



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103743571 A

(43) 申请公布日 2014. 04. 23

(21) 申请号 201310688119. 8

(22) 申请日 2013. 12. 16

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路 15 号

(72) 发明人 王晶 袁涛 孟令瑾 李英 范学军

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理 事务所(普通合伙) 11390

代理人 王艺

(51) Int. Cl.

G01M 15/02(2006. 01)

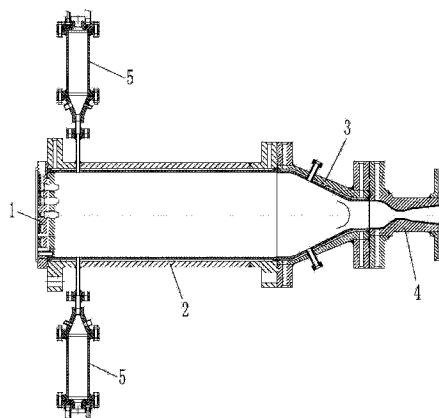
权利要求书1页 说明书6页 附图5页

(54) 发明名称

用于长时间超声速燃烧的空气加热装置

(57) 摘要

本发明公开一种用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其包括喷嘴盘、燃烧室、圆变方收缩管、喷管和点火器,喷嘴盘上设置有若干个用于向燃烧室内喷射氢气和富氧空气的同轴射流喷嘴,所述燃烧室呈管状,其两端分别安装有喷嘴盘和圆变方收缩管,圆变方收缩管的方口端安装有喷管,所述燃烧室的靠近喷嘴盘的管壁上设置有点火器接嘴,点火器通过点火器接嘴与燃烧室连通,以向燃烧室喷入引火火焰,所述燃烧室、圆变方收缩管均为双层管壁结构,二者的两层管壁间均有冷却水循环通道,且二者的外层管壁上均设置有进水口和出水口,喷管上也设置有冷却水循环通道及进水口和出水口。本发明解决了现有的空气加热装置在持续时间等方面不够理想的问题。



1. 一种用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其特征在于:包括喷嘴盘、燃烧室、圆变方收缩管、喷管和点火器,所述喷嘴盘上设置有若干个用于向燃烧室内喷射氢气和富氧空气的同轴射流喷嘴,所述燃烧室呈管状,其两端分别安装有喷嘴盘和圆变方收缩管,所述圆变方收缩管的方口端安装有喷管,所述燃烧室的靠近喷嘴盘的管壁上设置有点火器接嘴,所述点火器通过点火器接嘴与燃烧室连通,以向燃烧室喷入引火火焰,所述燃烧室、圆变方收缩管均为双层管壁结构,二者的两层管壁间均有冷却水循环通道,且二者的外层管壁上均设置有进水口和出水口,所述喷管上也设置有冷却水循环通道及进水口和出水口。

2. 根据权利要求1所述的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其特征在于:所述点火器包括进气盘、混合燃烧管和出焰段,所述进气盘和出焰段分别安装在混合燃烧管的两端,所述进气盘上设置有一个火花塞、五个进空气口和一个进氢气口,火花塞位于进气盘的中央,五个进空气口和一个进氢气口位于以火花塞为中心的同一个圆上,其中一个进空气口的尾孔中心线和一个进氢气口的尾孔中心线均与混合燃烧管的轴线成 45° 角,且该两尾孔中心线相交,另外四个进空气口的尾孔中心线均与混合燃烧管的轴线成 21° 角,且该四尾孔中心线相交,所述出焰段呈喇叭形,其小端设置有出焰口,且该出焰口与燃烧室上的点火器接嘴连接。

3. 根据权利要求1所述的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其特征在于:所述燃烧室的长度为无燃烧状态下喷嘴盘上相邻喷嘴湍流混合长度的 $1\sim 2$ 倍。

4. 根据权利要求1所述的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其特征在于:所述喷嘴盘、燃烧室、圆变方收缩管、喷管和点火器均由中国牌号为1Cr18Ni9C的不锈钢材料制成。

5. 根据权利要求2所述的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其特征在于:所述出焰段上还设置有测温口和测压口。

6. 根据权利要求1所述的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其特征在于:所述圆变方收缩管的过渡段上还设置有测温接嘴和测压接嘴。

7. 根据权利要求1所述的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其特征在于:所述喷管超声速段型线采用Foelsch方法设计。

用于长时间超声速燃烧的空气加热装置

技术领域

[0001] 本发明涉及用于长时间超声速燃烧的空气加热装置。

背景技术

[0002] 超燃冲压发动机是高超声速吸气式推进技术的核心,在航空航天与国防领域具有很好的应用前景。目前,超燃冲压发动机技术正经历着从实验室研究走向工程研制与飞行演示阶段,这就需要超燃冲压发动机在地面进行大量长时间的演示实验。

