



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2018년08월27일
(11) 등록번호 10-1891713
(24) 등록일자 2018년08월20일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
F02K 9/96 (2006.01) F02K 9/64 (2006.01)
(52) CPC특허분류
F02K 9/96 (2013.01)
F02K 9/64 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2017-0102085
(22) 출원일자 2017년08월11일
심사청구일자 2017년08월11일
(56) 선행기술조사문헌
JP10047162 A
(뒷면에 계속)

(73) 특허권자
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, 이재명, 김태완

전체 청구항 수 : 총 2 항

심사관 : 김윤수

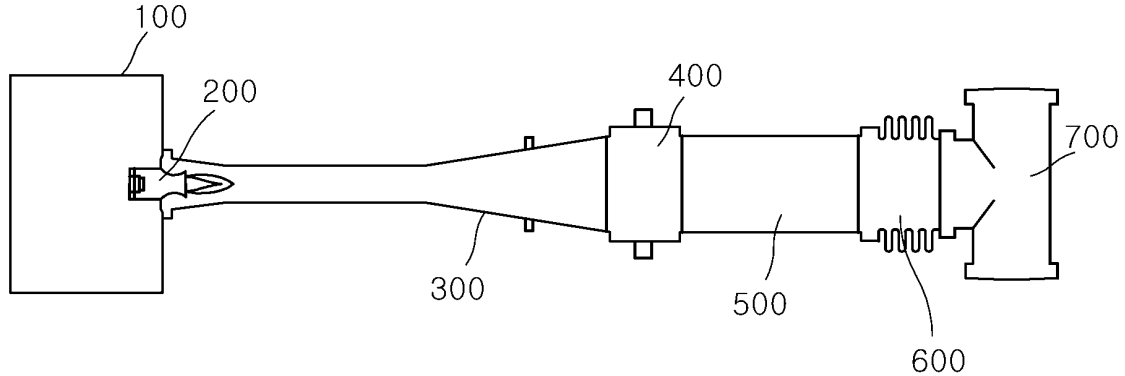
(54) 발명의 명칭 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치

(57) 요약

본 발명은 고공환경을 모사하는 시험장치의 구동에 의하여 발생되는 열을 냉각시키는 냉각설비를 다원화시켜 구축하고, 고공환경을 모사하는 시험장치에 포함되는 구성들이 열에 의하여 변형되는 것을 방지하는 열변형보상 설비를 구축함으로써 고공모사 시험장치의 전체적인 냉각을 수행하고, 열부하에 의한 손상을 방지할 수 있는 다원

(뒷면에 계속)

대표도 - 도1



화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에 관한 것이다.

이를 위하여, 본 발명은 로켓 엔진으로부터 배출된 연소가스가 통과되어 저압 환경을 형성하는 초음속 디퓨저와, 상기 초음속 디퓨저와 연결되어 상기 연소가스가 이동하며, 상기 초음속 디퓨저로부터 전달되는 연소가스를 냉각시키는 냉각유체가 분사되는 냉각유체 분사부와, 상기 냉각유체 분사부와 연결되며, 상기 연소가스와 상기 냉각유체가 열교환되어 상기 연소가스가 냉각되는 열교환부와, 상기 열교환부와 연결되며, 상기 열교환부에서 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체 온도변화의 열적 팽창에 따른 변형을 보상하는 변형보상부와, 상기 변형보상부와 연결되어 상기 연소가스 및 상기 냉각유체를 전달받아 후단에 결합된 이젝터부에 일정한 압력으로 상기 연소가스 및 상기 냉각유체를 공급하는 이젝터 챔버를 포함한다.

(72) 발명자

박진수

충청북도 진천군 진천읍 행정길 38-23 (행정리)

최지선

대전광역시 동구 우암로291번길 13 (가양동)

(56) 선행기술조사문헌

JP4357658 B2

US4890454 A

US20040168428 A1

US20030175453 A1

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 2015-1112-01

부처명 충남대학교 산학협력단

연구관리전문기관 충남대학교 산학협력단

연구사업명 충남대학교 학술연구비

연구과제명 로켓 고공 환경 조성 연구

기 여 율 1/1

주관기관 충남대학교 산학협력단

연구기간 2015.09.01 ~ 2016.02.29

명세서

청구범위

청구항 1

로켓 엔진으로부터 배출된 연소가스가 통과되어 저압 환경을 형성하는 초음속 디퓨저;

상기 초음속 디퓨저와 연결되어 상기 연소가스가 이동하며, 상기 초음속 디퓨저로부터 전달되는 연소가스를 냉각시키는 냉각유체가 분사되는 냉각유체 분사부;

상기 냉각유체 분사부와 연결되며, 상기 연소가스와 상기 냉각유체가 열교환되어 상기 연소가스가 냉각되는 열교환부;

상기 열교환부와 연결되며, 상기 열교환부에서 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체 온도변화의 열적 팽창에 따른 변형을 보상하는 변형보상부; 및

상기 변형보상부와 연결되어 상기 연소가스 및 상기 냉각유체를 전달받아 후단에 결합된 이젝터부에 일정한 압력으로 상기 연소가스 및 상기 냉각유체를 공급하는 이젝터 챔버;를 포함하며,

상기 초음속 디퓨저는,

내부에 상기 연소가스가 통과하는 디퓨저관; 및

상기 디퓨저관 후단 외주면과 결합되는 열보상부;를 포함하고,

상기 디퓨저관에는 상기 디퓨저관 중 상기 열보상부가 결합된 영역에 사이에 일정 간격의 슬릿부가 형성되어 있으며,

상기 변형보상부는,

일단은 상기 열교환부와 연결되고, 타단은 상기 이젝터 챔버와 연결되며, 벨로우즈 형상으로 형성된 벨로우즈부; 및

상기 벨로우즈부 내측에 배치되며, 일단은 상기 열교환부와 연결되어 고정되며, 타단은 상기 이젝터 챔버측에 위치하되 자유단으로 형성된 경로안내부;를 포함하고,

상기 초음속 디퓨저, 상기 냉각유체 분사부 및 상기 열교환부 중 적어도 어느 하나에는 나선형 냉각채널이 형성되어 있는 것을 특징으로 하는 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 초음속 디퓨저, 상기 냉각유체 분사부 및 상기 열교환부 중 적어도 어느 하나는,

외주면을 따라 나선형으로 냉각유로가 형성된 내벽부; 및

상기 내벽부의 외주면과 결합되는 외벽부;를 포함하며,

상기 냉각유로를 따라 냉각수가 이동하여 상기 초음속 디퓨저, 상기 냉각유체 분사부 및 상기 열교환부 중 적어도 어느 하나의 내부를 이동하는 상기 연소가스를 냉각시키는 것을 특징으로 하는 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치.

