



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 119309621 A

(43) 申请公布日 2025. 01. 14

(21) 申请号 202411361313.X

(22) 申请日 2024.09.27

(71) 申请人 中国科学院工程热物理研究所  
地址 100190 北京市海淀区北四环西路11号

(72) 发明人 张中亚 郑会龙 张赛勒 王琰  
杨肖芳

(74) 专利代理机构 北京清大紫荆知识产权代理有限公司 11718  
专利代理师 窦雪龙

(51) Int. Cl.

G01D 21/02 (2006.01)

G01D 11/24 (2006.01)

G01D 11/00 (2006.01)

F25D 17/02 (2006.01)

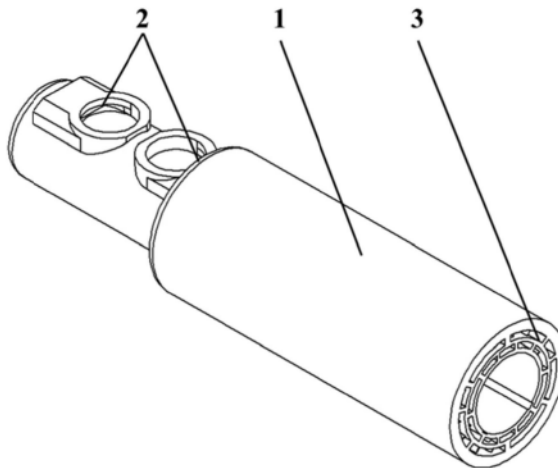
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

一种航空发动机测量探头热防护结构

(57) 摘要

本发明提供了一种航空发动机测量探头热防护结构,用于对精密光学组件进行保护,包括:外壳、内壁和内壳,外壳、内壁和内壳依次同轴套设,且外壳与内壁之间以及内壁和内壳之间均形成夹层,内壳具有轴向空腔,光学组件为多个,且间隔安装在内壳的轴向空腔内;水冷通道,设置在夹层内。本发明实施例中通过布置水冷通道,以循环流动的冷却水带走热量,维持光学组件在合适的温度环境下,从而保证发动机测量探头能在高温环境下稳定工作、测量结果准确可靠。这种结构不仅提高了探头的热防护能力,还增强了其在恶劣环境下的耐用性,对于航空发动机的监测和维护具有重要意义。



1. 一种航空发动机测量探头热防护结构,用于对光学组件(10)进行保护,其特征在于,包括:

外壳(5)、内壁(6)和内壳(7),外壳(5)、内壁(6)和内壳(7)依次同轴套设,且外壳(5)与内壁(6)之间以及内壁(6)和内壳(7)之间均形成夹层,内壳(7)具有轴向空腔,光学组件(10)为多个,且间隔设置在内壳(7)的轴向空腔内;

水冷通道(3),设置在所述夹层处。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,水冷通道(3)为多个,沿所述夹层的周向间隔均布或者外壳(5)与内壁(6)之间的水冷通道(3)相对于内壁(6)和内壳(7)之间的水冷通道(3)错位设置。

3. 根据权利要求1所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,水冷通道(3)内设置有传热增强结构(4),传热增强结构(4)分别与水冷通道(3)的顶壁和底壁相连。

4. 根据权利要求3所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,沿水冷通道(3)的液体流动方向布置的多个传热增强结构(4)形成一组传热增强组,水冷通道(3)内设置有至少两组所述传热增强组,且相邻所述传热增强组之间的传热增强结构(4)呈对称设置或者错位设置。

5. 根据权利要求1所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,外壳(5)、内壁(6)和内壳(7)形成阶梯轴状的防护装置本体,所述防护装置本体具有相互连接的小径段和大径段,所述小径段内部设置有光学组件(10)。

6. 根据权利要求5所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,所述小径段处包括结构相同且镜像布置的气膜冷却结构(2);所述航空发动机测量探头热防护结构还包括:

第一气体冷却流道,由所述大径段向所述小径段延伸,并与靠近所述大径段一侧的气膜冷却结构(2)连接;

第二气体冷却流道,由所述大径段向所述小径段延伸,并经过所述小径段的端部后与远离所述大径段一侧的气膜冷却结构(2)连接。

7. 根据权利要求6所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,所述第一气体冷却流道和所述第二气体冷却流道均包括依次连接的入口段、扩张段和出口段。

8. 根据权利要求7所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,所述扩张段的长度与所述入口段的高度之比小于或者等于6:1,所述出口段的高度与所述入口段的高度之比为1:5-3:5,所述出口段的宽度与所述入口段的宽度之比大于或等于2:1。

