



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110594036 A

(43)申请公布日 2019.12.20

(21)申请号 201910781777.9

F02C 7/12(2006.01)

(22)申请日 2019.08.23

F02C 3/14(2006.01)

(71)申请人 西北工业大学

地址 710072 陕西省西安市碑林区友谊西路127号

(72)发明人 景婷婷 黎阳 秦飞 张鹏坤
何国强 魏祥庚

(74)专利代理机构 陕西增瑞律师事务所 61219
代理人 张瑞琪

(51)Int.Cl.

F02K 7/18(2006.01)

F02K 1/82(2006.01)

F02K 9/97(2006.01)

F02K 9/62(2006.01)

F02K 9/60(2006.01)

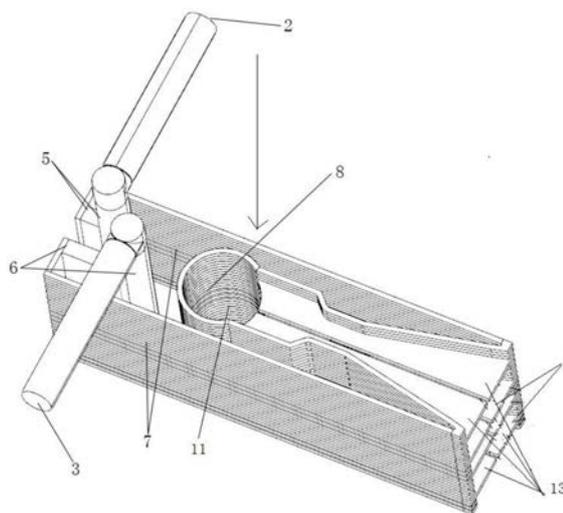
权利要求书2页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管
支板引射火箭

(57)摘要

本发明公开了一种火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,包括支板引射火箭本体,支板引射火箭本体为一实心长方体,用于纵向放置于发动机的隔离段内;在支板引射火箭本体内靠近一短边侧开设有竖直向的燃烧室。燃烧室的靠近另一短边侧、上下间隔开设有纵向的拉法尔喷管,与燃烧室相连通。在支板引射火箭本体内,沿着支板引射火箭本体的一长边,然后依次绕于拉法尔喷管的一侧外壁和燃烧室外壁一周,再顺次绕于拉法尔喷管的另一侧外壁和支板引射火箭本体的另一长边,开设有相连通的M型冷却通道。支板引射火箭本体内设置有外侧冷却通道和内侧冷却通道,能够同时满足支板火箭内外侧壁面的冷却需求,实现支板引射火箭的长时间工作。



1. 火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,包括支板引射火箭本体(1),所述支板引射火箭本体(1)为一实心长方体,用于纵向放置于发动机的隔离段内;

在所述支板引射火箭本体(1)内靠近一短边侧开设有一竖直向的燃烧室(11),所述燃烧室(11)为一上端敞口的空腔;

在所述燃烧室(11)的靠近另一短边侧、上下间隔开设有两个纵向的拉法尔喷管(4),与所述燃烧室(11)相连通;各所述拉法尔喷管(4)纵向贯通于所述支板引射火箭本体(1),其敞口端与RBCC发动机燃烧室相连通;

在所述支板引射火箭本体(1)内,沿着所述支板引射火箭本体(1)的一长边,然后依次绕于所述拉法尔喷管(4)的一侧外壁和燃烧室(11)外壁一周,再顺次绕于所述拉法尔喷管(4)的另一侧外壁和支板引射火箭本体(1)的另一长边,开设有相连通的M型冷却通道;所述M型冷却通道为多条,且在所述支板引射火箭本体(1)的竖直向上分层排布,每层的个数均为一根。

2. 根据权利要求1所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,在所述支板引射火箭本体(1)内,沿着所述支板引射火箭本体(1)的一长边,然后绕于所述拉法尔喷管(4)的靠近该长边的一侧的上壁或下壁上,再绕于所述燃烧室(11)外壁一周,再绕于所述拉法尔喷管(4)的远离该长边的一侧的上壁或下壁上,然后沿着所述支板引射火箭本体(1)的一长边,开设有冷却通道,各所述冷却通道位于所述拉法尔喷管(4)的上壁或下壁所在的位置处,且各自位于对应位置的两根所述M型冷却通道间。