[0003] 目前,超声速燃烧研究主要采用直联式超燃模型发动机来进行,通常采用厚壁面金属材料被动冷却方式冷却机构温度,运行时间较短,一般不超过 10 秒量级。

[0004] 超声速燃烧实验台是进行超声速燃烧实验研究的基本工具。实验台的能力和水平主要体现在空气加热装置所能提供的总温、总压条件、持续时间、流量规模以及操作控制的准确、可靠及自动化程度;此外,要实现燃料与空气混合时能发生自点火,则燃烧室气流马赫数、静压、静温以及气体的总温和总压都有一定范围要求,而现有的空气加热装置在持续时间等方面并不够理想。

发明内容

[0005] 针对现有的空气加热装置在持续时间等方面不够理想的问题,本发明提供一种用于长时间超声速燃烧的空气加热装置。

[0006] 为了实现上述目的,本发明的技术方案如下:

[0007] 一种用于长时间超声速燃烧的空气加热装置,其包括喷嘴盘、燃烧室、圆变方收缩管、喷管和点火器,所述喷嘴盘上设置有若干个用于向燃烧室内喷射氢气和富氧空气的同轴射流喷嘴,所述燃烧室呈管状,其两端分别安装有喷嘴盘和圆变方收缩管,所述圆变方收缩管的方口端安装有喷管,所述燃烧室的靠近喷嘴盘的管壁上设置有点火器接嘴,所述点火器通过点火器接嘴与燃烧室连通,以向燃烧室喷入引火火焰,所述燃烧室、圆变方收缩管均为双层管壁结构,二者的两层管壁间均有冷却水循环通道,且二者的外层管壁上均设置有进水口和出水口,所述喷管上也设置有冷却水循环通道及进水口和出水口。

[0008] 为了保证氢气与空气的充分混合与高效燃烧,优选地,所述燃烧室的长度为无燃烧状态下喷嘴盘上相邻喷嘴湍流混合长度的 1 ~ 2 倍。

[0009] 优选地,所述点火器包括进气盘、混合燃烧管和出焰段,所述进气盘和出焰段分别安装在混合燃烧管的两端,所述进气盘上设置有一个火花塞、五个进空气口和一个进氢气口,火花塞位于进气盘的中央,五个进空气口和一个进氢气口位于以火花塞为中心的同一个圆上,其中一个进空气口的尾孔中心线和一个进氢气口的尾孔中心线均与混合燃烧管的轴线成 45° 角,且该两尾孔中心线相交,另外四个进空气口的尾孔中心线均与混合燃烧管的轴线成 21° 角,且该四尾孔中心线相交,所述出焰段呈喇叭形,其小端设置有出焰口,且该出焰口与燃烧室上的点火器接嘴连接。

[0010] 优选地,所述喷嘴盘、燃烧室、圆变方收缩管、喷管和点火器均由中国牌号为

1Cr18Ni9C 的不锈钢材料制成。

[0011] 为测定点火器内的温度和压力,优选地,所述出焰段上还设置有测温口和测压口。

[0012] 为测定空气加热装置内的温度和压力,优选地,所述圆变方收缩管的过渡段上还设置有测温接嘴和测压接嘴。

[0013] 为缩短喷管长度,减少气流热量损失,优选地,所述喷管超声速段型线采用 Foelsch 方法设计。

[0014] 本发明的喷嘴盘采用同轴射流喷嘴向燃烧室喷氢气和富氧空气,其不仅可以冷却喷嘴口,同时形成的火焰与壁面有一段距离,能够有效降低壁面热流量;燃烧室、圆变方收缩管和喷管的循环水主动冷却结构的冷却效果能够满足长时间的超声速燃烧地面试验;空气加热装置总温总压容易调节,流量规模容易扩大,点火启动可靠,燃烧完全,流场稳定,热损失少,解决了现有的空气加热装置在持续时间等方面不够理想的问题。

附图说明

[0015] 图 1 是本发明的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置的一实施例的结构示意图;

[0016] 图 2 是图 1 所示的喷嘴盘的结构示意图;

[0017] 图 3 是图 2 所示同轴射流喷嘴的结构示意图;

[0018] 图 4 是图 1 所示的燃烧室的示意图;

[0019] 图 5 是图 1 所示的圆变方收缩管的示意图;

[0020] 图 6 是图 1 所示的喷管的示意图;

[0021] 图 7 是图 1 所示的点火器的示意图;

