



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114876674 A

(43) 申请公布日 2022.08.09

(21) 申请号 202210801134.8

(22) 申请日 2022.07.08

(71) 申请人 太原理工大学

地址 030024 山西省太原市万柏林区迎泽  
西大街79号太原理工大学迎西校区

(72) 发明人 向纪鑫 谭天军 李志强 孙冰  
郑晓霞

(74) 专利代理机构 太原申立德知识产权代理事  
务所(特殊普通合伙) 14115

专利代理师 杜怀宇

(51) Int.Cl.

F02K 9/97 (2006.01)

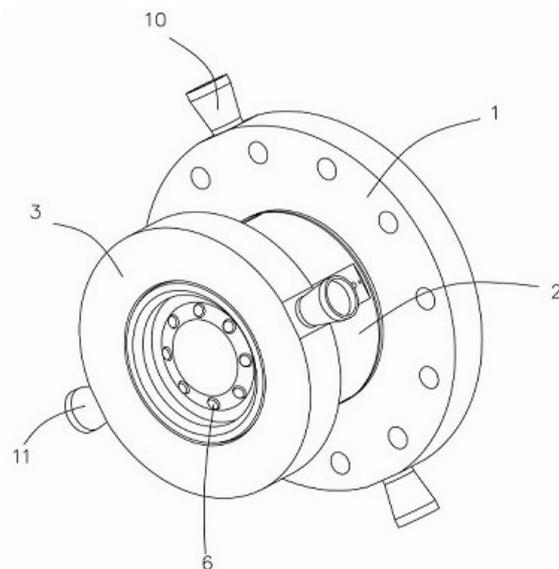
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54) 发明名称

一种实验液体火箭发动机用水冷喷管

(57) 摘要

本发明公开了一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,属于飞行器地面实验系统技术领域,其中实验用水冷喷管包括上游水套、喷管、下游水套、连接管和堵头;上游水套设置有两个冷却水出口,下游水套设置有两个冷却水入口,冷却水出入口垂直布置;喷管为整体结构,设置有双圆弧收敛段和锥形扩张段的内型面,内型面外部设置有多周向均布的具有突扩突缩结构的冷却通道;连接管设置在冷却水出口和入口处,堵头对冷却通道突缩段外侧出口进行焊接密封。本发明加工方便,能承受较大热应力,冷却通道设置有突扩突缩结构,可以获得好的冷却效果,易于测量内型面附近温度,方便研究冷却通道突扩突缩结构的冷却能力,也便于与数值结果进行对照研究。



1. 一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:包括有自右向左依次同轴设置的上游水套(1)、喷管(2)、下游水套(3),所述喷管(2)内腔设置有内型面,所述内型面由同轴的喷管扩张段(41)和喷管收敛段(42)组成,所述喷管(2)内部在内型面的外部周向均布有多条冷却通道,所述冷却通道的外侧孔设置有堵头(6),用以对其进行焊接密封,所述喷管(2)在外侧表面有安装热电偶的平面和盲孔,在喷管(2)外侧表面设置有热电偶沉头孔(7)、热电偶孔(8)和螺纹孔(9),所述上游水套(1)、下游水套(3)的侧壁分别对称设置有圆形的出水连接管(10)、进水连接管(11),所述上游水套(1)设置有两个冷却水出口(12),内部设置有出水集液腔(13),所述下游水套(3)设置有两个冷却水入口(14),内部设置有进水集液腔(15),所述进水集液腔(15)的一端通过冷却水入口(14)与进水连接管(11)连接,另一端通过连接孔与冷却通道连通;所述出水集液腔(13)的一端通过冷却水出口(12)与出水连接管(10)连接,另一端直接与冷却通道连通。

2. 根据权利要求1所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:所述喷管(2)为整体轴对称结构,所述喷管扩张段(41)采用锥形型面,喷管收敛段(42)采用双圆弧型面,各型面切向连接。

3. 根据权利要求2所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:所述冷却通道由轴线成一定角度的突扩段和突缩段组成,所述冷却通道的突缩段(51)位于锥形型面的外侧,冷却通道的突扩段(52)位于双圆弧型面的外侧。

4. 根据权利要求1所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:所述冷却水出口(12)的轴线与相邻冷却通道的轴线安装夹角 $\alpha$ 为 $22.5^\circ$ 的整数倍。

