되는 엔진(11)과 고온공기 모사장치(611)의 형태가 유사하며, 로켓엔진의 고공환경을 모사하기 위한 디퓨저(513)와 극초음속 추진기관에서의 시험부(612) 및 디퓨저(613)와 유사한 형태를 가집니다.

[0009] 이때, 로켓 엔진이 Center Body Diffuser로 구성되며, 이는 일반적인 디퓨저와 비교하였을 때 디퓨저(513) 내부에 위치하는 Center Body(513a)의 위치 및 각도에 의해 진공압력을 조절하기 쉬운 장점이 있으나 열적부하가 발생하게 되어 고온에 노출되는 문제점이 있다.

[0010] 또한, 극초음속 추진기관의 경우에는 고온공기 모사장치(611)가 VAH로 구성되고, 고온공기 모사장치(611)에서 연소가스가 나오게 되면, 연소가스에 의하여 시험부(612)에 열적부하가 발생하게 되는 문제점이 있다.

선행기술문헌

특허문헌

[0011] (특허문헌 0001) 대한민국 등록특허공보 제10-0959793호 (발명의 명칭: 액체로켓엔진용 양방향 재생냉각 연소실 및 이의 모사시험장치, 공고일: 2010년 05월 28일)

발명의 내용

해결하려는 과제

[0012] 본 발명에서 해결하고자 하는 과제는 고공환경을 모사하는 추진기관 시험설비 중 엔진 등과 같은 부품의 목표고

도 및 마하수 조건에 부합할 수 있도록 시험하는 동시에 냉각설비를 구축함으로써 부품의 열적 부하를 완화하는 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에 관한 것이다.

과제의 해결 수단

[0013] 상술한 과제를 해결하기 위하여, 본 발명은 고공환경을 모사하는 추진기관 시험장치에 있어서, 유체 공급부로부터 유체를 공급받아 분사함으로써 마하수, 압력 및 온도를 조정하는 유체 노즐과, 상기 유체 노즐과 결합되며, 내부 공간에 상기 유체가 이동하고, 상기 유체 노즐에서 분사되는 상기 유체에 의하여 마하수, 압력 및 온도가 구현되는 시험부와, 상기 시험부와 결합되며, 상기 시험부로부터 전달되는 상기 유체가 이동하면서 진공압력을 구현하는 디퓨저와, 상기 시험부 내부의 마하수, 압력 및 온도를 측정하는 측정부를 포함하며, 상기 시험부는 상기 유체 노즐 및 디퓨저와 결합되며, 상기 유체가 이동하는 시험관과, 상기 시험관 내부에 배치되어 상기 시험관 내부를 이동하는 상기 유체를 냉각시키는 냉각 조립체와, 상기 시험관과 상기 냉각 조립체를 결합시키는 결합유닛을 포함하며, 상기 냉각 조립체는 상기 시험관의 내주면과 결합되는 프레임부와, 상기 시험관 내부에 배치되며, 전단부는 원추형으로 형성되고 후단부는 원기둥 형상으로 형성되며, 상기 유체의 이동을 간섭하여 상기 시험관 내부에 부하를 발생시키는 부하발생부와, 상기 프레임부로부터 상기 부하발생부를 지지하는 3축의 지지부를 포함하며, 상기 부하발생부 및 상기 지지부 내부에는 냉각수가 이동하는 냉각채널이 형성되어, 상기 시험관 내부를 이동하는 유체의 열에 의한 상기 냉각 조립체의 열적 부하를 감소시키는 것을 특징으로 하는 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치.

[0014] 여기서, 상기 지지부는 상기 부하발생부의 길이방향을 기준으로 상기 부하발생부의 전단부와 결합되는 제1 지지부와, 상기 부하발생부의 길이방향을 기준으로 상기 부하발생부의 후단부와 결합되는 제2 지지부를 포함하며, 상기 제1 지지부의 내부에는 상기 냉각수가 유입되는 제1 냉각유로가 형성되고, 상기 제2 지지부의 내부에는 상기 냉각수가 배출되는 제2 냉각유로가 형성될 수 있다.

[0015] 여기서, 상기 부하발생부의 내부에는 상기 부하발생부 내부의 가장자리측에 위치하며, 일단이 상기 제1 냉각유로와 연결되어 상기 부하발생부의 전단부 측으로 냉각수의 이동을 안내하는 제3 냉각유로와, 상기 부하발생부 내부의 중심측에 위치하며, 일단이 상기 제3 냉각유로의 타단과 연결되고, 타단은 상기 제2 냉각유로와 연결되어 상기 냉각수의 이동을 안내하는 제4 냉각유로를 형성될 수 있다.