9. 根据权利要求1所述的航空发动机测量探头热防护结构,其特征在于,外壳(5)的外表面涂覆有耐高温热障涂层(1)。

## 一种航空发动机测量探头热防护结构

### 技术领域

[0001] 本发明涉及热防护技术领域,具体涉及一种航空发动机测量探头热防护结构。

### 背景技术

[0002] 航空发动机作为飞机的心脏部位,工作在高转速、高负荷和高温的极端苛刻的环境中。高压涡轮转子作为工作条件最恶劣的热端部件,高低压两极叶片之间的间隔很小,使得对其温度场和应变场的同步测量变得十分困难,阻碍了热端部件的设计、验证和故障分析。为了实现对发动机热端部件非接触温度/应变同步测量,需要将测量传感器设计成“探针式”并将其伸入发动机内部采集热端部件表面图像信息和辐射信息。然而,传感器探头前端深入燃烧室内部,处于高温高压的环境下,同时面临着污染性燃气的冲刷,工作环境极为恶劣。为防止传感器探头在如此恶劣的工作环境下失效,其在高温下的热防护技术显得愈发重要。

[0003] 目前用于航发环境的热防护技术主要包括耐高温热障涂层、内部冷却技术以及气膜冷却技术。耐高温热障涂层属于被动式热防护技术,通过在金属表面沉积具有良好隔热效果的涂层系统来阻隔热量的传递。内部冷却技术以及气膜冷却技术属于主动式热防护技术,通过引入冷却气体或者液体以换热方式带走受热区域中的热量。然而,传统热防护结构一般只采用被动冷却或者主动冷却,没有实现两者之间的结合并将其用于大温差热防护(外部环境高达1500°C,内部温度不高于100°C)。

### 发明内容

[0004] 有鉴于此,本发明提供一种航空发动机测量探头热防护结构,以达到稳定、高效地为测量探头提供保护的的目的。

[0005] 本发明实施例提供一种航空发动机测量探头热防护结构,用于对光学组件进行保护,包括:外壳、内壁和内壳,外壳、内壁和内壳依次同轴套设,且外壳与内壁之间以及内壁和内壳之间均形成夹层,内壳具有轴向空腔,光学组件为多个,且间隔设置在内壳的轴向空腔内;水冷通道,设置在夹层处。

[0006] 进一步地,水冷通道为多个,沿夹层的周向间隔均布或者外壳与内壁之间的水冷通道相对于内壁和内壳之间的水冷通道错位设置。

[0007] 进一步地,水冷通道内设置有传热增强结构,传热增强结构分别与水冷通道的顶壁和底壁连接。

[0008] 进一步地,沿水冷通道的液体流动方向布置的多个传热增强结构形成一组传热增强组,水冷通道内设置有至少两组传热增强组,且相邻传热增强组之间的传热增强结构呈对称设置或者错位设置。

[0009] 进一步地,外壳、内壁和内壳形成阶梯轴状的防护装置本体,防护装置本体具有相互连接的小径段和大径段,小径段内部设置有光学组件。

[0010] 进一步地,小径段处包括结构相同且镜像布置的气膜冷却结构;航空发动机测量

探头热防护结构还包括：第一气体冷却流道，由大径段向小径段延伸，并与靠近大径段一侧的气膜冷却结构连接；第二气体冷却流道，由大径段向小径段延伸，并经过小径段的端部后与远离大径段一侧的气膜冷却结构连接。

[0011] 进一步地，第一气体冷却流道和第二气体冷却流道均包括依次连接的入口段、扩张段和出口段。

[0012] 进一步地，扩张段的长度与入口段的高度之比小于或者等于6:1，出口段的高度与入口段的高度之比为1:5-3:5，出口段的宽度与入口段的宽度之比大于或等于2:1。

[0013] 进一步地，外壳的外表面涂覆有耐高温热障涂层。

[0014] 与现有技术相比，本说明书实施例采用的上述至少一个技术方案能够达到的有益效果至少包括：本发明实施例中通过布置水冷通道，以循环流动的冷却水带走热量，维持光学组件在高温环境下的稳定性和准确性。这种结构不仅提高了探头的热防护能力，还增强了其在恶劣环境下的耐用性，对于航空发动机的监测和维护具有重要意义。

### 附图说明

[0015] 为了更清楚地说明本申请实施例的技术方案，下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍，显而易见地，下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施例，对于本领域普通技术人员来讲，在不付出创造性劳动的前提下，还可以根据这些附图获得其它的附图。

[0016] 图1是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构的三维结构整体示意图。

[0017] 图2是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构的Z向剖视图。

[0018] 图3是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构的Y向剖视图。

[0019] 图4是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构气膜冷却结构的结构示意图。

[0020] 图5是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构局部B的放大图。

[0021] 图6是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构双层水冷通道的结构示意图。

[0022] 图7是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构传热增强结构的结构示意图。

[0023] 图8是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构传热增强结构交错布置示意图。

[0024] 图9是本发明一种航空发动机测量探头热防护结构传热增强结构对称布置示意图。

[0025] 图10是1500°C高温燃烧室环境下探头在不同水冷温度下的内部壁温变化图。

[0026] 图中附图标记：1、耐高温热障涂层；2、气膜冷却结构；3、水冷通道；4、传热增强结构；5、外壳；6、内壁；7、内壳；8、冷却射流方向；9、冷却水流方向；10、光学组件。