[0022] 图中:1、喷嘴盘;11、同轴射流喷嘴;111、喷嘴中心;112、环形通道;2、燃烧室;21、点火器接嘴;3、圆变方收缩管;31、测温接嘴;32、测压接嘴;4、喷管;5、点火器;51、进气盘;510、火花塞;511、进空气口;512、进氢气口;52、混合燃烧管;53、出焰段;530、出焰口;531、测温口;532、测压口。

具体实施方式

[0023] 下文中将结合附图对本发明的实施例进行详细说明。需要说明的是,在不冲突的情况下,本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互任意组合。

[0024] 如图 1 所示,本实施例的用于长时间超声速燃烧的空气加热装置包括喷嘴盘 1、燃烧室 2、圆变方收缩管 3、喷管 4 和点火器 5,所述喷嘴盘上设置有若干个用于向燃烧室内喷射氢气和富氧空气的同轴射流喷嘴,燃烧室 2 呈管状,其两端分别安装有喷嘴盘 1 和圆变方收缩管 3,圆变方收缩管 3 的方口端安装有喷管 4,燃烧室 2 的靠近喷嘴盘 1 的管壁上设置有点火器接嘴 21,点火器 5 通过点火器接嘴 21 与燃烧室 2 连通,以向燃烧室 2 喷入引火火焰,燃烧室 2 和圆变方收缩管 3 均为双层管壁结构,二者的两层管壁间均有冷却水循环通道,且二者的外层管壁上均设置有进水口和出水口,喷管 4 上也设置有冷却水循环通道及进水口和出水口,燃烧室 2、圆变方收缩管 3 和喷管 4 均采用循环水主动冷却。

[0025] 空气加热装置采用“烧氢补氧”的方式加热,以使合成气流中的氧气的含量和正常空气相当。点火方式采用小火引大火。根据模拟飞行马赫数 6 ~ 7 以及冷却损失的要求,

空气加热装置的技术指标设定为：最高总温 $T = 2200\text{K}$ ，最高总压 $P = 5\text{MPa}$ ，最大流量 2kg/s 。采用 CEA (chemical equilibrium with application) 软件计算，可以得到各种设计总温下氢空气燃烧气体的组分及参数，如表 1 所示。从表中可知，对于 $T = 2200\text{K}$ ，燃烧后空气成份摩尔数比例为 $\text{N}_2:\text{O}_2:\text{H}_2\text{O} = 47:20.9:29.5$ ，平均分子量 $\mu = 26$ ，气体常数 $R = 320$ 。

[0026] 表 1 氢空气燃烧参数表 (2kg/s 流量)

[0027]

绝热 温度	H ₂ 流量		O ₂ 流量		Air 流量		MF	MF	MF	μ	C _p	γ
	K	mol/s	g/s	mol/s	g/s	mol/s	g/s	O ₂	N ₂			
							%	%	%		KJ/kgK	
1000	6.52	13.04	5	160	63.2	1826.4	20.9	69.1	9.1	28	1.21	1.33
1100	7.6	15.2	5.8	185.6	62.24	1798.4	20.9	67.6	10.7	27.9	1.24	1.32
1200	8.72	17.44	6.64	212.4	61.24	1770	20.9	66.2	12.1	27.7	1.28	1.31
1300	9.84	19.68	7.52	240.8	60.2	1739.6	20.9	64.7	13.5	27.6	1.31	1.3
1400	11.04	22.08	8.44	270	59.12	1708.4	20.9	63.1	15.1	27.4	1.35	1.29

[0028]

1500	12.32	24.64	9.4	300.8	57.96	1674.8	20.9	61.5	16.8	27.2	1.39	1.28
1600	13.6	27.2	10.44	334	56.8	1638	20.9	59.8	18.4	27.1	1.43	1.27
1700	14.96	29.92	11.52	368.8	55.44	1602.4	20.9	58	20.1	26.9	1.48	1.26
1800	16.4	32.8	12.72	406.8	54	1560.8	20.9	56.1	21.8	26.7	1.54	1.25
1900	17.88	35.76	13.92	445.2	52.52	1517.6	20.9	54.1	23.6	26.5	1.62	1.24
2000	19.52	39.04	15.28	488.8	50.92	1471.6	20.9	51.8	25.5	26.3	1.72	1.23
2100	21.32	42.56	16.84	538.8	49.12	1419.6	20.9	49.6	27.4	26.1	1.86	1.22
2200	23.24	46.48	18.48	591.2	47.16	1362.8	20.9	47	29.5	25.9	2.03	1.2
2300	25.44	50.88	20.44	654	44.84	1296	20.9	44.1	31.6	25.6	2.28	1.19
2400	28.04	56.08	22.8	729.6	42.04	1214.8	20.9	40.6	34	25.2	2.63	1.17