3. 根据权利要求2所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,沿所述支板引射火箭本体(1)的长边开设的冷却通道为外侧冷却通道(7);所述外侧冷却通道(7)靠近所述支板引射火箭本体(1)的外壁;

绕于所述拉法尔喷管(4)的一侧外壁和燃烧室(11)外壁一周开设的为内侧冷却通道(8);

所述内侧冷却通道(8)的端部与对应位置处的外侧冷却通道(7)相连通。

4. 根据权利要求3所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,在所述拉法尔喷管(4)的上壁或下壁开设的为表面冷却通道(13),其中,两侧的表面冷却通道(13)的一端与位置的所述燃烧室(11)段的一条内侧冷却通道(8)相连通,另一端与对应侧的外侧冷却通道(7)。

5. 根据权利要求4所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,所述表面冷却通道(13)的内径大于其他冷却通道。

6. 根据权利要求1、2或3所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,在所述支板引射火箭本体(1)内的远离所述拉法尔喷管(4),在两顶角处对应开设有竖直向的出口集液腔(6)和入口集液腔(5);所述入口集液腔(5)和出口集液腔(6)与对应侧的外侧冷却通道(7)相连通。

7. 根据权利要求1、2或3所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,所述支板引射火箭本体(1)的宽度小于所述隔离段的宽度,与所述隔离段的前后侧壁面形成两个独立的气体流道。

8. 根据权利要求1、2或3所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火

箭,其特征在于,在所述支板引射火箭本体(1)的上部一体连接有支板火箭头部连接法兰(9),用于与所述隔离段的上壁连接,其为一实心板体,在所述板体上开设有纵向的开孔(12),与所述燃烧室(11)的位置相对应且连通。

9.根据权利要求8所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,在所述支板火箭头部连接法兰(9)的远离所述拉法尔喷管(4)的一端,其前后侧对应开设有横向的冷却剂进入通道(2)和冷却剂流出通道(3),所述冷却剂进入通道(2)与入口集液腔(5)相连通,所述冷却剂流出通道(3)与出口集液腔(6)相连通。

10.根据权利要求9所述的火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,其特征在于,所述冷却剂进入通道(2)与入口集液腔(5),所述冷却剂流出通道(3)与出口集液腔(6)均各自通过一竖直通道相连通,各所述竖直通道开设在所述连接法兰(9)内。

火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭

技术领域

[0001] 本发明属于火箭基组合循环发动机技术领域,具体涉及一种火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭。

背景技术

[0002] 火箭基组合循环(Rocket-Based-Combined-Cycle, RBCC)推进系统是将火箭发动机和冲压发动机组合在同一流道中,使其能够在不同的飞行高度和马赫数条件下启用最佳的工作模式,充分发挥火箭发动机和冲压发动机各自的特点,使RBCC发动机在具有高比冲、高推重比的同时还拥有零速启动、可重复使用的优点。在火箭基组合循环推进系统中,引射火箭发挥着十分重要的作用:在引射模态起到了引射空气、燃料喷注、产生推力以及点火作用;在亚燃模态、超燃模态下主要起到了点火和火焰稳定的作用;在纯火箭模态则是提供推力。

[0003] 目前,常用的引射火箭构型有两种,侧壁式引射火箭和中心支板式引射火箭。这样的构型,由于火箭嵌入隔离段内流道中,火箭所能装配的空间十分狭小,这就要求火箭具有更小的几何尺寸。火箭尺寸的减小也会使得引射火箭发动机的环境更加恶劣,其内壁面临苛刻的热环境,同时由于发动机隔离段内,其在外壁面也会遭受严重的气动加热,因此,小型化及双侧受热环境为引射火箭的热防护带来了严峻的技术挑战。而引射火箭的可靠工作时长是影响RBCC发动机长时间试验及工作的重要影响因素之一。