발명의 설명

기술 분야

[0001]

본 발명은 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에 관한 것으로서, 보다 상세하게는 고공환경을 모사하는 시험장치의 구동에 의하여 발생하는 열을 냉각시키는 냉각설비를 다원화시켜 구축하고, 고공환경을 모사하는

시험장치에 포함되는 구성들이 열에 의하여 변형되는 것을 방지하는 열변형보상 설비를 구축함으로써 고공모사 시험장치의 전체적인 냉각을 수행하고, 열부하에 의한 손상을 방지할 수 있는 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에 관한 것이다.

배경 기술

- [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 고폭창비 노즐 형상을 갖게 설계한다. 이러한 고폭창비 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] 고공환경 모사시험설비를 이용하여 성능시험을 수행하는 과정에서, 고공환경 모사시험설비에 포함되는 디퓨저를 통해 연소가스가 이동하며, 연소가스가 디퓨저를 이동하는 과정에서 압축과 팽창과정을 거치게 되면서 고온의 열을 가지게 된다.
- [0006] 이때, 디퓨저 후방에 위치한 고공환경 모사시험설비의 다른 장치들은 고온의 연소가스에 의하여 열손상을 받게 된다.
- [0007] 이를 방지하기 위하여 디퓨저 후단부에 냉각설비를 구비하게 되는데, 종래의 냉각설비는 국부적인 영역에서 냉각과정을 수행하게 되어 고온의 연소가스를 충분히 냉각시키지 못하는 문제점이 발생하게 된다.
- [0008] 또한, 연소가스의 냉각이 원활하게 수행되지 않는 경우, 디퓨저 후방에 위치한 고공환경 모사시험설비들의 구조가 연소가스의 열에 의하여 균열, 파손과 같은 손상을 입게 되어 고공환경 모사시험의 진행을 방해하게 되는 문제점이 있다.

선행기술문헌

특허문헌

- [0009] (특허문헌 0001) 대한민국 등록특허공보 제10-0469008호 (발명의 명칭: 물을 이용한 후류처리장치, 공고일: 2005.07.02.)

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0010] 본 발명에서 해결하고자 하는 과제는 고공환경을 모사하는 시험장치의 구동에 의하여 발생하는 열을 냉각시키는 냉각설비를 다원화시켜 구축하고, 고공환경을 모사하는 시험장치에 포함되는 구성들이 열에 의하여 변형되는 것을 방지하는 열변형보상 설비를 구축함으로써 고공모사 시험장치의 전체적인 냉각을 수행하고, 열부하에 의한 손상을 방지할 수 있는 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치를 제공한다.

과제의 해결 수단

- [0011] 상술한 과제를 해결하기 위하여, 본 발명은 로켓 엔진으로부터 배출된 연소가스가 통과되어 저압 환경을 형성하는 초음속 디퓨저와, 상기 초음속 디퓨저와 연결되어 상기 연소가스가 이동하며, 상기 초음속 디퓨저로부터 전달되는 연소가스를 냉각시키는 냉각유체가 분사되는 냉각유체 분사부와, 상기 냉각유체 분사부와 연결되며, 상기 연소가스와 상기 냉각유체가 열교환되어 상기 연소가스가 냉각되는 열교환부와, 상기 열교환부와 연결되며, 상기 열교환부에서 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체 온도변화의 열적 팽창에 따른 변형을 보상하는 변형보상부와, 상기 변형보상부와 연결되어 상기 연소가스 및 상기 냉각유체를 전달받아 후단에 결합된 이젝터부

에 일정한 압력으로 상기 연소가스 및 상기 냉각유체를 공급하는 이젝터 챔버를 포함하며, 상기 초음속 디퓨저는 내부에 상기 연소가스가 통과하는 디퓨저관과, 상기 디퓨저관 후단 외주면과 결합되는 열보상부를 포함하고, 상기 디퓨저관에는 상기 디퓨저관 중 상기 열보상부가 결합된 영역에 사이에 일정 간격의 슬릿부가 형성되어 있으며, 상기 변형보상부는 일단은 상기 열교환부와 연결되고, 타단은 상기 이젝터 챔버와 연결되며, 벨로우즈 형상으로 형성된 벨로우즈부와, 상기 벨로우즈부 내측에 배치되며, 일단은 상기 열교환부와 연결되어 고정되며, 타단은 상기 이젝터 챔버측에 위치하되 자유단으로 형성된 경로안내부를 포함하고, 상기 초음속 디퓨저, 상기 냉각유체 분사부 및 상기 열교환부 중 적어도 어느 하나에는 나선형 냉각채널이 형성되어 있는 것을 특징으로 하는 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치를 제공한다.

[0012] 여기서, 상기 초음속 디퓨저, 상기 냉각유체 분사부 및 상기 열교환부 중 적어도 어느 하나는 외주면을 따라 나선형으로 냉각유로가 형성된 내벽부 및 상기 내벽부의 외주면과 결합되는 외벽부를 포함하며, 상기 냉각유로를 따라 냉각수가 이동하여 상기 초음속 디퓨저, 상기 냉각유체 분사부 및 상기 열교환부 중 적어도 어느 하나의 내부를 이동하는 상기 연소가스를 냉각시킬 수 있다.

발명의 효과

[0013] 본 발명에 따른 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치는 다음과 같은 효과가 있다.

[0014] 첫째, 초음속 디퓨저, 냉각유체 분사부 및 열교환부 중 적어도 하나에 냉각채널이 형성되는 동시에, 초음속 디퓨저 후방에 연소가스를 냉각시키는 냉각유체 분사부를 구비함으로써 고공모사 시험장치에서 전반적으로 냉각과정을 수행할 수 있게 되며, 초음속 디퓨저 및 열교환부에 위치하는 다원화된 냉각채널에 의하여 초음속 디퓨저 및 열교환부를 구성하는 구조물을 보호할 수 있는 이점이 있다.

[0015] 둘째, 초음속 디퓨저는 열보상부를 포함하고, 변형보상부는 벨로우즈부를 포 함함으로써 각각 초음속 디퓨저와 변형보상부를 이동하는 연소가스의 열에 의한 변형을 방지하여 원활한 고공모사 시험을 진행할 수 있게 되는 이점이 있다.

[0016] 셋째, 냉각채널을 다원화하여 배치함으로써 국부적인 고온영역에 의해 냉각수의 온도가 지속적으로 상승하는 것을 방지하고, 이에 따라 냉각수가 냉각 역할을 충분히 수행함으로써 초음속 디퓨저, 냉각유체 분사부 및 열교환부를 구성하는 구조물이 열에 의하여 용융되는 것을 방지할 수 있게 된다.