[0029] 优选地，喷嘴盘 1、燃烧室 2、圆变方收缩管 3、喷管 4 和点火器 5 均采用中国牌号为 1Cr18Ni9C 的不锈钢材料制造。

[0030] 喷嘴盘 1

[0031] 由于空气总温很高，常规空气加热装置采用的燃料和空气喷注机构难以承受较长时间的运行。为此，本发明采用同轴射流喷嘴设计，氢气通过同轴射流喷嘴 11 的喷嘴中心

111 喷注,而首先和氧气混合后的富氧空气通过包裹在外的环形通道 112 喷入燃烧室。这样,一方面可以通过空气和氢气气流冷却喷口,同时两股气流混合后形成的燃烧火焰和壁面有一定距离,可以有效降低壁面热流量。为了降低单个喷嘴热负荷,实际采用多个喷嘴组成喷嘴盘,如图 2-3 所示。

[0032] 燃烧室 2

[0033] 为了保证氢气与空气的充分混合与高效燃烧,燃烧室 2 的长度为无燃烧状态下喷嘴盘上相邻喷嘴湍流混合长度的 1 ~ 2 倍。本实施例中,燃烧室 2 采用圆管形设计,内径 $\Phi 220\text{mm}$,长度 600mm,如图 4 所示。

[0034] 圆变方收缩管 3

[0035] 由 $\Phi 220\text{mm}$ 的圆口变成 $70\text{mm} \times 70\text{mm}$ 的方口;为测定空气加热装置内的温度和压力,圆变方收缩管 3 的过渡段上还设置有测温接嘴 31 和测压接嘴 32,如图 5 所示。

[0036] 喷管 4

[0037] 整个喷管采用二维设计。

[0038] 假设因为混合燃烧管与圆变方收缩管冷却导致的空气总温损失约为 300 ~ 400K,喷管喉道处总温约 1800K,静温约 850K。采用 CEA (chemical equilibrium with application) 程序进一步计算得到,该混合物在温度 (800-1800K) 区间内,加热器出来的空气比热比 γ 约 1.26-1.33。实际设计超声速喷管时,取平均值 $\gamma = 1.3$ 。根据等熵流关系,可以得到设计马赫数条件下各流场参数,如表 2 所示。本实施例实际设计参数为燃烧室入口高度 50mm,名义喉道高度 16.93mm,对应喷管出口尺寸(H×W)为 $50\text{mm} \times 70\text{mm}$ 。根据等熵关系可以得到超声速喷管喉道名义尺寸如表 2。

[0039] 表 2 等熵流参数表, $\gamma = 1.3$

[0040]

马赫数	p/p_0	T/T_0	ρ/ρ_0	A/A^*	流量系数 $\times R^{1/2}$	燃烧室入口高度 mm	名义喉道高度 mm
1.0	0.5457	0.8696	0.6276	1	0.6673	-	-
2.0	0.1305	0.6250	0.2087	1.773	0.3763	50	28.20
						70	39.48
2.5	0.05692	0.5161	0.1103	2.954	0.2258	50	16.93
						70	23.70
3.0	0.02466	0.4255	0.05796	5.160	0.1293	50	9.69
						70	13.56

[0041] 以总温 1800K 计算,单位总压 (MPa) 下单位面积 (mm^2) 喉道的流量为:

[0042] $m = 0.6673 \times 10^6 \times 10^{-6} / (319.8 \times 1800)^{0.5} = 0.8795 \times 10^{-3} \text{kg/s}$

[0043] 由此可以计算出各种截面尺寸与马赫数的燃烧室在各种来流总压下的流量,如表 3 所示。在来流总压 1.13MPa 和 1.8MPa 下,该喷管空气流量分别为约 1.2 和 1.9kg/s。由于空气热损失无法精确预测,空气流量以实际测量值为准。

[0044] 表 3 超声速喷管流量关系表

[0045]

入口尺寸 mm×mm	马赫数 M	喷管喉道高 度 mm	燃烧室 内静压 kPa	总压 MPa	流量 kg/s
H50×W70	2.0	28.20	65	0.50	0.87
			100	0.77	1.3
			150	1.16	2.0
	2.5	16.93	65	1.13	1.2
			100	1.80	1.9
	3.0	9.69	65	2.52	1.5
100			4.03	2.4	
H70×W100	2.0	39.48	65	0.50	1.7
			100	0.77	2.7
			150	1.16	4.0
	2.5	23.70	65	1.13	2.4
			100	1.80	3.8
	3.0	13.56	65	2.52	3.0
			100	4.03	4.8

[0046] 采用 M=2.5 喷管,喷管出口尺寸(H×W)为 50mm×70mm。喷管超声速段型线采用 Foelsch 方法设计,以缩短喷管长度,减少气流热量损失;亚声速段的设计采用单调收缩方式,如图 6 所示。喷管总长度为 200mm。