发明内容

[0004] 本发明所要解决的技术问题在于针对上述现有技术的不足,提供一种火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,在支板引射火箭本体内设置有外侧冷却通道和内侧冷却通道,能够同时满足支板火箭内外侧壁面的冷却需求,实现支板引射火箭的长时间工作。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明采用的技术方案是,火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,包括支板引射火箭本体,支板引射火箭本体为一实心长方体,用于纵向放置于发动机的隔离段内;在支板引射火箭本体内靠近一短边侧开设有一竖直向的燃烧室,燃烧室为一上端敞口的空腔。

[0006] 在燃烧室的靠近另一短边侧、上下间隔开设有两个纵向的拉法尔喷管,与燃烧室相连通;各拉法尔喷管纵向贯通于支板引射火箭本体,其敞口端与RBCC发动机燃烧室相连通。

[0007] 在支板引射火箭本体内,沿着支板引射火箭本体的一长边,然后依次绕于拉法尔喷管的一侧外壁和燃烧室外壁一周,再顺次绕于拉法尔喷管的另一侧外壁和支板引射火箭本体的另一长边,开设有相连通的M型冷却通道;M型冷却通道为多条,且在支板引射火箭本体的竖直向上分层排布,每层的个数均为一根。

[0008] 进一步地,在支板引射火箭本体内,沿着支板引射火箭本体的一长边,然后绕于

拉法尔喷管的靠近该长边的一侧的上壁或下壁上,再绕于燃烧室外壁一周,再绕于拉法尔喷管的远离该长边的一侧的上壁或下壁上,然后沿着支板引射火箭本体的一长边,开设有冷却通道,各冷却通道位于拉法尔喷管的上壁或下壁所在的位置处,且各自位于对应位置的两根M型冷却通道间。

[0009] 进一步地,沿支板引射火箭本体的长边开设的冷却通道为外侧冷却通道;外侧冷却通道靠近支板引射火箭本体的外壁;绕于拉法尔喷管的一侧外壁和燃烧室外壁一周开设的为内侧冷却通道;内侧冷却通道的端部与对应位置处的外侧冷却通道相连通。

[0010] 进一步地,在拉法尔喷管的上壁或下壁开设的为表面冷却通道,其中,两侧的表面冷却通道的一端与位置的燃烧室段的一条内侧冷却通道相连通,另一端与对应侧的外侧冷却通道。

[0011] 进一步地,该表面冷却通道的内径大于其他冷却通道。

[0012] 进一步地,在支板引射火箭本体内的远离拉法尔喷管,在两顶角处对应开设有竖直向的出口集液腔和入口集液腔;入口集液腔和出口集液腔与对应侧的外侧冷却通道相连通。

[0013] 进一步地,该支板引射火箭本体的宽度小于隔离段的宽度,与隔离段的前后侧壁面形成两个独立的气体流道。

[0014] 进一步地,在支板引射火箭本体的上部一体连接有支板火箭头部连接法兰,用于与隔离段的上壁连接,其为一实心板体,在板体上开设有纵向的开孔,与燃烧室的位置相对应且连通。

[0015] 进一步地,在支板火箭头部连接法兰的远离拉法尔喷管的一端,其前后侧对应开设有横向的冷却剂进入通道和冷却剂流出通道,冷却剂进入通道与入口集液腔相连通,冷却剂流出通道与出口集液腔相连通。

[0016] 进一步地,该冷却剂进入通道与入口集液腔,冷却剂流出通道与出口集液腔均各自通过一竖直通道相连通,各竖直通道开设在连接法兰内。

[0017] 本发明一种火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭具有如下优点:1. 设置有外侧冷却通道和内侧冷却通道,能够同时满足支板火箭内外侧壁面的冷却需求。2. 由于集液腔的设置,使得每个冷却通道内的流量均匀分配。3. 双喷管上下壁面设置更宽的表面冷却通道,使其能够覆盖整个上下喷管面,同时流道面积的增加使得流阻减小,导致通过喷管上下壁面的通道内冷却剂流量分配更多,保证双喷管间壁面的可靠冷却。4. 设置竖直向的燃烧室,两个喷管与燃烧室相垂直且连通,可以实现共用同一火箭头部,减小直连试验中支板引射火箭的复杂度。