발명의 효과

[0016] 본 발명에 따른 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치는 다음과 같은 효과가 있다.

[0017] 첫째, 시험부 내부를 유동하는 유체를 냉각시키는 냉각 조립체가 시험관 내부에 배치되어 열적 부하를 감소시켜 목표로 하는 고도압력 및 마하수 조건의 구현을 보다 용이하게 함으로써 원활한 추진기관 시험을 진행할 수 있게 되는 이점이 있다.

[0018] 둘째, 냉각채널이 냉각 조립체 내부에 형성되며, 냉각수가 유동함으로써 시험관 내부를 이동하는 유체의 열에 의한 냉각 조립체 구조물의 균열, 파손, 용융 등의 손상이 발생하는 것을 방지하게 되므로 원활한 추진기관 시험을 진행할 수 있게 되는 이점이 있다.

도면의 간단한 설명

[0019] 도 1은 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치의 전체 개략도를 도시한 도면이다.

도 2는 도 1의 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에서 시험관을 도시한 도면이다.

도 3은 도 1의 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에서 냉각 조립체 및 냉각 조립체에 형성된 냉각채널을 도시한 도면이다.

도 4는 도 1의 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에서 시험관과 냉각 조립체가 결합유닛에 의하여 결합되기 전과 후를 도시한 도면이다.

도 5는 도 1의 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에서 시험부의 사시도를 도시한 도면이다.

도 6 및 도 7은 고공환경을 모사하는 시험 장치에 포함되는 로켓 엔진 및 극초음속 추진기관의 일반적인 개략도를 도시한 도면이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0020] 이하, 상술한 해결하고자 하는 과제가 구체적으로 실현될 수 있는 본 발명의 바람직한 실시 예들이 첨부된 도면을 참조하여 설명된다. 본 실시 예들을 설명함에 있어서, 동일 구성에 대해서는 동일 명칭 및 동일 부호가 사용되며, 이에 따른 부가적인 설명은 하기에서 생략된다.

[0021] 도 1 내지 도 5를 참조하여 본 발명에 따른 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치를 설명하면 다음과 같다.

[0022] 도 1 내지 도 5에 도시된 바와 같이, 본 발명에 따른 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치는 유체 노즐(100), 시험부(200), 디퓨저(300) 및 측정부(400)를 포함한다.

[0023] 상기 유체 노즐(100)은 유체 공급부(미도시)로부터 유체를 공급받아 분사함으로써 본 발명에 따른 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치에서 구현하고자 하는 마하수, 압력, 및 온도를 조정한다.

[0024] 상기 시험부(200)는 상기 유체 노즐(100)과 결합되며, 내부 공간에 상기 유체가 이동하고, 상기 유체 노즐(100)에서 분사되는 상기 유체에 의하여 마하수, 압력 및 온도가 구현된다.

[0025] 즉, 상기 시험부(200)는 상기 유체 노즐(100)에 의하여 구현되는 마하수, 압력 및 온도가 직접적으로 영향을 받는 구간으로, 상기 시험부(200) 내부에는 엔진과 같은 구성이 배치될 수 있다.

[0026] 구체적으로 상기 시험부(200)는 시험관(210), 냉각 조립체(220) 및 결합유닛(230)을 포함한다.

[0027] 도 2에 도시된 바와 같이, 상기 시험관(210)은 각각 일단과 타단이 상기 유체 노즐(100) 및 상기 디퓨저(300)와 결합되며, 상기 유체 노즐(100)로부터 분사되는 상기 유체가 이동하며, 상기 시험관(210)에는 상기 결합유닛(230)의 일부가 관통되고 결합될 수 있도록 결합홀(211)이 형성되어 있다.

[0028] 또한, 상기 시험관(210)의 후단부 및 상기 시험관(210)의 내주면에는 상기 냉각 조립체(220)가 삽입 및 결합될 수 있는 프레임부 결합홈이 형성되어 있으며, 이에 대한 상세한 설명은 후술한다.

[0029] 도 3에 도시된 바와 같이, 상기 냉각 조립체(220)는 상기 시험관(210) 내부에 배치되어 상기 시험관(210) 내부를 이동하는 상기 유체를 냉각시키며, 구체적으로 상기 냉각 조립체(220)는 프레임부(221), 부하발생부(223) 및 지지부(222)를 포함한다.