도면의 간단한 설명

[0017] 도 1은 본 발명에 따른 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치의 전체 개략도를 도시한 도면이다.

도 2는 도 1의 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에서 초음속 디퓨저의 후단부를 도시한 도면이다.

도 3은 도 2의 초음속 디퓨저의 정상 작동시 위치별 압력과 온도 분포를 도시한 도면이다.

도 4는 도 1의 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에서 A-A'의 단면으로, 냉각유체 분사부를 도시한 도면이다.

도 5는 도 4의 냉각유체 분사부에서 제1 냉각유체 분사노즐 및 제2 냉각유체 분사노즐에서 분사되는 냉각유체를 개략적으로 도시한 도면이다.

도 6은 도 4의 냉각유체 분사부의 분사각도 변화에 따른 냉각유체의 분사영역을 도시한 도면이다.

도 7은 도 1의 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에서 변형보상부를 도시한 도면이다.

도 8은 도 1의 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에서 초음속 디퓨저, 냉각유체 분사부 및 변형보상부 중 어느 하나에 포함되는 냉각채널을 도시한 도면이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0018] 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.

[0019] 도 1 내지 도 8을 참조하여 본 발명에 따른 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치를 설명하면 다음과 같다.

[0020] 도 1 내지 도 8에 도시된 바와 같이, 본 발명에 따른 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치는 로켓 엔진(200), 초음속 디퓨저(300), 냉각유체 분사부(400), 열교환부(500), 변형보상부(600) 및 이젝터 챔버(700)를 포함한다.

[0021] 상기 로켓 엔진(200)은 상기 초음속 디퓨저(300) 전단과 연결되어, 구현하고자 하는 고공환경에서 시험하는 대상이며, 상기 초음속 디퓨저(300)를 작동시켜 목표고도에 해당하는 저압환경을 구현하고 이를 유지시킨다.

표 1

Propellants	Jet A-1 + LOx
Chamber Pressure	30 bar
Design Thrust at High Altitude	500 N
Nozzle Expansion Ratio	35
Propellants Mass Flow Rate	0.156 kg/s (O/F=2.2)

[0023] 먼저, 상기 표 1은 본 발명의 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치의 일 실시예의 사양으로, 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치를 통해 구현하고자 하는 목표 고도는 25km로 대기압력이 0.025bar에 해당하며, 본 실시예에서 상기 로켓 엔진(200)으로부터 발생하는 추력은 약 500N이다.

[0024] 상기 로켓 엔진(200)의 헤드에는 상기 로켓 엔진(200)에서 분사하는 연소가스의 유량 공급 특성 및 분무 패턴이 검증된 동축스월형 단일분사기가 장착되어 있다.

[0025] 또한, 본 실시예에서 사용하는 연소가스는 상기 표 1과 같이, Jet A-1과 액체산소(LOx)로 구성되며, 상기 로켓 엔진(200)으로부터 분사되는 상기 연소가스의 유량은 0.156kg/s이다,

[0026] 상기 로켓 엔진(200)은 진공 챔버(100) 내부에 위치한 추력측정장치(미도시)에 장착되며, 엔진 시동시 발생하는 진동을 억제하기 위하여 설치한 3축 고정장치(미도시)에 의하여 고정된다.

[0027] 상기 진공 챔버(100)는 상기 로켓 엔진(200)이 저압환경에서 작동하는 공간이며, 본 발명에 따른 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치에 의하여 구현되는 고고도의 대기압력 환경을 유지시키는 역할을 한다.

[0028] 상기 초음속 디퓨저(300)는 상기 초음속 디퓨저(300)의 전단에 위치한 상기 로켓 엔진(200)으로부터 배출된 연소가스가 통과하면서 발생하는 모멘텀 효과에 의해 저압환경을 구현하며, 구체적으로 상기 초음속 디퓨저(300)는 디퓨저관(310) 및 열보상부(320)를 포함한다.

표 2

Supersonic Diffuser Inlet Mass Flow Rate	0.157 kg/s
Rocket Engine Chamber Pressure	30 bar
Supersonic Diffuser Startup Pressure Ratio	40.93
Supersonic Diffuser Operating Pressure Ratio	29.55
Supersonic Diffuser Exit Pressure	0.25 bar
Supersonic Diffuser Startup Pressure	10.64 bar
Supersonic Diffuser Operating Pressure	7.68 bar

[0030] 먼저, 도 2 내지 도 3에 도시된 바와 같이 본 실시예에 따른 상기 초음속 디퓨저(300)는 2차목 형상을 가지고 있으며, 상기 표 2와 같이 본 실시예의 상기 초음속 디퓨저(300) 출구 배압이 0.25bar인 경우, 상기 로켓 엔진(200) 연소압 30bar를 기준으로 상기 초음속 시동 압력이 10.6bar 이상인 경우 시동(start-up)이 되고, 시동 후 연소압이 7.7bar 까지 낮아지더라도 상기 초음속 디퓨저(300)가 정상 작동될 수 있도록 설계한다.

[0031] 이때, 상기 초음속 디퓨저(300)가 정상적으로 작동되면, 도 3의 3영역에서 수직충격파가 발생하며, 이에 따라 상기 초음속 디퓨저(300)를 이동하는 상기 연소가스의 온도가 2,526.85℃(2800K) 이상으로 급격하게 상승하게 된다.

[0032] 상기 디퓨저관(310)은 내부에 연소가스가 통과하며, 2차목 형상으로 형성된다.

[0033] 상기 열보상부(320)는 상기 디퓨저관(310) 중 수직충격파가 발생하는 영역의 후단부에 배치되며, 단면이 U자 형상으로 형성되어 일단과 타단이 상기 디퓨저관(310) 외주면과 결합된다.