附图说明

[0018] 图1是本发明一种火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭的结构示意图;

[0019] 图2是本发明中各冷却通道的排布示意图;

[0020] 图3是实施例中各个冷却通道内流量分配图;

[0021] 其中:1. 支板引射火箭本体;2. 冷却剂进入通道;3. 冷却剂流出通道;4. 喷管;5. 入口集液腔;6. 出口集液腔;7. 外侧冷却通道;8. 内侧冷却通道;9. 支板火箭头部连接法兰;

11. 燃烧室;12. 开孔;13. 表面冷却通道。

具体实施方式

[0022] 本发明一种火箭基组合循环发动机的主动冷却双喷管支板引射火箭,如图1所示,包括支板引射火箭本体1,支板引射火箭本体1为一实心长方体,用于纵向放置于发动机的隔离段内;支板引射火箭本体1的宽度小于隔离段的宽度,与隔离段的前后侧壁面形成两个独立的气体流道。

[0023] 在支板引射火箭本体1内靠近一短边侧开设有一竖直向的燃烧室11,燃烧室11为一上端敞口的空腔。

[0024] 在燃烧室11的靠近另一短边侧、上下间隔开设有两个纵向的拉法尔喷管4,与燃烧室11相连通;各拉法尔喷管4纵向贯通于支板引射火箭本体1,其敞口端与RBCC发动机燃烧室相连通。

[0025] 上述的燃烧室11为竖向设置,拉法尔喷管4水平设置,与燃烧室11相垂直,定义这样的排布方式为T型。燃烧后的燃气由水平向的喷管4喷出,由于引射火箭的壁面及外部隔离段壁面会同时面临严峻的热环境,且平行双喷管4布置方案使得双喷管间的固体区域的热环境也十分恶劣,通过设置冷却通道,以实现冷却。

[0026] 在支板引射火箭本体1内,沿着支板引射火箭本体1的一长边,然后依次绕于拉法尔喷管4的一侧外壁和燃烧室11外壁一周,再顺次绕于拉法尔喷管4的另一侧外壁和支板引射火箭本体1的另一长边,开设有相连通的M型冷却通道;M型冷却通道为多条,且在支板引射火箭本体1的竖直向上分层排布,每层的个数均为一根。

[0027] 在支板引射火箭本体1内,沿着支板引射火箭本体1的一长边,然后绕于拉法尔喷管4的靠近该长边的一侧的上壁或下壁上,再绕于燃烧室11外壁一周,再绕于拉法尔喷管4的远离该长边的一侧的上壁或下壁上,然后沿着支板引射火箭本体1的一长边,开设有冷却通道,各冷却通道位于拉法尔喷管4的上壁或下壁所在的位置处,且各自位于对应位置的两根M型冷却通道间。

[0028] 沿支板引射火箭本体1的长边开设的冷却通道为外侧冷却通道7;外侧冷却通道7靠近支板引射火箭本体1的外壁;

[0029] 绕于拉法尔喷管4的一侧外壁和燃烧室11外壁一周开设的为内侧冷却通道8;内侧冷却通道8的端部与对应位置处的外侧冷却通道7相连通。在拉法尔喷管4的上壁或下壁开设的为表面冷却通道13,其中,两侧的表面冷却通道13的一端与位置的燃烧室11段的一条内侧冷却通道8相连通,另一端与对应侧的外侧冷却通道7。燃烧室11为圆筒形。表面冷却通道13的内径大于其他冷却通道,使得拉法尔喷管4内与燃气接触的壁面得到更加充分的冷却。

[0030] 为了将冷源导入和导出,在支板引射火箭本体1内的远离拉法尔喷管4,在两顶角处对应开设有竖直向的出口集液腔6和入口集液腔5;入口集液腔5和出口集液腔6与对应侧的外侧冷却通道7相连通。