[0047] 点火器 5

[0048] 如图 7 所示,点火器 5 包括进气盘 51、混合燃烧管 52 和出焰段 53,混合燃烧管 52 呈管状,进气盘 51 和出焰段 53 分别安装在混合燃烧管 52 的两端,进气盘 51 上设置有一个火花塞 510、五个进空气口 511 和一个进氢气口 512,火花塞 510 位于进气盘 51 的中央,五个进空气口 511 和一个进氢气口 512 位于以火花塞 510 为中心的同一个圆上,其中一个进空气口 511 的尾孔中心线和一个进氢气口 512 的尾孔中心线均与混合燃烧管 52 的轴线成 45° 角,且该两尾孔中心线相交,另外四个进空气口 511 的尾孔中心线均与混合燃烧管 52

的轴线成 21° 角,且该四尾孔中心线相交,出焰段 53 呈喇叭形,其小端设置有出焰口 530,且该出焰口 530 与燃烧室 2 上的点火器喷嘴 21 连接。

[0049] 优选地,所述出焰段 53 上还设置有测温口 531 和测压口 532。

[0050] 上述点火器 5 参考了液体火箭发动机的设计,性能稳定。进气盘 51 采用互击射流式喷嘴,相互撞击有利于混合和燃烧完全。用于点火的小股氢和空气入口紧靠火花塞 510 的内层,两股气流相交在火花塞 510 前。为防止火花塞 510 和进气盘 51 被烧坏,点火的氢气和空气相交处离进气盘 51 有一定距离。空气通过 5 个相通的 $\Phi 2\text{mm}$ 的进空气口 511 进入,氢气通过 1 个 $\Phi 2\text{mm}$ 的进氢气口 512 进入混合燃烧管中。

[0051] 本发明的喷嘴盘采用同轴射流喷嘴向燃烧室喷氢气和富氧空气,其不仅可以冷却喷嘴,同时形成的火焰与壁面有一段距离,能够有效降低壁面热流量;燃烧室、圆变方收缩管和喷管的循环水主动冷却结构的冷却效果能够满足长时间的超声速燃烧地面试验;空气加热装置总温总压容易调节,流量规模容易扩大,点火启动可靠,燃烧完全,流场稳定,热损失少,解决了现有的空气加热装置在持续时间等方面不够理想的问题。