- [0034] 상기 디퓨저관(310) 중 상기 디퓨저관(310)에 형성된 냉각채널을 구성하는 외벽부(도면부호 미도시)에는 열보상부(320)가 결합된 영역 사이에 일정 간격을 가지는 슬릿부(310a)가 형성되어 있으며, 상기 슬릿부(310a)는 상기 디퓨저관(310)을 이동하는 상기 연소가스의 열에 의하여 상기 디퓨저관(310)의 외벽부가 팽창되어도 상기 슬릿부(310a)에 의하여 물리적 접촉이 발생하지 않게 되므로 상기 디퓨저관(310) 전체의 구조적 변형을 방지할 수 있게 된다.
- [0035] 또한, 상기 열보상부(320)는 상기 디퓨저관(310)에 형성된 냉각채널을 유동하는 냉각수 중 상기 슬릿부(310a)에 의하여 유출되는 냉각수의 유동을 제한하며, 이에 따라 슬릿부(310a)에 의하여 상기 냉각수가 외부로 유출되는 것을 방지할 수 있게 되어 정상적인 냉각유체의 흐름을 유지할 수 있게 된다.
- [0036] 또한, 고온의 연소가스에 의하여 상기 디퓨저관(310)이 팽창하여 상기 슬릿부(310a)의 간격이 좁아지는 경우에도 상기 열보상부(320)의 변형이 우선적으로 일어나도록 설계함으로써 상기 디퓨저관(310)의 변형을 방지하게 된다.
- [0037] 이를 통하여, 상기 초음속 디퓨저(300)의 변형이 방지되므로 상기 초음속 디퓨저(300) 내부로 상기 연소가스가 원활하게 이동할 수 있을 뿐만 아니라 본 실시예에서 목표로 하는 압력을 보다 정확히 구현할 수 있게 된다.
- [0038] 상기 냉각유체 분사부(400)는 냉각유체(W)를 분사함으로써 상기 초음속 디퓨저(300)로부터 전달되는 상기 연소가스를 냉각시키며, 상기 냉각유체 분사부(400)는 냉각유체 분사관(430), 냉각유체 분사노즐(410) 및 중간 매니폴드(440)를 포함한다.
- [0039] 상기 냉각유체 분사관(430)은 상기 초음속 디퓨저(300)로부터 전달된 상기 연소가스가 내부로 이동하며, 내주면에는 상기 냉각유체 분사노즐(410)이 결합되며, 외주면에는 상기 중간 매니폴드(440)가 결합된다.
- [0040] 상기 냉각유체 분사노즐(410)은 상기 냉각유체 분사관(430) 내주면을 따라 원형으로 배치되고, 상기 초음속 디퓨저(300)로부터 전달되는 상기 연소가스와 혼합되어 상기 연소가스를 냉각시키는 냉각유체(W)가 분사되며, 본 실시예에서 상기 냉각유체(W)는 물로 구성되어 분사된다.
- [0041] 상기 냉각유체 분사노즐(410)에서 분사되는 상기 냉각유체(W)는 상기 연소가스와의 혼합율을 위하여 출구유속이 조절되어야 한다.
- [0042] 이는 상기 냉각유체(W)의 출구유속이 상기 연소가스와 비교하여 과도하게 형성되는 경우, 상기 냉각유체(W)의 운동량이 커지게 되고, 이는 상기 냉각유체와 상기 연소가스와의 혼합을 저하의 원인이 되어 상기 연소가스의 냉각효과를 감소시키는 것 뿐만 아니라, 상기 연소가스의 열로 인한 상기 냉각유체(W)의 증발율이 떨어지게 되므로 구현해야 하는 압력 환경에 도달하지 못하기 때문이다.
- [0043] 따라서, 상기 냉각유체 분사노즐(410)에서는 상기 연소가스의 유속 및 유량에 따라 상기 냉각유체(W)의 출구유속을 조절해야 하며, 상기 냉각유체(W)의 출구유속은 상기 냉각유체 분사노즐(410)의 출구면적 및 상기 냉각유체 분사노즐(410) 내부의 유로 면적에 따라 결정될 수 있다.
- [0044] 또한, 상기 냉각유체 분사노즐(410)은 제1 냉각유체 분사노즐(411) 및 제2 냉각유체 분사노즐(412)을 포함한다.
- [0045] 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)은 상기 냉각유체 분사관(430)의 길이방향과 평행한 분사각도를 가지도록 형성되어, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)로부터 상기 냉각유체(W)가 상기 냉각유체 분사관(430)의 길이방향과 평행하게 분사된다.
- [0046] 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412)은 상기 냉각유체 분사관(430)의 길이방향으로부터 25° 내지 35°의 분사각도를 가지도록 형성되며, 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412)로부터 상기 냉각유체(W)가 상기 냉각유체 분사관(430)의 길이방향으로부터 25° 내지 35°의 각도를 가지며 분사된다.
- [0047] 상기 냉각유체 분사노즐(410)이 서로 다른 분사각도를 가지는 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411) 및 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412)을 포함함으로써 상기 냉각유체 분사관(430)에서의 상기 냉각유체(W)의 유동면적이 고르게 분포될 수 있도록 하며, 상기 냉각유체 분사노즐(410)의 분사각도는 상기 냉각유체 분사관(430)의 직경과, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411) 및 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412)로부터 분사되는 상기 냉각유체(W)의 유속에 따라 가변될 수 있다.
- [0048] 구체적으로 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)과 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412)은 일정한 배열에 따라 교대로 배치되며, 본 실시예에서는 도 4에 도시된 바와 같이 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412) 사이에 2개의 제1 냉각유체 분사노즐(411)이 배치되고, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)은 12개가 배치되고, 상기 제2 냉각유체 분사

노즐(412)는 6개가 배치된다.