[0031] 由于支板引射火箭本体1放置于发动机的隔离段内,其上部与隔离段的上部贴合,并固定,如图2所示,在支板引射火箭本体1的上部一体连接有支板火箭头部连接法兰9,用于与隔离段的上壁连接,其为一实心板体,在板体上开设有纵向的开孔12,与燃烧室11的位

置相对应且连通。

[0032] 在支板火箭头部连接法兰9的远离拉法尔喷管4的一端,其前后侧对应开设有横向的冷却剂进入通道2和冷却剂流出通道3,冷却剂进入通道2与入口集液腔5相连通,冷却剂流出通道3与出口集液腔6相连通。

[0033] 冷却剂进入通道2与入口集液腔5,冷却剂流出通道3与出口集液腔6均各自通过一竖直通道相连通,各竖直通道开设在支板火箭头部连接法兰9内。

[0034] 工作时,来流空气由进气道进入隔离段内。引射火箭头部产生的高温燃气,沿图1中箭头所示的方向进入燃烧室11,在燃烧室11内燃烧,产生高温燃气,高温燃气由拉法尔喷管4的后端喷出,和来流空气掺混,进入RBCC发动机燃烧室。

[0035] 引射火箭冷却介质由冷却剂进入通道2进入入口集液腔5,入口集液腔5将冷源分配入各外侧冷却通道7,保证了入口处,冷源的均匀分布。外侧冷却通道7在端部,与拉法尔喷管4一侧的内侧冷却通道8相连通,将冷源对应的导入,各出口端与燃烧室11段内侧冷却通道8相连通,燃烧室段内侧冷却通道8的端部与另一侧的内侧冷却通道8相连通,然后与另一侧的外侧冷却通道7相连通,流入出口集液腔6,由冷却剂流出通道3流出。靠近各拉法尔喷管4的上下壁面的前后侧各开设有一条表面冷却通道13,各侧的所表面冷却通道13的左端与燃烧室11的一条内侧冷却通道8的一端相连通,右端与各对应侧的外侧冷却通道7的端部相连通。各条表面冷却通道13的横截面与其拉法尔喷管4的一半的横截面相当,即两条表面冷却通道13覆盖于喷管4的整个壁面。

[0036] 如图3所示,选定的是设定了16条冷却通道的主动冷却双喷管支板引射火箭,标注的方式是,在竖直方向上由下到上,依次定义为通道1,通道2,…….通道16。通过FLUENT计算软件对各个冷却通道内的流量分配均匀性进行了数值计算与验证。为控制进出口的压强差以及保证整体的冷却效果,给定冷却剂进入通道2入口的总质量流量为1000g/s,结果显示,在拉法尔喷管上下壁面处较宽的冷却通道内流量为70g/s左右,而其余通道内的流量为60g/s左右。由流动计算结果可知,总体流量分配均匀性较好,同时,双拉法尔喷管4上下侧冷却剂流量分配较多,有利于双喷管间壁面及上下壁面的可靠热防护。同时进行了冷却效果评判,选用流量分配最少且热环境较为恶劣的喷管上下壁面之间的某一个表面冷却通道13进行了一维计算和三维数值仿真计算,通过对冷却通道流体的流动过程以及其与壳体之间的传热过程进行了计算,得到拉法尔喷管经过冷却剂冷却之后的温度,结果表明该冷却结构能够将喷管壁的温度降到许用温度之下,达到较优的冷却效果。