5. 根据权利要求1所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:所述冷却水出口(12)的轴线和冷却水入口(14)的轴线的安装夹角 $\beta$ 为 $90^\circ$ 。

6. 根据权利要求1所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:所述冷却通道的数量为8条或12条。

7. 根据权利要求1所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:所述冷却水出口(12)、冷却水入口(14)的外侧分别加工有平面和台阶,用于与出水连接管(10)、进水连接管(11)焊接连接。

8. 根据权利要求1所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:两个所述冷却水出口(12)的中心轴线共线且与上游水套(1)的轴线垂直,两个冷却水入口(14)的中心轴线共线且与下游水套(3)的轴线垂直。

9. 根据权利要求1所述的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,其特征在于:所述上游水套(1)外侧边缘区域周向均布有多个通孔,以便在试验时与配套的火箭发动机燃烧室进行螺栓连接。

## 一种实验液体火箭发动机用水冷喷管

### 技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器地面实验系统技术领域,尤其涉及一种实验液体火箭发动机用水冷喷管。

### 背景技术

[0002] 液体火箭发动机燃烧室的燃烧产物温度高达3000~4000K,在发动机的喷管部分,高温燃气经喉部加速后从喷管中高速冲出,经过喉部的燃气速度快,热流密度高,喷管结构热防护就变得尤为重要。

[0003] 目前,实验液体火箭发动机喷管常采用的热防护方式有被动冷却和主动冷却。被动冷却是靠室壁表面材料自身受热升温、熔化、蒸发(升华)、热解等过程吸收热量,同时产生热解气体遍布表面,阻隔燃气对室壁加热的冷却方式。但这种方式通常只能对壁面进行有限次保护,且材料受热分解之后,强度变差,有一部分可能会被燃气流冲刷或剥蚀掉。主动冷却是将冷却水经由集液器进入冷却套,从外壁实施强迫对流冷却的冷却方式。冷却套一般是由内、外两层壁组成,在内壁面型面上加工出多条轴向铣槽式通道,内外壁通过焊接的方式连接,中间形成封闭的冷却通道。这种方式下,无法对实验喷管内壁面温度进行测量。另外,焊缝处结构会产生很大的温度梯度,容易造成热应力集中,导致焊缝开裂失效,而引起冷却水泄露,喷管烧毁。

### 发明内容

[0004] 为解决现有技术的缺点和不足,提供一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,结构简单便于加工,同时在具备足够结构强度下开有测温孔,以解决现有飞行器地面试验实验研究中的部分问题。

[0005] 为实现本发明目的而提供的一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,包括有自右向左依次同轴设置的上游水套、喷管、下游水套,所述喷管内腔设置有内型面,所述内型面由同轴的喷管扩张段和喷管收敛段组成,所述喷管内部在内型面的外部周向均布有多条冷却通道,所述冷却通道的外侧孔设置有堵头,用以对其进行焊接密封,所述喷管在外侧表面有安装热电偶的平面和盲孔,在喷管外侧表面设置有热电偶沉头孔、热电偶孔和螺纹孔,具体地,所述喷管外表面设置有多个矩形平面,所述热电偶沉头孔、热电偶孔和螺纹孔设置在矩形平面上,热电偶沉头孔设置在喉部附近以适应热电偶长度,热电偶孔设置在热电偶沉头孔一侧,螺纹孔用于安装热电偶安装板;在布置热电偶时,可在其中某一矩形平面上安装热电偶或在所有矩形平面安装热电偶。所述上游水套、下游水套的侧壁分别对称设置有圆形的出水连接管、进水连接管,所述上游水套设置有两个冷却水出口,内部设置有出水集液腔,所述下游水套设置有两个冷却水入口,内部设置有进水集液腔,所述进水集液腔的一端通过冷却水入口与进水连接管连接,另一端通过连接孔与冷却通道连通;所述出水集液腔的一端通过冷却水出口与出水连接管连接,另一端直接与冷却通道连通。所述喷管优选采用紫铜材料制成,以便提高传热效率;所述上游水套、下游水套、进水连接管、出水连接管和

堵头优选采用不锈钢材料制成,以提高整体结构的强度和刚度。所述上游水套、喷管、下游水套、进水连接管、出水连接管和堵头各零件焊接处均开有适当尺寸的坡口,以提高焊接可靠性和密封性。