[0030] 상기 프레임부(221)는 상기 시험관(210) 후단부 및 상기 시험관(210)의 내주면과 결합되며, 상기 프레임부(221)는 상기 시험관(210) 후단으로부터 삽입되는 방식으로 상기 시험관(210)과 결합되고, 상기 프레임부(221)는 제1 프레임부(221a) 및 제2 프레임부(221b)를 포함한다.

[0031] 상기 제1 프레임부(221a)는 환형으로 형성되어, 상기 시험관(210) 후단부에 형성된 제1 프레임부 결합홈(212)과 결합됨으로써 상기 제1 프레임부(221a)가 상기 시험관(210)에서 길이방향으로 이동하는 것을 방지한다.

[0032] 상기 제2 프레임부(221b)는 상기 제1 프레임부(221a)에서 돌출형성되며, 상기 시험관(210) 후단에서 상기 시험관(210) 전단 방향으로 연장되는 3개의 축 형상으로 형성된다.

[0033] 또한, 상기 제2 프레임부(221b)는 상기 시험관(210) 내주면에 형성된 제2 프레임부 결합홈(213)과 결합됨으로써 상기 제2 프레임부(221b)가 상기 시험관(210)에서 회전하는 것을 방지한다.

[0034] 상기 제1 프레임부(221a) 및 상기 제2 프레임부(221b)가 각각 상기 제1 프레임부 결합홈(212)과 제2 프레임부 결합홈(213)에에 결합되어 상기 프레임부(221)가 상기 시험관(210) 내에서 이동 및 회전하는 것을 방지함으로써 본 발명에 따른 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치를 통해 구현하고자 하는 마하수, 목표압력, 목표온도에 보다 정확하게 도달할 수 있도록 한다.

[0035] 또한, 상기 제2 프레임부(221b)가 상기 시험관(210)에 형성된 제2 프레임부 결합홈(213)으로부터 삽입되어 결합됨으로써 상기 제2 시험관(210)의 내주면과 동일한 내주면을 형성하게 되고, 이는 시험관(210) 내부를 이동하는 유체가 상기 제2 프레임부(221b)에 의하여 부하가 발생하는 것을 방지하므로, 보다 정확한 마하수. 목표압력 및 목표온도 구현을 가능하게 한다.

[0036] 상기 부하발생부(223)는 전단부는 원추형으로 형성되고, 후단부는 원기둥으로 형성되며, 상기 시험관(210) 내부 중심부에 배치됨으로써 상기 시험관(210)을 이동하는 유체의 이동을 간섭하여 상기 시험관(210) 내부에 부하를 발생시킨다.

[0037] 이는 상기 유체의 이동을 간섭하는 엔진 또는 이외의 구성을 모사하기 위한 것으로, 시험을 통해 마하수, 목표

압력 및 목표온도의 구현을 방해하는 인자를 파악하고 이를 해결할 수 있도록 하기 위하여 상기 시험관(210) 내부에 상기 부하발생부(223)를 배치한다.

[0038] 따라서, 시험하고자 하는 구성에 따라 상기 부하발생부(223)의 형상을 자유롭게 변경될 수 있다.

[0039] 상기 지지부(222)는 각각의 제2 프레임부(221b)로부터 상기 부하발생부(223)를 지지한다. 즉, 상기 지지부(222)는 3개의 축으로 이루어진 제2 프레임부(221b)로부터 상기 부하발생부(223)를 지지하므로 상기 지지부(222) 또한 3개의 축으로 이루어진다.

[0040] 또한, 상기 지지부(222)는 상기 시험관(210) 내부에 배치되므로 상기 부하발생부(223)와 같이 상기 시험부(200) 내부를 이동하는 유체의 유동에 영향을 주어 부하를 발생시킨다. 따라서, 본 발명에서는 지지부(222)의 구조적 안정성과 폐색율(Blockage ratio)을 고려하여 3개의 축으로 형성하였다.

[0041] 또한, 상기 지지부(222)는 상기 부하발생부(223)의 길이방향을 기준으로 상기 부하발생부(223)의 전단부와 결합되는 제1 지지부(222a)와 상기 부하발생부(223)의 길이방향을 기준으로 상기 부하발생부(223)의 후단부에 결합와 결합되는 제2 지지부(222b)를 포함하며, 상기 제1 지지부(222a)와 상기 제2 지지부(222b)는 각각 3개의 축으로 형성된다.

[0042] 다만, 상기 지지부(222)의 두께 및 상기 시험관(210) 내경의 크기에 따라 상기 지지부(222)의 개수는 자유롭게 변화할 수 있다.