- [0049] 도 5 내지 도 6에 도시된 바와 같이, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)서 분사되는 상기 냉각유체(Wa)는 상기 냉각유체 분사관(430)의 횡단면을 기준으로 가장자리 영역에 분사되며, 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412)에서 분사되는 상기 냉각유체(Wb)는 상기 냉각유체 분사관(430)의 횡단면을 기준으로 중심 영역에 분사된다.
- [0050] 즉, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)와 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412)에서 분사되는 상기 냉각유체(W)는 상술한 바와 같이, 상기 냉각유체 분사관(430) 내부에서 균일한 유동면적을 가지며 이동함으로써 상기 냉각유체 분사관(430) 내부를 이동하는 상기 연소가스와 효과적으로 혼합될 수 있게 된다.
- [0051] 이때, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)가 도 4의 (a)와 같이 형성되어 있는 경우, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)에서 분사되는 상기 냉각유체(Wa)는 도 6의 (a)와 같이 일부가 중첩되어 분사된다.
- [0052] 상기 냉각유체(W)가 중첩되어 분사되는 경우, 상기 냉각유체 분사관(430) 내부에서 상기 냉각유체(W)의 유동이 변화될 수 있고, 상기 냉각유체(W)의 중첩으로 인하여 상기 냉각유체(W)가 분사되지 않는 영역이 발생할 수 있어 결과적으로 상기 연소가스와 상기 냉각유체(W)의 혼합율일 감소될 수 있다.
- [0053] 따라서, 도 4의 (b)와 같이 상기 제2 냉각유체 분사노즐(412) 사이에 나란히 배치된 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)를 일정한 각도로 회전시킴으로써 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)로부터 분사되는 상기 냉각유체(Wa)의 분사각도를 조절한다.
- [0054] 도 4의 (b)에 도시된 바와 같이, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)를 회전시킴으로써 도 6의 (b)에 도시된 바와 같이, 상기 제1 냉각유체 분사노즐(411)로부터 분사되는 상기 냉각유체(W)가 균일한 면적으로 분사된다.
- [0055] 이에 따라, 상기 냉각유체(W)와 상기 연소가스의 혼합이 원활하게 이루어지므로, 상기 냉각유체(W)에 의하여 상기 연소가스의 냉각이 이루어져 디퓨저 후단에 위치하는 구성들이 상기 연소가스의 열에 의하여 손상이 발생할 수 있는 것을 방지할 수 있게 된다.
- [0056] 상기 중간 매니폴드(440)는 상기 냉각유체 분사관(430)의 외주면을 따라 배치되며, 상기 냉각유체 분사노즐(410)과 연결되어 상기 냉각유체 분사노즐(410)로 상기 냉각유체(W)를 공급한다.
- [0057] 상기 냉각유체(W)가 상기 중간 매니폴드(440)를 거쳐 상기 냉각유체 분사노즐(410)을 통해 분사됨에 따라 상기 냉각유체 분사노즐(410)에서 분사되는 상기 냉각유체(W)는 동시에 일정한 압력으로 분사될 수 있다.
- [0058] 따라서, 동일한 압력으로 분사되는 상기 냉각유체(W)와 상기 연소가스의 혼합이 균일하게 이루어질 수 있게된다.
- [0059] 상기 열교환부(500)는 상기 냉각유체 분사부(400)와 연결되며, 상기 연소가스와 상기 냉각유체(W)가 열교환됨으로써 상기 열교환기 후방에 위치하는 설비들을 고온의 연소가스로부터 보호한다.

표 3

[0060]	Mass Flow Rate at Heat Exchanger Inlet	0.157 kg/s
	Combustion Gas Temperature at Heat Exchanger Inlet	2882.6 K
	Water Injection Mass Flow Rate	0.434 kg/s
	Mixture Gas Mass Flow Rate at Heat Exchanger Exit	0.591 kg/s
	Mixture Gas Temperature at Heat Exchanger Exit	334.7 K
	Pressure in Heat Exchanger	0.25 bar

- [0061] 즉, 상기 열교환부(500)에서는 상기 표 3과 같이 0.157kg/s 유량으로, 2,526.85℃ 이상의 온도를 가지는 상기 연소가스와, 상기 냉각유체 분사노즐(410)로부터 분사되는 0.434kg/s 의 유량을 가지는 상기 냉각유체(W)가 혼합된다.
- [0062] 이에 따라 상기 열교환기에서 상기 연소가스가 약 62℃ 까지 냉각됨에 따라 상기 연소가스에 의하여 본 발명에 따른 설비들이 변형 및 파손되는 것을 방지할 수 있게 된다.
- [0063] 상기 변형보상부(600)는 상기 열교환부(500)에서 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W) 온도변화에 따라 상기 열교환기의 열적 팽창에 따른 변형을 보상하는 동시에 상기 열교환기와 상기 이젝터 챔버(700)의 결합을 용이하게 한다.

- [0064] 구체적으로 상기 변형보상부(600)는 도 7에 도시된 바와 같이, 벨로우즈부(620)와 경로안내부(610)를 포함한다.
- [0065] 상기 벨로우즈부(620)는 일단은 상기 열교환부(500)와 연결되고, 타단은 상기 이젝터 챔버(700)와 연결되며, 벨로우즈 형상으로 형성된다.
- [0066] 상기 경로안내부(610)는 상기 벨로우즈부(620) 내측에 배치되며, 일단은 상기 열교환부(500) 및 상기 벨로우즈의 일단과 연결되어 고정되고, 타단은 상기 이젝터 챔버(700)측에 위치하되 자유단으로 형성된다.
- [0067] 구체적으로, 상기 경로안내부(610)는 상기 변형보상부(600)를 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W)의 이동 경로를 안내하여 상기 변형보상부(600)를 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W)가 상기 벨로우즈 굴곡에 의한 간섭을 받지 않으며 상기 변형보상부(600)를 이동할 수 있도록 한다.
- [0068] 또한, 상기 경로안내부(610)는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W)의 온도에 따라 팽창 또는 수축될 수 있으며, 상기 경로안내부(610)의 일단이 자유단으로 형성됨으로써 상기 경로안내부(610)의 팽창 및 수축에 따른 구조적 변형이 발생하는 것을 방지하게 된다.
- [0069] 상기 벨로우즈부(620)는 상기 변형보상부(600)를 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W) 중 상기 경로안내부(610)와 상기 이젝터 챔버(700) 사이에 형성된 간격에 의하여 상기 경로안내부(610) 외부로 이동하는 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W)의 유동을 제한한다.
- [0070] 뿐만 아니라, 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W)의 온도변화에 따른 변형이 우선적으로 일어나도록 설계함으로써 상기 변형보상부(600)의 전체적인 구조변형을 방지하게 된다.
- [0071] 상기 이젝터 챔버(700)는 상기 변형보상부(600)와 연결되며, 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W)를 전달받아 후단에 결합된 이젝터부(미도시)에 일정한 압력으로 상기 연소가스 및 상기 냉각유체(W)를 공급한다.
- [0072] 또한, 본 발명에 따른 다원화 냉각설비를 가지는 고공모사 시험장치는 도 8에 도시된 바와 같이, 상기 초음속 디퓨저(300), 상기 냉각유체 분사부(400) 및 상기 열교환부(500) 중 적어도 어느 하나에는 나선형 냉각채널이 형성된다.
- [0073] 본 명세서에서는 상기 열교환부(500)를 기준으로 상기 냉각채널을 설명하며, 상기 냉각채널은 내벽부(510)와 외벽부(520)를 포함하여 상기 냉각채널을 형성한다.
- [0074] 상기 내벽부(510)는 외주면을 따라 나선형으로 냉각유로(510a)가 형성되어 있으며, 상기 냉각유로(510a)를 통해 냉각수가 이동한다.
- [0075] 상기 외벽부(520)는 상기 내벽부(510)의 외주면과 결합되어 상기 냉각유로(510a)를 따라 이동하는 상기 냉각수의 이동방향을 제한한다.
- [0076] 상술한 바와 같이, 상기 내벽부(510) 및 상기 외벽부(520)는 상기 초음속 디퓨저(300)에 포함된 디퓨저관(310), 상기 냉각유체 분사부(400)에 포함된 냉각유체 분사관(430) 및 상기 열교환부(500) 중 어느 하나에 적용될 수도 있고 중복되어 적용될 수도 있다.
- [0077] 상기 냉각수는 별도의 매니폴드(미도시)를 거쳐 상기 냉각유로(510a)로 공급되어 일정한 압력으로 상기 냉각유로(510a)를 이동하게 된다.
- [0078] 상기 냉각채널이 상기 초음속 디퓨저(300), 상기 냉각유체 분사부(400) 및 상기 열교환부(500) 중 적어도 어느 하나에 적용됨에 따라 상기 초음속 디퓨저(300), 상기 냉각유체 분사부(400) 및 상기 열교환부(500)를 이동하는 연소가스의 열 및 압력에 의하여 발생할 수 있는 구조적인 변형을 방지할 수 있게 된다.
- [0079] 또한, 상기 냉각채널이 나선형으로 형성됨에 따라 보다 넓은 면적으로 상기 연소가스를 냉각할 수 있게 되므로 보다 효율적인 연소가스의 냉각을 수행할 수 있게 된다.
- [0080] 또한, 상기 냉각채널은 상기 초음속 디퓨저(300), 상기 냉각유체 분사부(400) 및 상기 열교환부(500) 모두에 적용될 수 있으며, 이는 상기 연소가스의 국부적인 냉각이 아닌 전체적인 냉각을 수행할 수 있게 된다.
- [0081] 또한, 상기 냉각채널을 다원화하여 배치하고, 각각의 냉각채널에 상술한 별도의 매니폴드를 통해 냉각수를 공급함으로써 국부적인 고온영역에 의해 냉각수의 온도가 지속적으로 상승하는 것을 방지하고, 냉각수가 냉각 역할을 충분히 수행할 수 있도록 하여 상기 초음속 디퓨저(300), 상기 냉각유체 분사부(400) 및 상기 열교환부(500)