[0006] 作为上述方案的进一步改进,所述喷管为整体轴对称结构,所述喷管收敛段采用双圆弧型面,喷管扩张段采用锥形型面,各型面切向连接。

[0007] 作为上述方案的进一步改进,所述冷却通道由轴线成一定角度的突扩段和突缩段组成,所述冷却通道的突缩段位于锥形型面的外侧,冷却通道的突扩段位于双圆弧型面的外侧。在保证结构强度后,冷却通道与内型面的间距应取小一些,以保证热电偶所测温度能反应突扩突缩结构的冷却效果。冷却通道的突缩突扩结构是为使冷却水在喉部位置的冷却通道内具有更快的流速以加强换热能力。为方便冷却通道加工,冷却通道的突扩段和冷却通道的突缩段均从喷管的侧面倾斜向内加工,突扩段和突缩段的轴线成一定角度,二者在喉部区域连通;冷却通道的突缩段的外侧孔用堵头进行焊接密封。

[0008] 作为上述方案的进一步改进,所述冷却水出口的轴线与相邻冷却通道的轴线安装夹角 $\alpha$ 为 $22.5^\circ$ 的整数倍,这样可以避开进水口和连接孔在一条轴线上,以使所有冷却通道的冷却水流量一致。

[0009] 作为上述方案的进一步改进,所述冷却水出口的轴线和冷却水入口的轴线的安装夹角 $\beta$ 为 $90^\circ$ ,这样可以增大入口冷却液行程,更好的换热。

[0010] 作为上述方案的进一步改进,所述冷却通道的数量为8条或12条。

[0011] 作为上述方案的进一步改进,所述冷却水出口、冷却水入口的外侧分别加工有平面和台阶,用于与出水连接管、进水连接管焊接连接,焊接在连接的同时保证密封性。

[0012] 作为上述方案的进一步改进,两个所述冷却水出口的中心轴线共线且与上游水套的轴线垂直,两个冷却水入口的中心轴线共线且与下游水套的轴线垂直。

[0013] 作为上述方案的进一步改进,所述上游水套外侧边缘区域周向均布有多个通孔,以便在试验时与配套的火箭发动机燃烧室进行螺栓连接。

[0014] 作为上述方案的进一步改进,所述冷却水出口轴线和冷却水入口轴线互相垂直。

[0015] 本发明的有益效果是:

与现有技术相比,本发明提供了一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,冷却水从下游水套上的进水连接管经冷却水入口进入,沿燃气流动反方向,依次经过进水集液腔、连接孔进入冷却通道的突缩段和冷却通道的突扩段,经出水集液腔、冷却水出口和出水连接管流出,完成冷却水循环,冷却水在循环过程中对喷管的内壁面进行冷却。

[0016] (1) 本发明的实验液体火箭发动机用水冷喷管,通过在喷管段布置逆流冷却通道,冷却水沿着与气流流动相反的方向对壁面进行冷却,能充分发挥冷却水的冷却能力;

(2) 在冷却通道设置特定突扩突缩结构,使冷却水在喉部区域流动更快,从而达到理想的喉部冷却效果;

(3) 该冷却通道采用整体式加工方案,无需设置夹层水套,降低加工难度,结构简单,且能保证喷管在实验中承受较大的热应力;

(4) 在喷管外侧根据需要设置多个用于热电偶安装的孔,热电偶可以测量内型面附近温度,方便与数值结果进行对照研究。

## 附图说明

[0017] 以下结合附图对本发明的具体实施方式作进一步的详细说明,其中:

图1是本发明的轴测视图;

图2是图1的正视图;

图3是图2的A-A旋转剖视图;

图4是图1中上游水套的全剖视图;