[0043] 상기 부하발생부(223) 및 상기 지지부(222) 내부에는 상기 부하발생부(223)와 상기 지지부(222)에 의하여 발생하는 시험관(210) 내의 열적 부하를 완화하기 위하여 냉각채널이 형성된다.

[0044] 상기 제1 지지부(222a) 내부에는 상기 냉각수가 유입되는 제1 냉각유로(222aa)가 형성되고, 상기 제2 지지부(222b)의 내부에는 상기 냉각수가 배출되는 제2 냉각유로(222ba)가 형성된다.

[0045] 또한, 상기 부하발생부(223)의 내부에는 제3 냉각유로(223a)와 제4 냉각유로(223b)가 형성된다.

[0046] 상기 제3 냉각유로(223a)는 상기 부하발생부(223) 내부의 가장자리 측을 따라 형성되며, 일단은 상기 제1 냉각유로(222aa)와 연결되고, 타단은 상기 부하발생부(223)의 전단부측에 위치하여 상기 냉각수의 이동을 안내한다.

[0047] 상기 제4 냉각유로(223b)는 상기 부하발생부(223) 내부의 중심부 측에 위치하며, 일단은 상기 제3 냉각유로(223a)의 타단과 연결되고, 타단은 사이 제2 냉각유로(222ba)와 연결되어 상기 냉각수의 이동을 안내한다.

[0048] 즉, 상기 냉각수는 상기 제1 냉각유로(222aa) 통해 유입되어 상기 제1 지지부(222a)를 거쳐 상기 제3 냉각유로(223a)로 이동하고, 순차적으로 상기 제3 냉각유로(223a)과 상기 제4 냉각유로(223b)를 이동하면서 부하발생부(223)를 냉각시키며, 제2 지지부(222b)에 형성된 제2 냉각유로(222ba)를 통해 외부로 배출된다.

[0049] 이를 통하여 상기 지지부(222) 및 상기 부하발생부(223)에 의하여 발생한 상기 유체의 열적 부하를 완화한다.

[0050] 즉, 상기 냉각채널이 상기 냉각 조립체(220)의 내부에 형성되며, 냉각수가 유동함으로써 상기 시험관(210) 내부를 이동하는 유체의 열에 의하여 상기 냉각 조립체(220)를 구성하는 구조물에 균열, 파손, 용융 등의 손상이 발생하는 것을 방지하게 되므로 원활한 추진기관 시험을 진행할 수 있게 된다.

[0051] 이로 인하여, 구현하고자 하는 마하수, 목표압력 및 목표온도를 보다 정확하게 구현할 수 있게 된다.

[0052] 도 4에 도시된 바와 같이, 상기 결합유닛(230)은 상기 시험관(210)과 상기 냉각 조립체(220)를 결합시키며, 구체적으로 상기 결합유닛(230)은 결합배관, 제1 씰(233) 및 제2 씰(234)을 포함한다.

[0053] 상기 결합배관은 적어도 일부분이 상기 시험관(210) 및 상기 냉각 조립체(220)를 관통하고, 상기 시험관(210) 및 상기 냉각 조립체(220)를 결합시키며, 배관부(231)와 결합부(232)로 형성된다.

[0054] 상기 배관부(231)는 일단이 상기 시험관(210)과 상기 냉각 조립체(220)를 관통하며, 타단은 상기 냉각채널로 공급되는 냉각수를 공급하는 냉각수 공급부(미도시)와 연결되어 있고, 내부에 냉각수가 이동할 수 있도록 관 형상으로 형성된다.

[0055] 상기 결합부(232)는 환형으로 형성되며, 상기 배관부(231) 외주면의 적어도 일부분으로부터 돌출형성되고, 상기 결합부(232), 상기 시험관(210) 및 상기 제2 프레임부(221b)는 볼트와 같은 별도의 결합부재(미도시)에 의하여 고정됨으로써 상기 시험관(210)과 상기 제2 프레임부(221b)를 고정시킴과 동시에 상기 냉각수를 공급하는 상기 배관부(231) 또한 상기 시험관(210) 및 상기 냉각 조립체(220)와 고정될 수 있도록 한다.

[0056] 상기 제1 씰(233)은 상기 배관부(231)의 하단과 상기 제2 프레임부(221b) 사이에 배치되어 상기 배관부(231)와 상기 제2 프레임부(221b) 사이에서 냉각수가 누설되지 않도록 한다.

[0057] 상기 제2 씰(234)은 상기 결합부(232)의 하단 일부와 상기 시험관(210) 사이에 배치되어 상기 결합부(232)와 상기 시험관(210) 사이에서 냉각수가 누설되지 않도록 한다.