0)를 구성하는 구조물이 용융되는 것을 방지할 수 있게 된다.

[0082] 예를 들어, 상술한 다원화 된 냉각채널에 냉각수를 공급하는 별도의 매니폴드를 도 9에 도시된 상기 초음속 디퓨저(300)를 통해 설명하면 다음과 같다.

[0083] 도 9에 도시된 바와 같이 상기 초음속 디퓨저(300)는 상기 초음속 디퓨저(300)에 다원화되어 배치되는 냉각채널(미도시)에 냉각수를 공급하기 위하여 제1 매니폴드(330a), 제2 매니폴드(330b) 및 제3 매니폴드(330c)를 포함한다.

[0084] 상기 초음속 디퓨저(300)의 냉각채널에 상기 제1 매니폴드(330a), 상기 제2 매니폴드(330b) 및 상기 제3 매니폴드(330c)를 통해 냉각수가 공급됨으로써 냉각수가 동시에 균일하게 공급될 수 있게 된다.

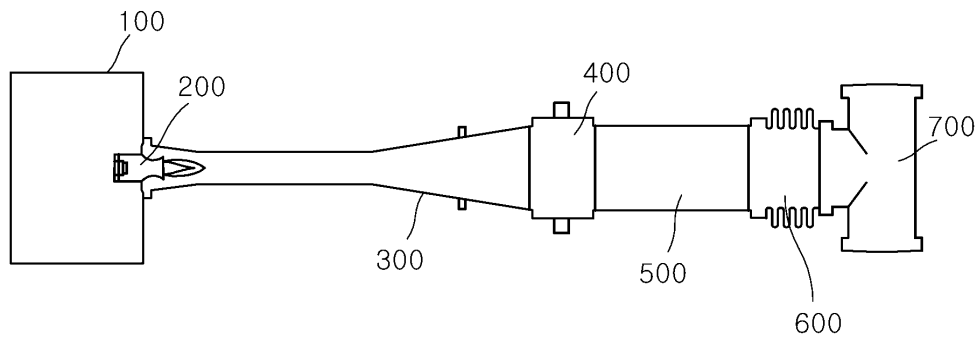
[0085] 이상 설명한 바와 같이, 본 발명은 상술한 특정한 바람직한 실시 예에 한정되지 아니하며, 청구범위에서 청구하는 본 발명의 요지를 벗어남 없이 당해 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 다양한 변형의 실시가 가능하고 이러한 변형은 본 발명의 범위에 속한다.

부호의 설명

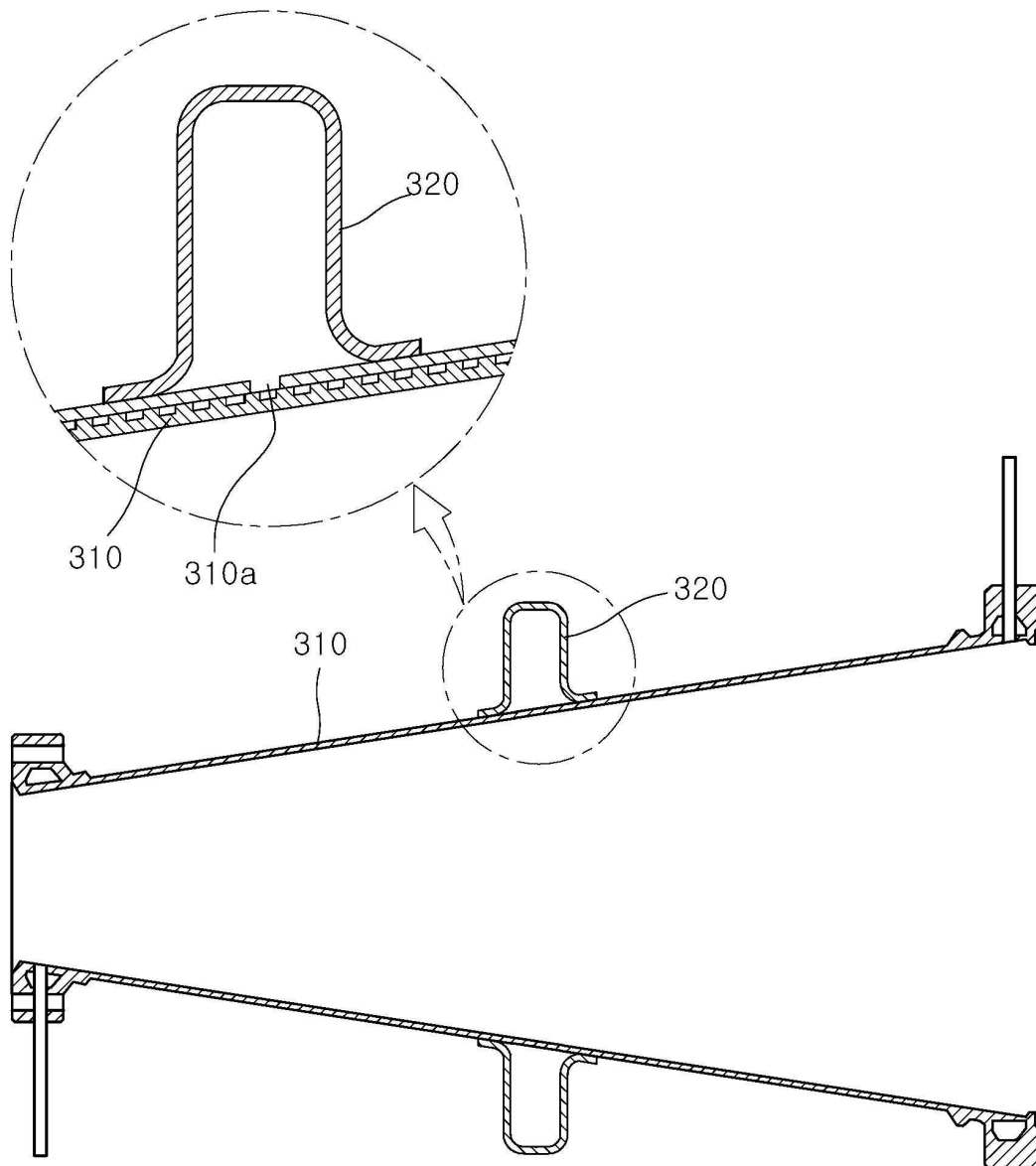
[0086] 100: 진공 챔버
200: 로켓 엔진
300: 초음속 디퓨저
310: 디퓨저관
310a: 슬릿부
320: 열보상부
330a: 제1 매니폴드
330b; 제2 매니폴드
330c: 제3 매니폴드
400: 냉각유체 분사부
410: 냉각유체 분사노즐
411: 제1 냉각유체 분사노즐
412: 제2 냉각유체 분사노즐
430: 냉각유체 분사관
440: 중간 매니폴드
500: 열교환부
510: 내벽부
510a: 냉각유로
520: 외벽부
600: 변형보상부
610: 경로안내부
620: 벨로우즈부
700: 이젝터 챔버