图5是图1中下游水套的全剖视图。

## 具体实施方式

[0018] 如图1-图5所示,本发明提供一种实验液体火箭发动机用水冷喷管,包括有自右向左依次同轴设置的上游水套1、喷管2、下游水套3,上游水套1外侧边缘区域周向均布有多个通孔,以便在试验时与配套的火箭发动机燃烧室进行螺栓连接,喷管2内腔设置有内型面,内型面由同轴的喷管扩张段41和喷管收敛段42组成,喷管2内部在内型面的外部周向均布有8条或12条冷却通道,冷却通道的外侧孔设置有堵头6,用以对其进行焊接密封,喷管2在外侧表面有安装热电偶的平面和盲孔,在喷管2外侧表面设置有热电偶沉头孔7、热电偶孔8和螺纹孔9,具体地,喷管2外表面设置有多个矩形平面,热电偶沉头孔7、热电偶孔8和螺纹孔9设置在矩形平面上,热电偶沉头孔7设置在喉部附近以适应热电偶长度,热电偶孔8设置在热电偶沉头孔7一侧,螺纹孔9用于安装热电偶安装板;在布置热电偶时,可在其中某一矩形平面上安装热电偶或在所有矩形平面安装热电偶。上游水套1、下游水套3的侧壁分别对称设置有圆形的出水连接管10、进水连接管11,上游水套1设置有两个冷却水出口12,内部设置有出水集液腔13,下游水套3设置有两个冷却水入口14,内部设置有进水集液腔15,进水集液腔15的一端通过冷却水入口14与进水连接管11连接,另一端通过连接孔与冷却通道连通;出水集液腔13的一端通过冷却水出口12与出水连接管10连接,另一端直接与冷却通道连通。喷管2优选采用紫铜材料制成,以便提高传热效率;上游水套1、下游水套3、进水连接管11、出水连接管10和堵头6优选采用不锈钢材料制成,以提高整体结构的强度和刚度。上游水套1、喷管2、下游水套3、进水连接管11、出水连接管10和堵头6各零件焊接处均开有适当尺寸的坡口,以提高焊接可靠性和密封性。

[0019] 进一步改进,喷管2为整体轴对称结构,喷管收敛段42采用双圆弧型面,喷管扩张段41采用锥形型面,各型面切向连接。冷却通道由轴线成一定角度的突扩段52和突缩段51组成,冷却通道的突缩段51位于锥形型面的外侧,冷却通道的突扩段52位于双圆弧型面的外侧。在保证结构强度后,冷却通道与内型面的间距应取小一些,以保证热电偶所测温度能反应突扩突缩结构的冷却效果。冷却通道的突缩突扩结构是为使冷却水在喉部位置的冷却通道内具有更快的流速以加强换热能力。为方便冷却通道加工,冷却通道的突扩段52和冷却通道的突缩段51均从喷管2的侧面倾斜向内加工,突扩段52和突缩段51的轴线成一定角度,二者在喉部区域连通;冷却通道的突缩段51的外侧孔用堵头6进行焊接密封。

[0020] 作为上述方案的进一步改进,冷却水出口12的轴线与相邻冷却通道的轴线安装夹角 $\alpha$ 为 $22.5^\circ$ 的整数倍,这样可以避开进水口和连接孔在一条轴线上,以使所有冷却通道的冷却水流量一致。

[0021] 作为上述方案的进一步改进,冷却水出口12的轴线和冷却水入口14的轴线的安装

夹角 $\beta$ 为 $90^\circ$ ,这样可以增大入口冷却液行程,更好的换热。

[0022] 作为上述方案的进一步改进,冷却水出口12、冷却水入口14的外侧分别加工有平面和台阶,用于与出水连接管10、进水连接管11焊接连接,焊接在连接的同时保证密封性。两个冷却水出口12的中心轴线共线且与上游水套1的轴线垂直,两个冷却水入口14的中心轴线共线且与下游水套3的轴线垂直。冷却水出口12轴线和冷却水入口14轴线互相垂直。

[0023] 本实施例的实验用再生冷却喷管可以对具有特殊设计的突扩突缩冷却通道进行热防护实验,以研究特定突扩突缩冷却通道的冷却效果,评估其对具有大热流密度的喉部区域的热防护能力;其次,还可以通过多组热电偶获得喷管2内型面附近的温度信息,可以与数值计算结果对比验证以检验数值计算的可靠性,以便利用数值计算方法对更多不同突扩突缩结构的冷却通道进行热防护研究。

[0024] 以上实施例不局限于该实施例自身的技术方案,实施例之间可以相互结合成新的实施例。以上实施例仅用以说明本发明的技术方案而并非对其进行限制,凡未脱离本发明精神和范围的任何修改或者等同替换,其均应涵盖在本发明技术方案的范围之内。