[0052] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

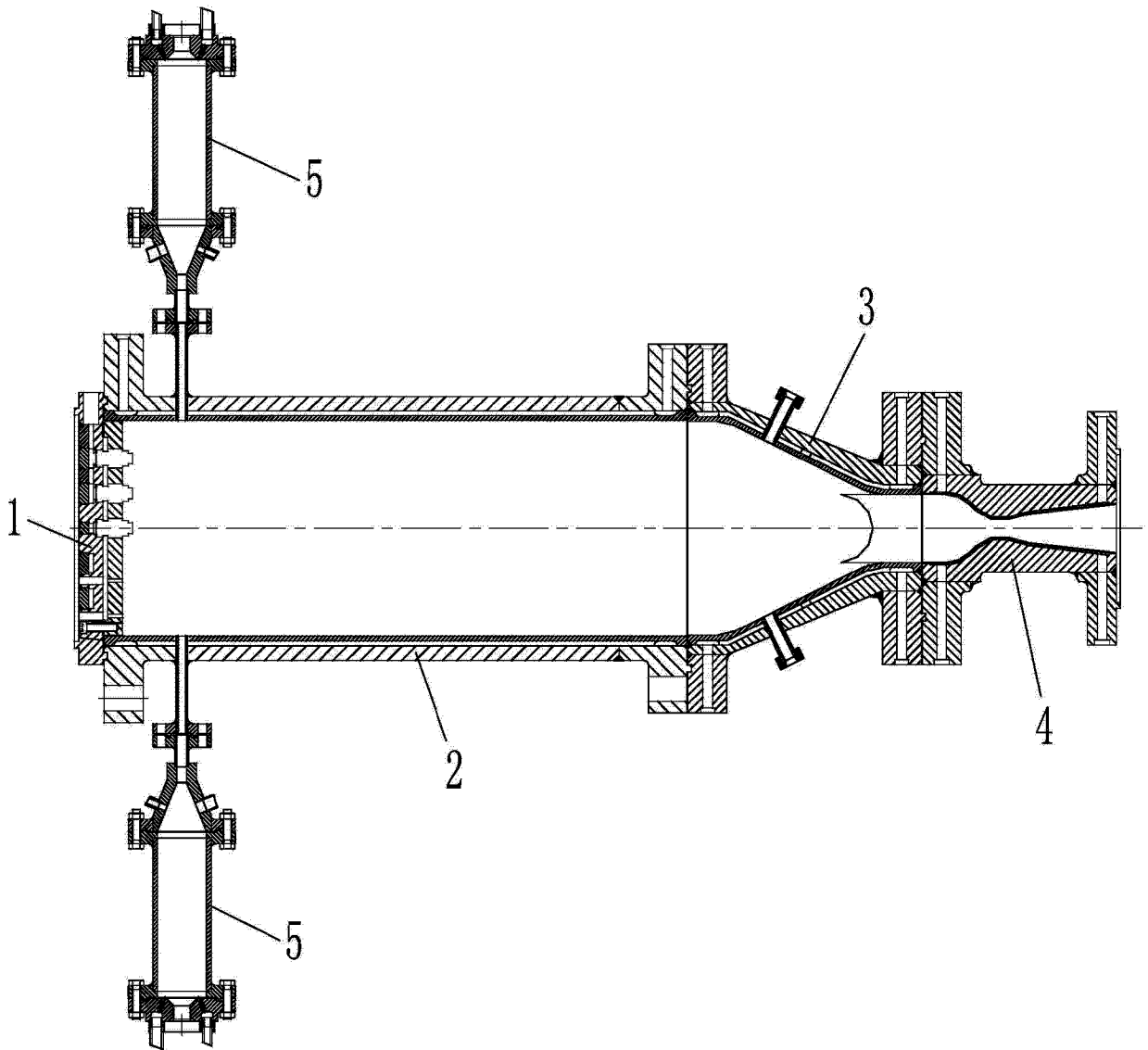


图 1

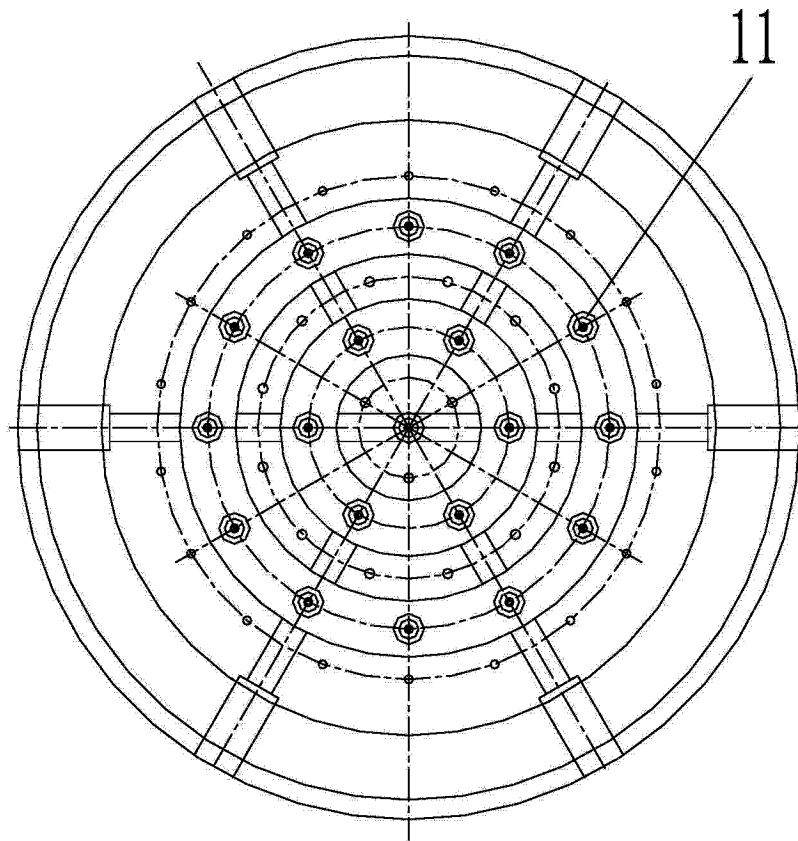