도면

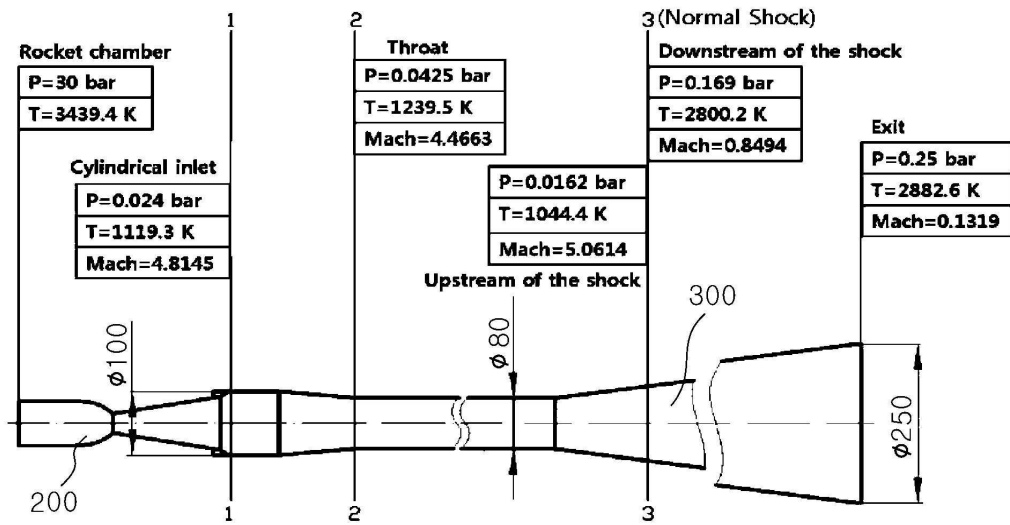
도면1



도면2

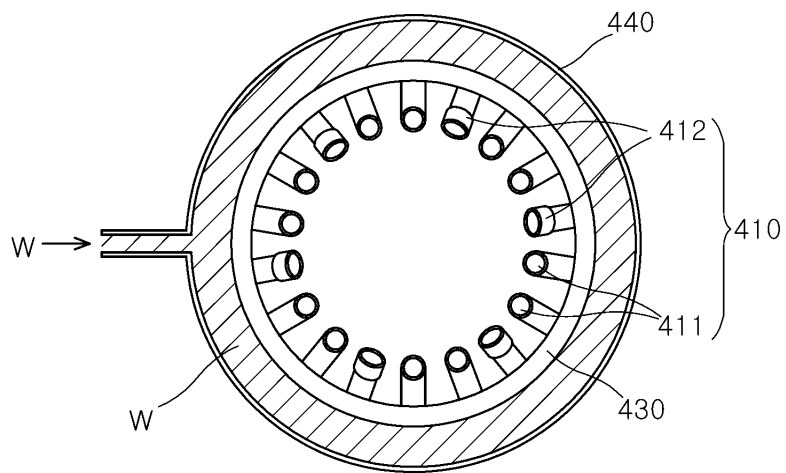


도면3

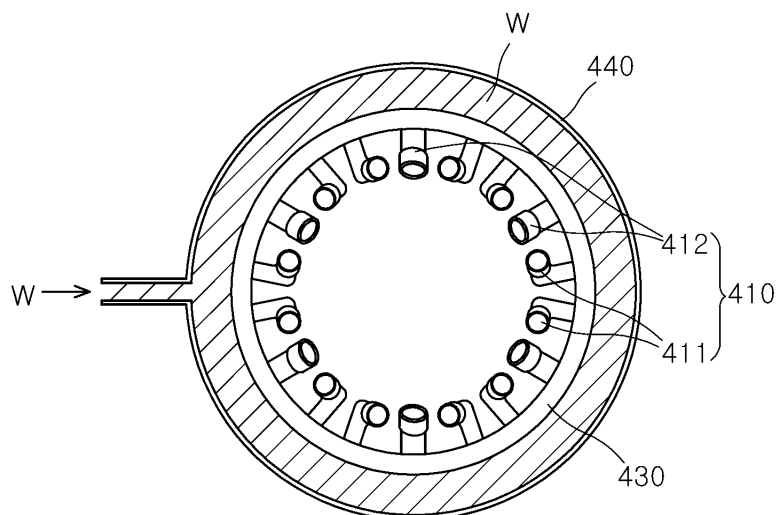


도면4

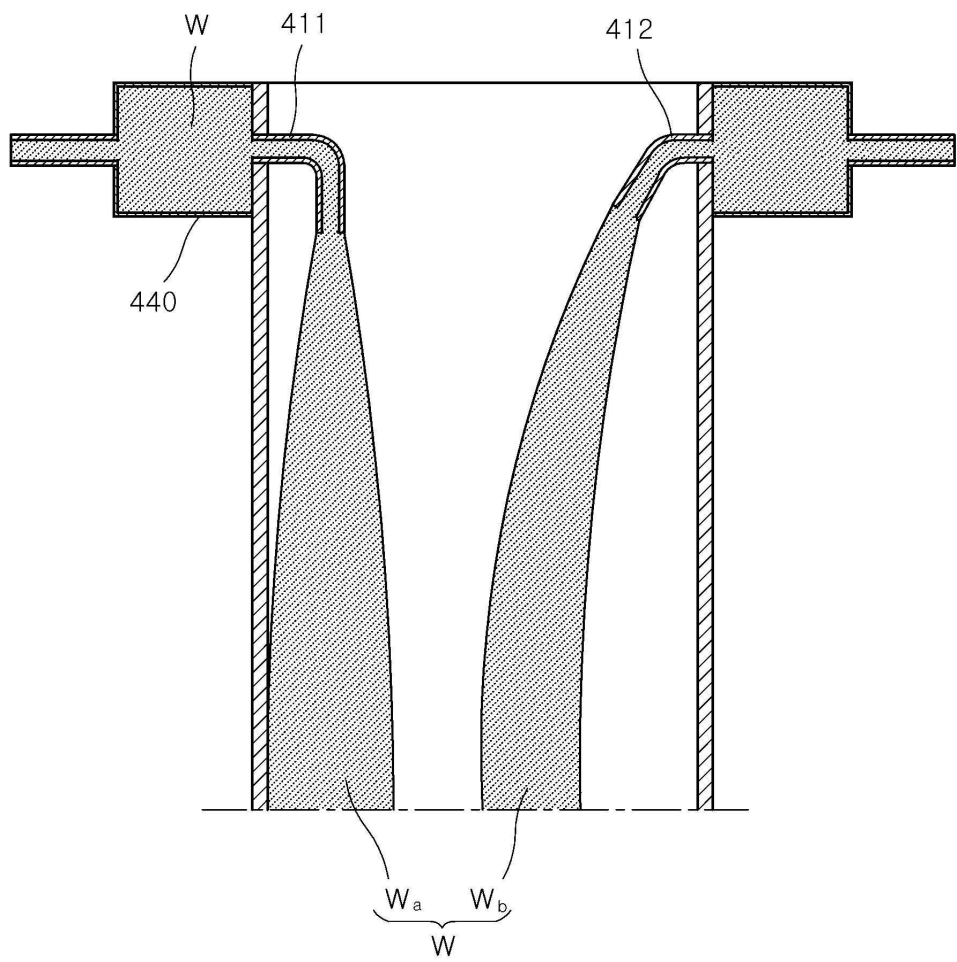
(a)



(b)