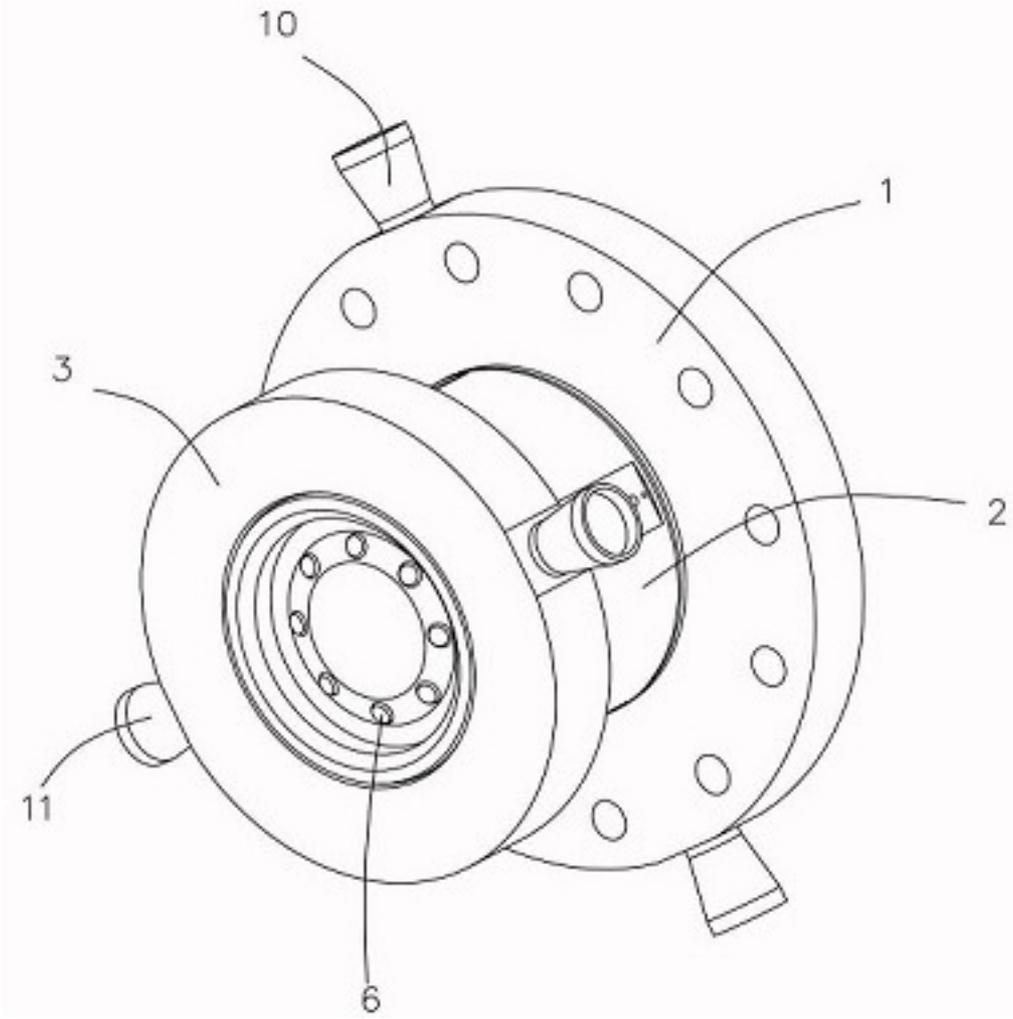


图1

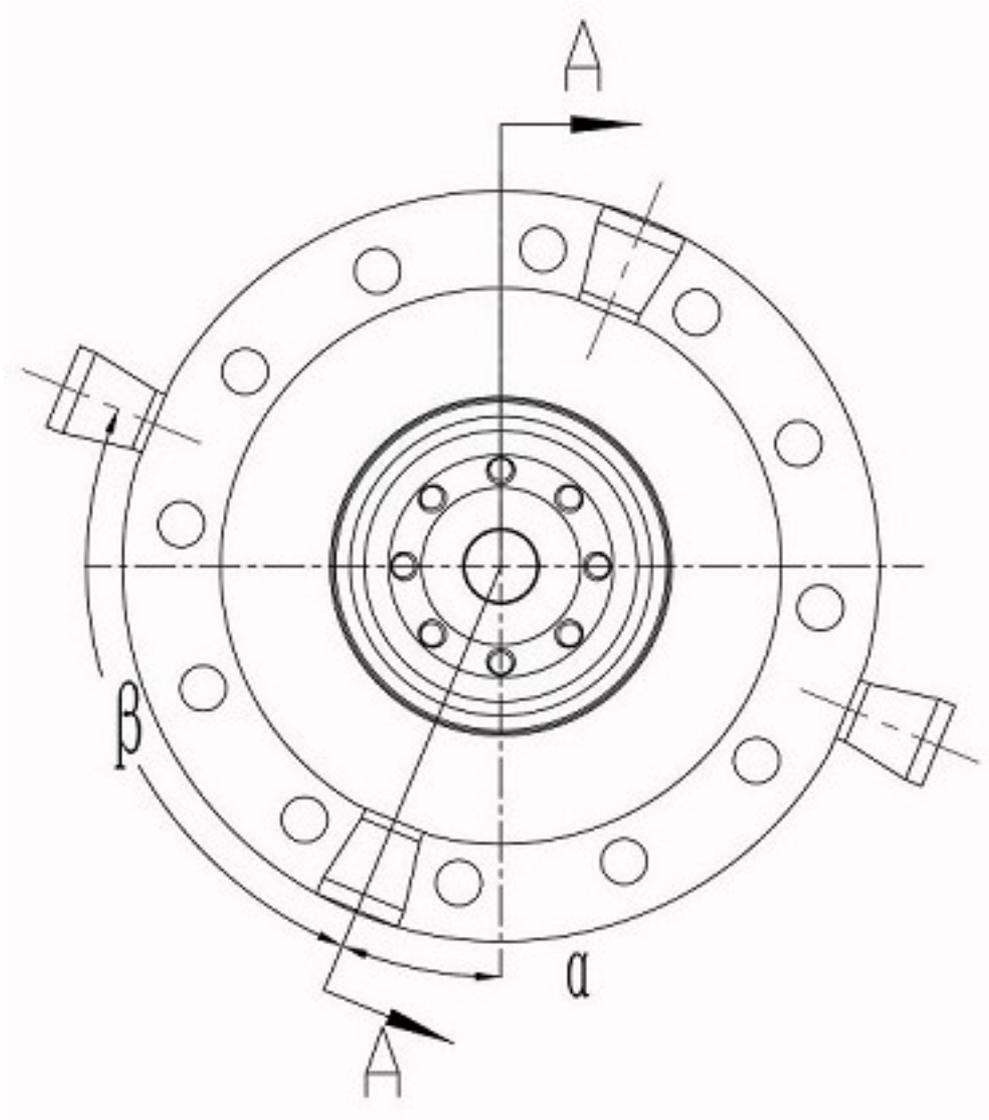