图 2

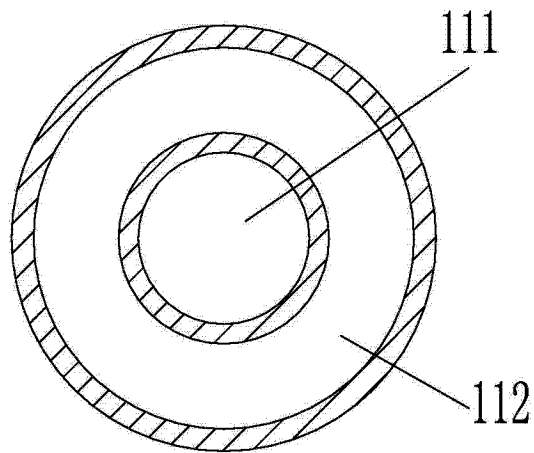


图 3

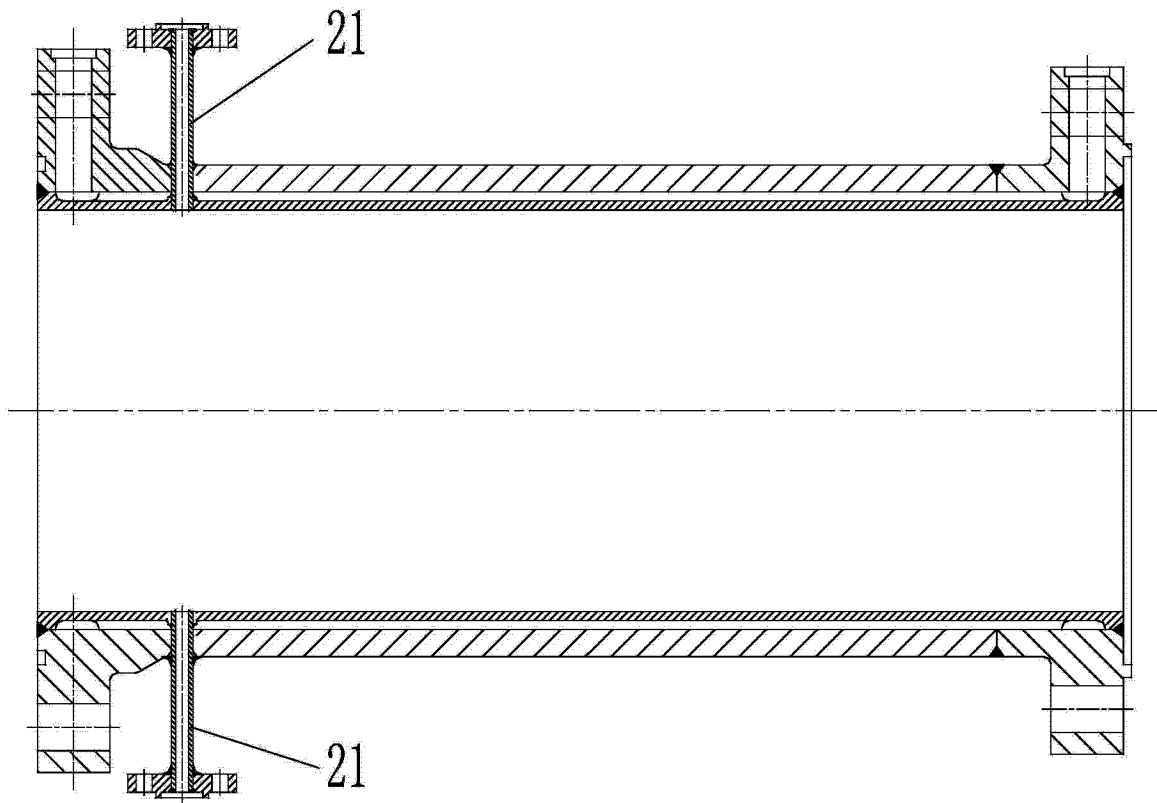


图 4