[0058] 결과적으로, 상기 시험부(200)는 도 5에 도시된 바와 같이, 상기 냉각 조립체(220)가 상기 시험관(210) 내부로 삽입되고, 상기 결합유닛(230)에 의하여 고정됨으로써 형성된다.

[0059] 상술한 바와 같이 상기 냉각 조립체(220)가 상기 시험관(210)으로부터 착탈식으로 결합될 수 있으므로, 본 발명에 따른 냉각기능을 가지는 추진기관 시험장치를 이용하여 시험을 수행할 때 시험하고자 하는 조건에 따라 여러 가지 형상을 가지는 냉각 조립체(220)를 상기 시험관(210)에 삽입 및 결합하여 시험할 수 있게 되므로, 다양한 환경에서의 추진기관 시험을 진행할 수 있게 된다.

[0060] 상기 측정부(400)는 상기 시험부(200) 내부에서의 마하수, 압력 및 온도를 측정하며, 측정부(400)를 통해 측정된 시험부(200) 내부의 마하수, 압력 및 온도를 통해 시험 조건을 변화시킬 수 있게 한다.

[0061] 상기 디퓨저(300)는 상기 시험부(200)와 결합되며, 상기 시험부(200)로부터 전달되는 상기 유체가 이동하면서 진공압력을 구현한다.

[0062] 이상 설명한 바와 같이, 본 발명은 상술한 특정한 바람직한 실시 예에 한정되지 아니하며, 청구범위에서 청구하는 본 발명의 요지를 벗어남 없이 당해 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 다양한 변형의 실시가 가능하고 이러한 변형은 본 발명의 범위에 속한다.