图2

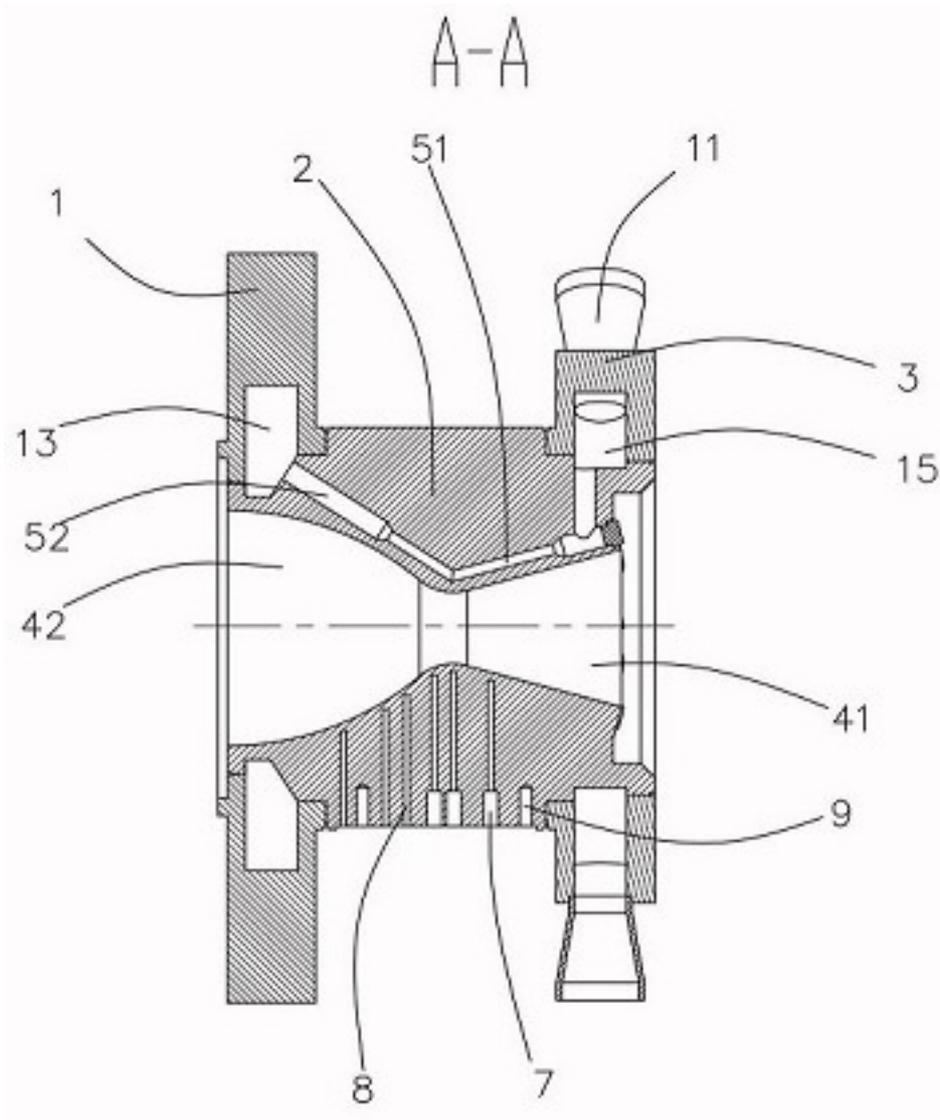


图3