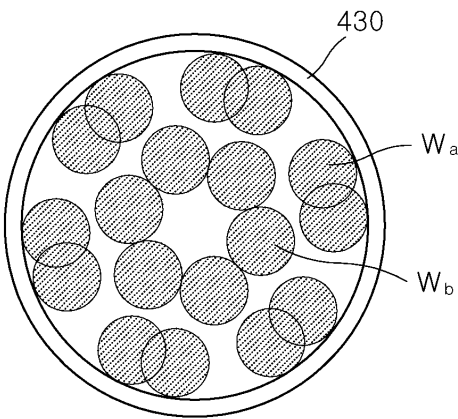


도면5

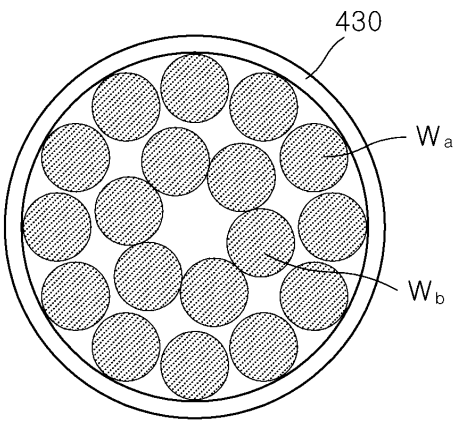


도면6

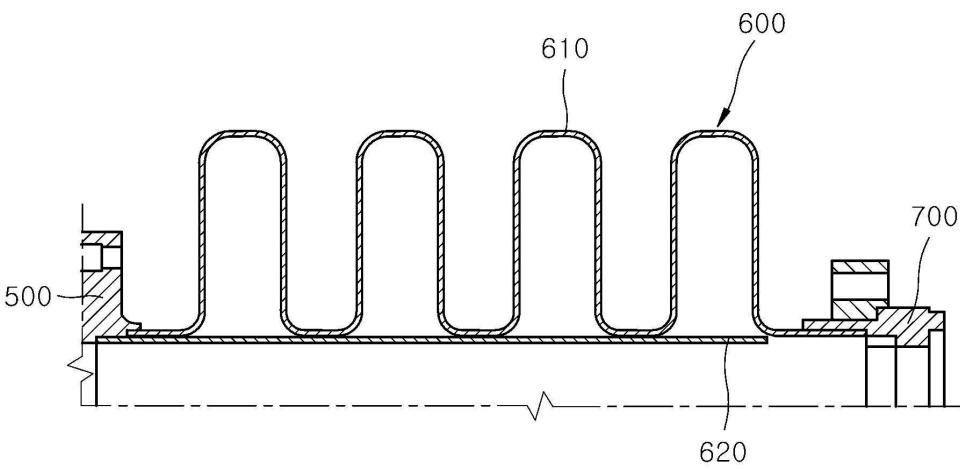
(a)



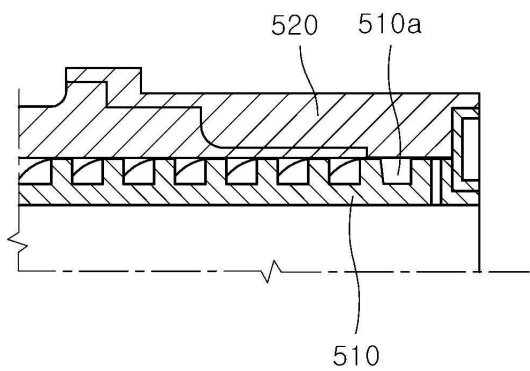
(b)



도면7



도면8



도면9