부호의 설명

[0063] 100: 유체 노즐

200: 시험부

210: 시험관

211: 결합홀

212: 제1 프레임 결합홈

213: 제2 프레임 결합홈

220: 냉각 조립체

221: 프레임부

221a: 제1 프레임부

221b: 제2 프레임부

222: 지지부

222a: 제1 지지부

222aa: 제1 냉각유로

222b: 제2 지지부

222ba: 제2 냉각유로

223: 부하발생부

223a: 제3 냉각유로

223b: 제4 냉각유로

230: 결합유닛

231: 배관부

232: 결합부

233: 제1 씰

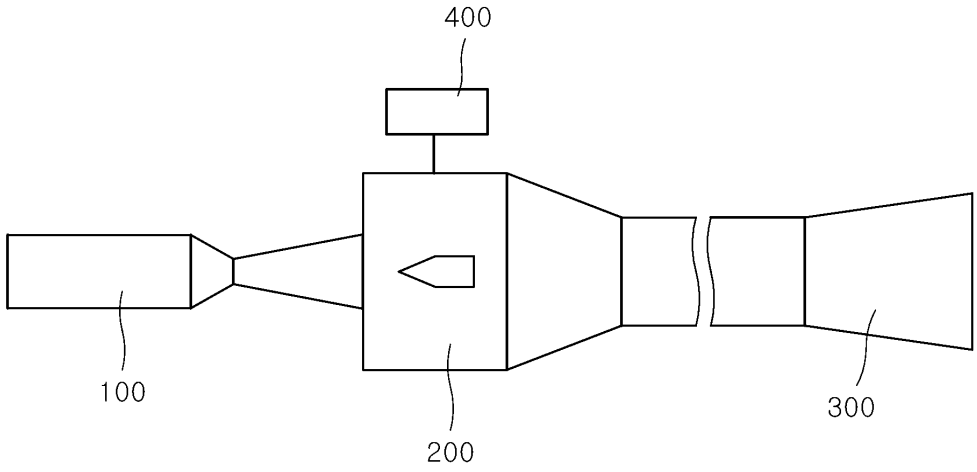
234: 제2 씰

300: 디퓨저부

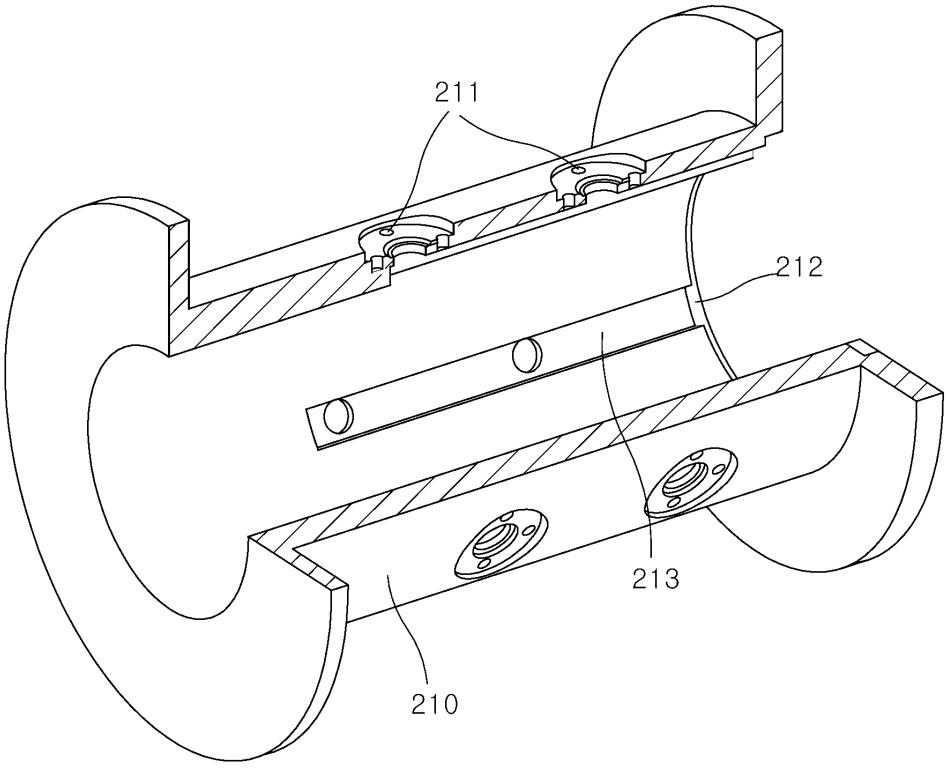
400: 측정부

도면

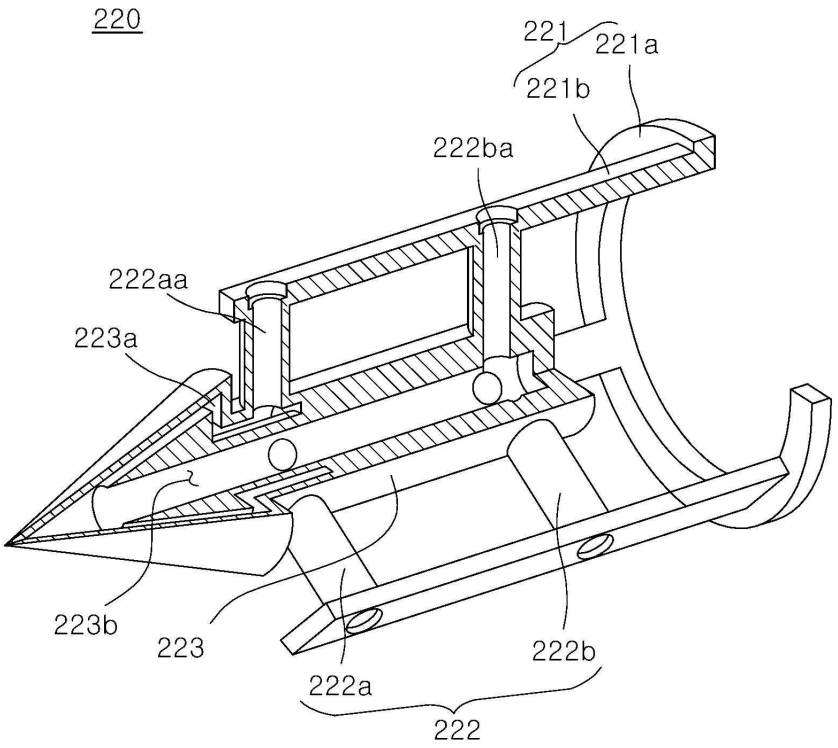
도면1



도면2

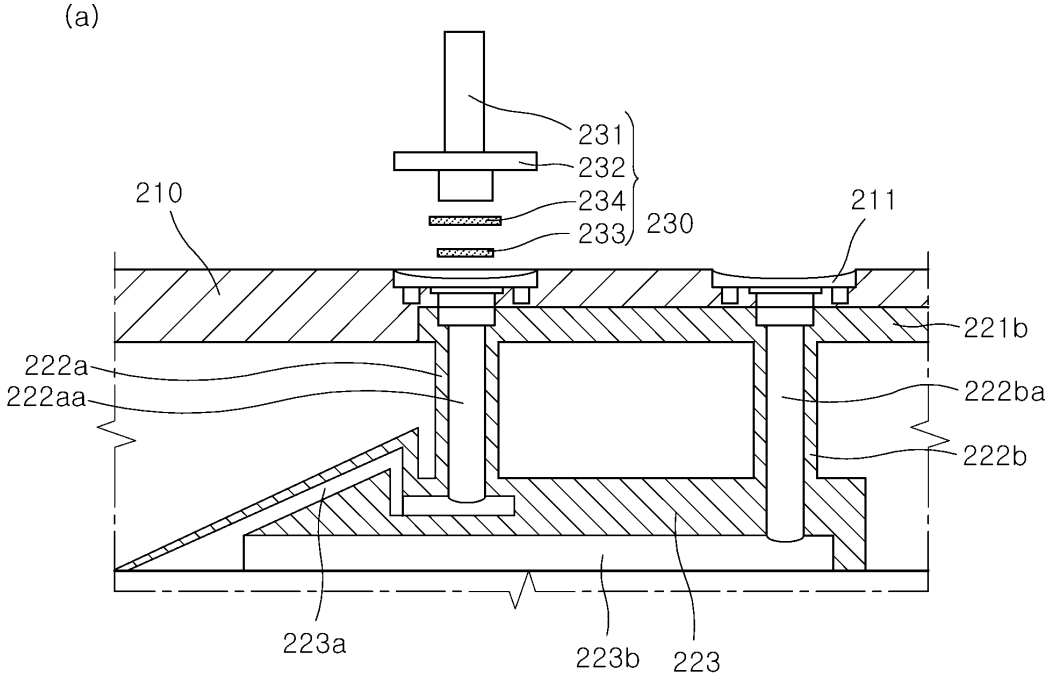


도면3

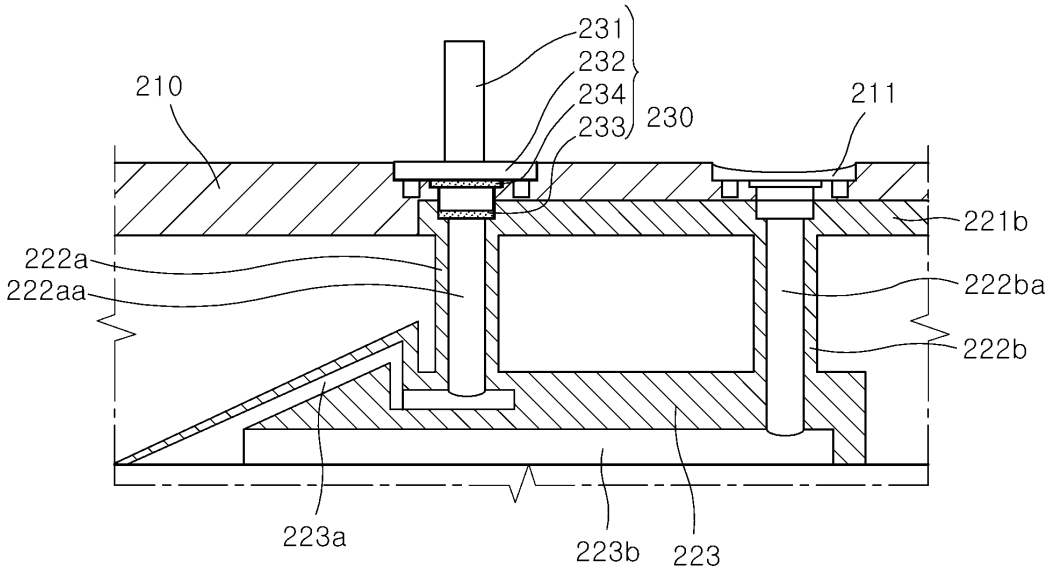