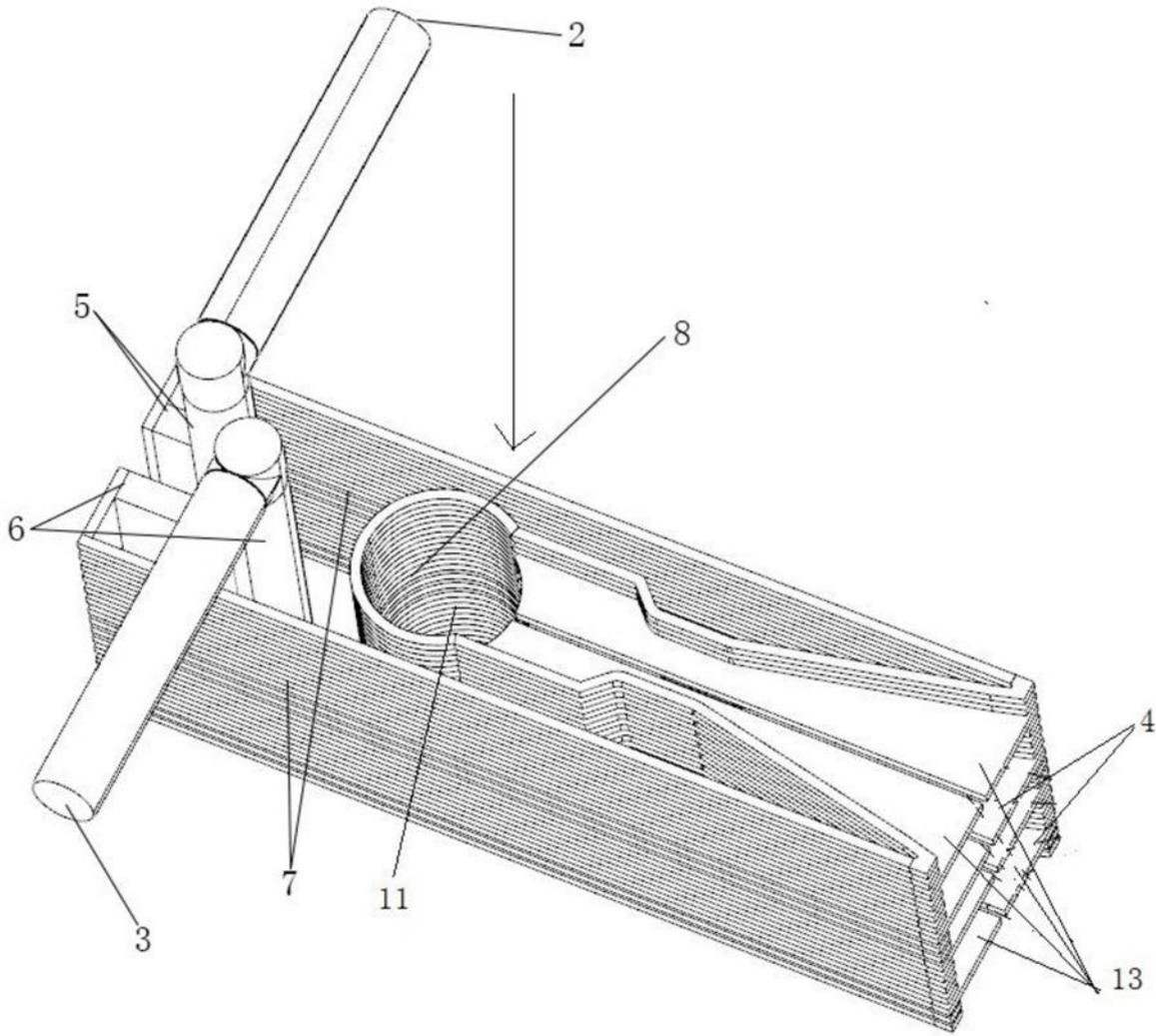


图1

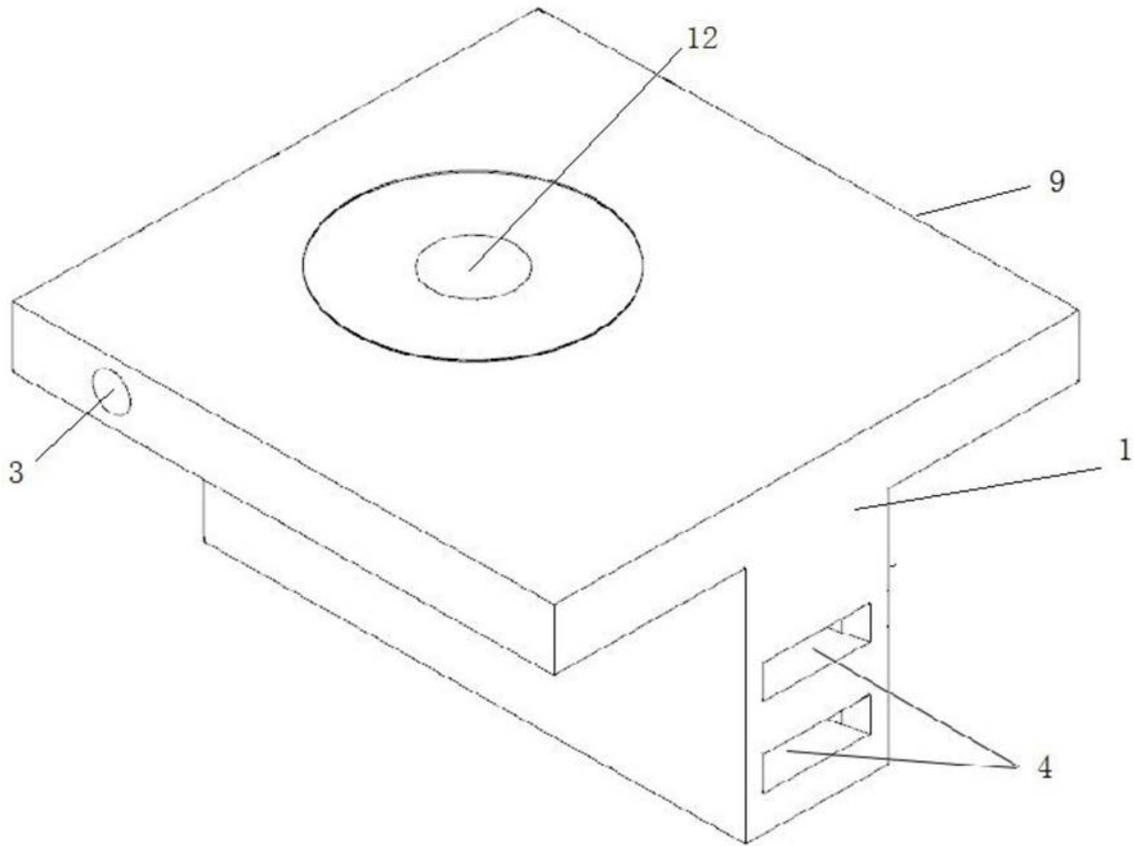