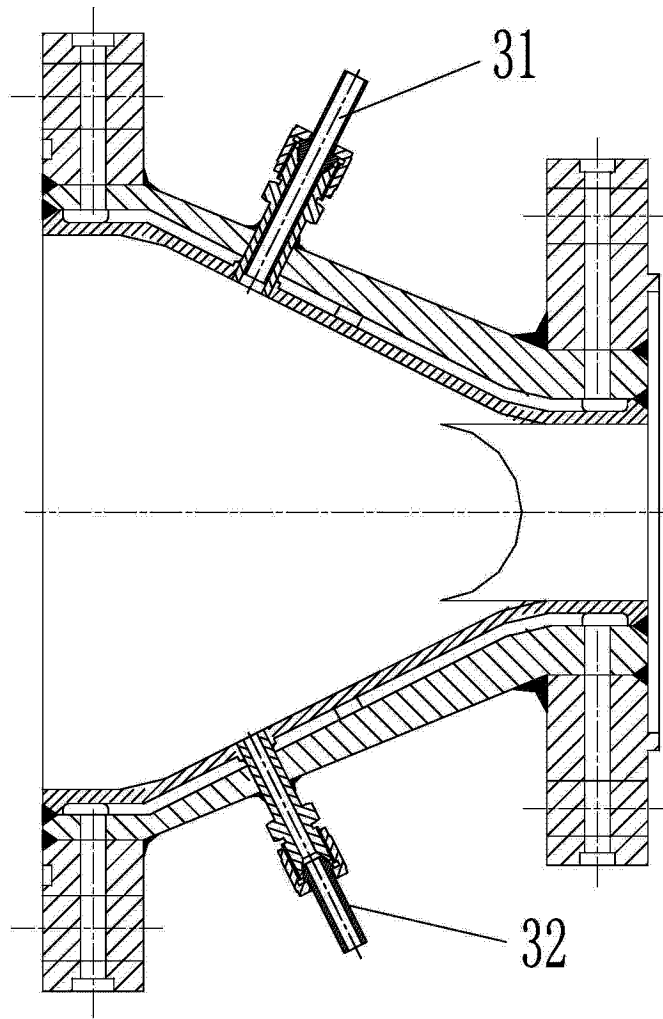


图 5

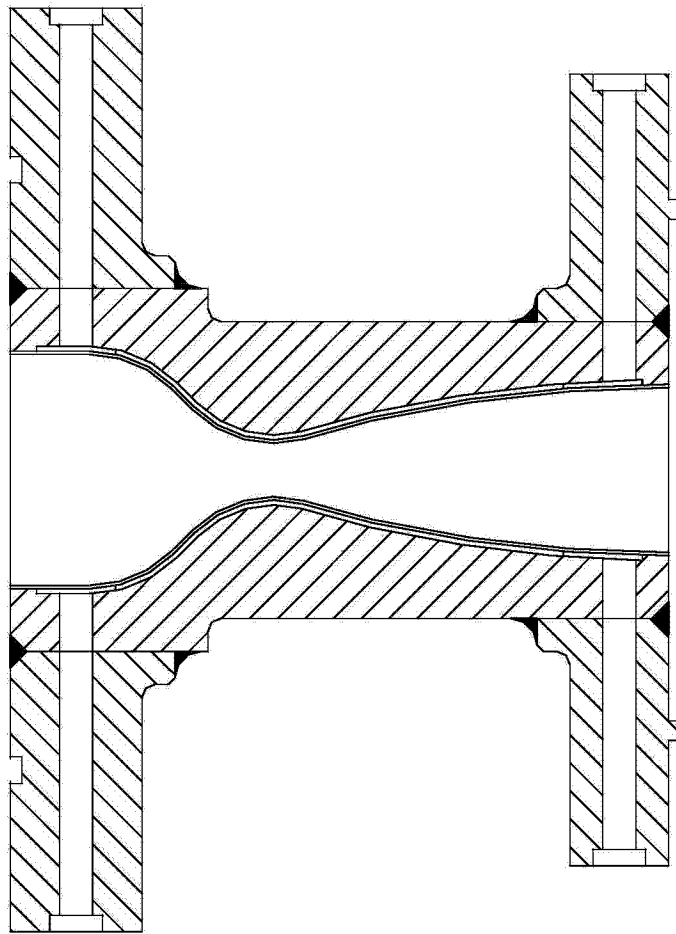


图 6

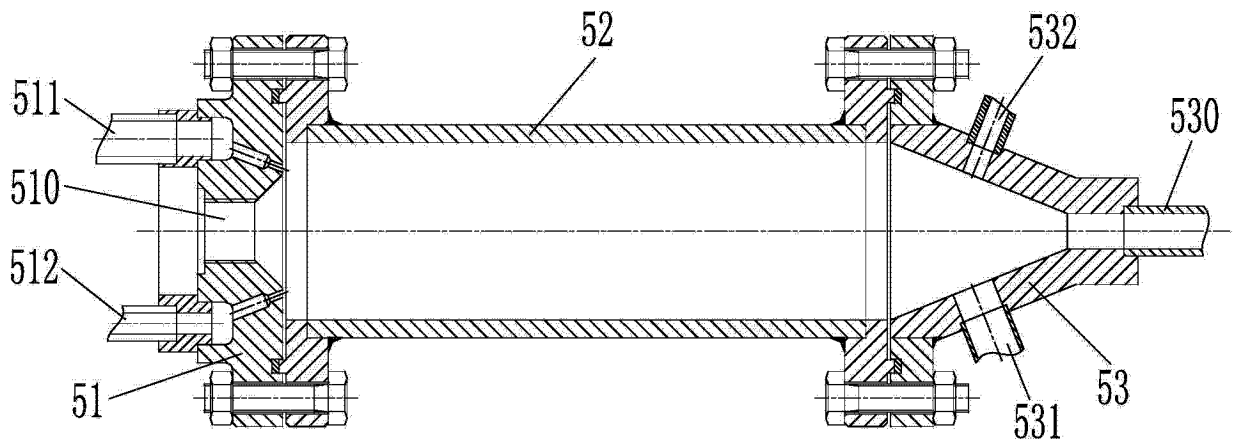


图 7