도면4

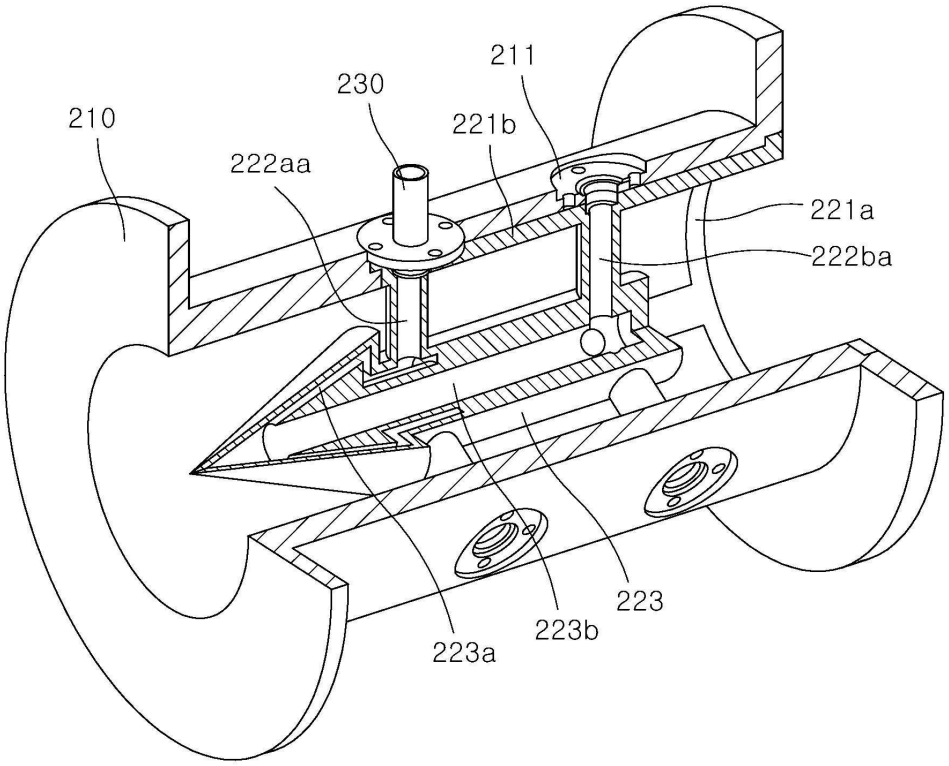
(a)


231
232
234
233
230
210
211
221b
222a
222aa
222ba
222b
223a
223b
223

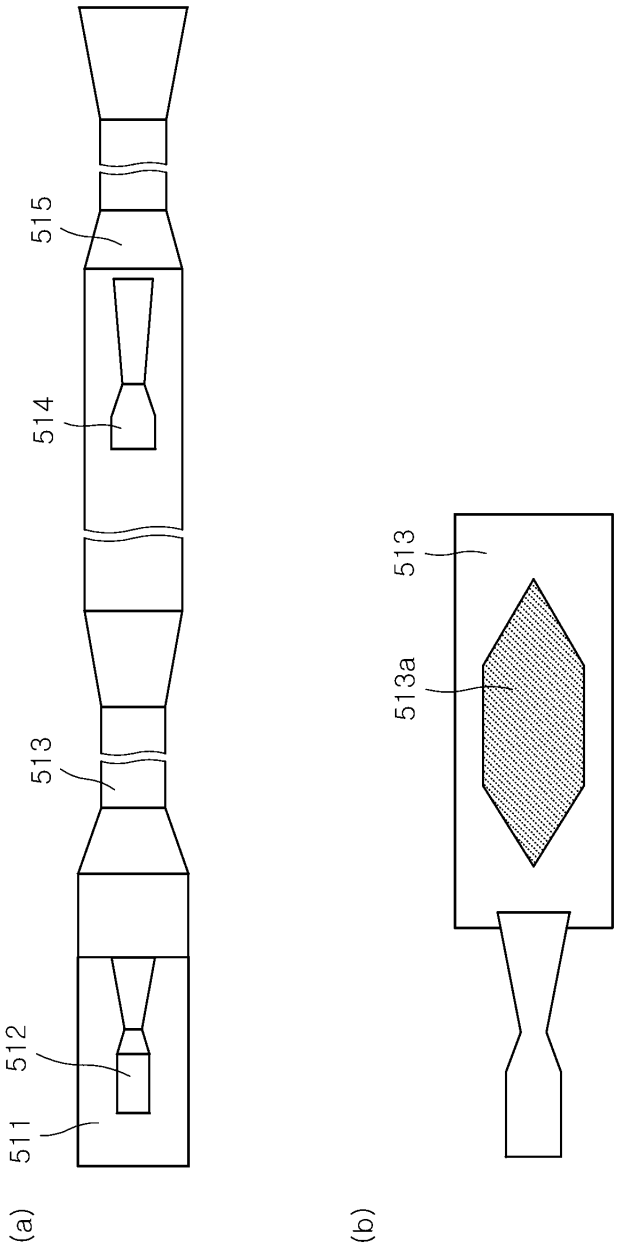
(b)


231
232
234
233
230
210
211
221b
222a
222aa
222ba
222b
223a
223b
223

도면5



도면6



도면7