图2

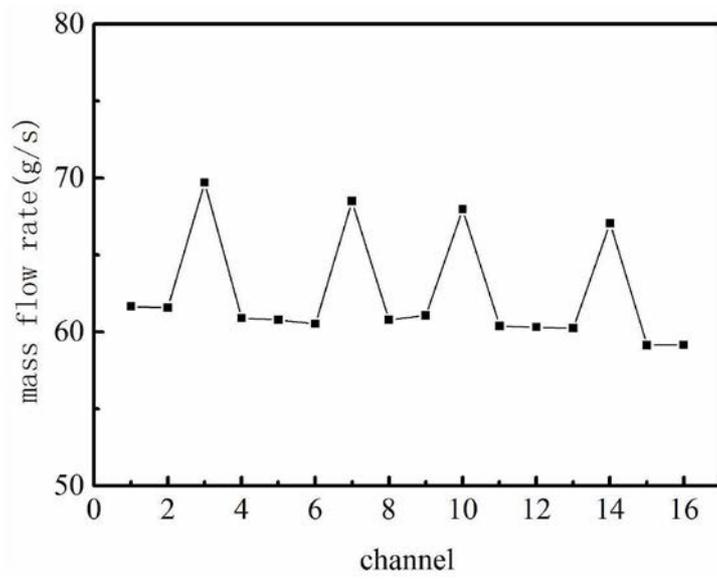


图3