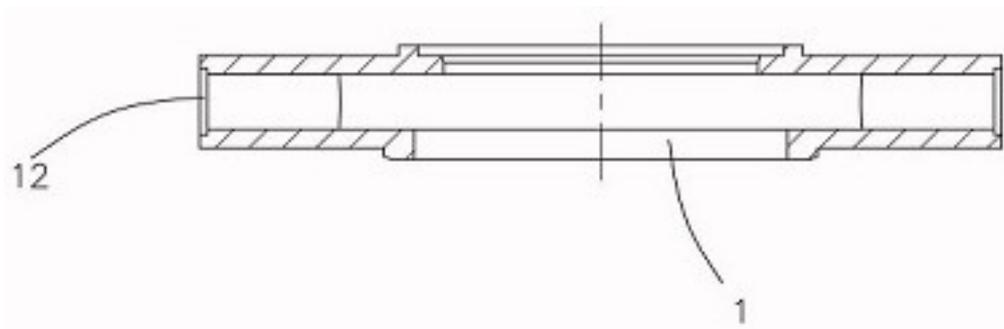


图4

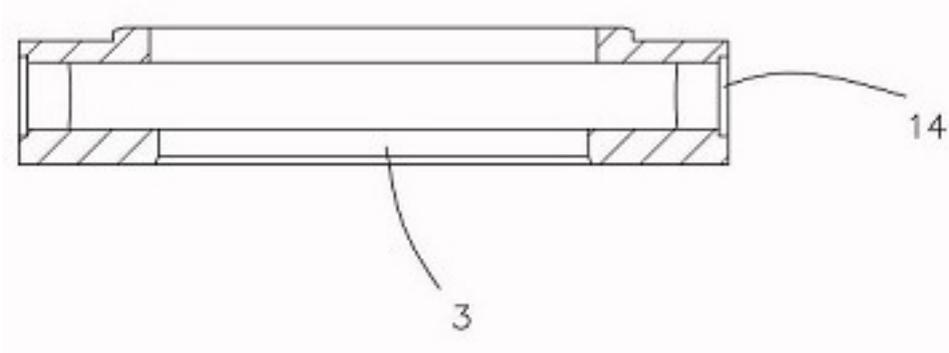


图5