### 具体实施方式

[0027] 下面结合附图对本申请实施例进行详细描述。

[0028] 以下通过特定的具体实例说明本申请的实施方式，本领域技术人员可由本说明书所揭露的内容轻易地了解本申请的其他优点与功效。显然，所描述的实施例仅仅是本申请一部分实施例，而不是全部的实施例。本申请还可以通过另外不同的具体实施方式加以实施或应用，本说明书中的各项细节也可以基于不同观点与应用，在没有背离本申请的精神下进行各种修饰或改变。需说明的是，在不冲突的情况下，以下实施例及实施例中的特征可

以相互组合。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本申请保护的范围。

[0029] 如图1至图10所示,本发明实施例提供了一种航空发动机测量探头热防护结构,用于对光学组件10进行保护,包括外壳5、内壁6、内壳7和水冷通道3。外壳5、内壁6和内壳7依次同轴套设,且外壳5与内壁6之间以及内壁6和内壳7之间均形成夹层,内壳7具有轴向空腔,光学组件10为多个,且间隔设置在内壳7的轴向空腔内;水冷通道3设置在夹层处。

[0030] 本发明实施例中通过布置水冷通道3,以循环流动的冷却水带走热量,维持光学组件10在高温环境下的稳定性和准确性。这种结构不仅提高了探头的热防护能力,还增强了其在恶劣环境下的耐用性,对于航空发动机的监测和维护具有重要意义。

[0031] 水冷通道3为多个,沿夹层的周向间隔均布或者外壳5与内壁6之间的水冷通道3相对于内壁6和内壳7之间的水冷通道3错位设置。

[0032] 这种布局优化了冷却水的流动路径和热交换效率。通过这种方式,冷却水能够更有效地吸收和分散探头内部产生的热量,从而更均匀地降低探头的温度。这种设计不仅提高了热防护结构的冷却效率,还有助于减少局部过热的风险,确保探头在高温高压环境下的长期稳定运行。此外,错位设置的水冷通道能够增加冷却水与探头内壁的接触面积,进一步提高热交换效率,对于保护敏感的光学组件和提升整个测量系统的可靠性和耐用性具有显著的益处。

[0033] 优选的,在一种实施例中共包含8个水冷通道3,每层各包含4个水冷通道3,内部包含挡流板,水冷通道3的入口和出口都布置在探头尾部,可以通过布置使得内外两层相邻流道的流动方向相反,达到最佳的换热效果,不过实际使用还需根据管路安装的要求进行调整。

[0034] 水冷通道3内设置有传热增强结构4,传热增强结构4分别与水冷通道3的顶壁和底壁抵接。

[0035] 水冷通道3内部巧妙地设置了传热增强结构4,这种设计显著提高了冷却水与壁面之间的热交换效率,因为传热增强结构4增加了流体的湍流度,减少了热边界层的厚度,从而加速了热量的传递。这样的布局不仅优化了冷却效果,还有助于更均匀地分布探头内部的温度,防止局部过热,这对于保护敏感的光学组件和确保测量数据的准确性至关重要。

[0036] 优选地,传热增强结构4为NACA翼型传热增强结构。沿水冷通道3的液体流动方向布置的多个传热增强结构4形成一组传热增强组,水冷通道3内设置有至少两组传热增强组,且相邻传热增强组之间的传热增强结构4呈对称设置或者错位设置。

[0037] NACA翼型的流线型设计减少了流体流动阻力,增加了湍流度,有效破坏热边界层,促进热量的快速传递。此外,通过在水冷通道3内交错或对称布置这些翼型结构,进一步优化了流体流动,减少了流动死区,确保了冷却水能够均匀地流过整个通道。

[0038] 在本发明实施例的一种具体实施例中,沿冷却水流方向9相邻传热增强结构4间的水平间距与结构长度比为不小于1:1,长宽比为10:1-10:3。这样的设计优化了流体动力学性能和热交换效率。较大的水平间距有助于减少相邻结构间可能产生的流动干扰,从而降低流动阻力,保持流体流动的连续性和均匀性。同时,适度的长宽比确保了结构在不增加过多阻力的前提下,最大化地扰动流体,增强湍流度,有效提高热交换面积和效率。

[0039] 如图1所示,外壳5、内壁6和内壳7形成阶梯轴状的防护装置本体,防护装置本体具

有相互连接的小径段和大径段,小径段内部设置有光学组件10。相应的,小径段处包括结构相同且镜像布置的气膜冷却结构2;航空发动机测量探头热防护结构还包括:

[0040] 第一气体冷却流道,由大径段向小径段延伸,并与靠近大径段一侧的气膜冷却结构2连接;

[0041] 第二气体冷却流道,由大径段向小径段延伸,并经过小径段的端部后与远离大径段一侧的气膜冷却结构2连接。

[0042] 通过在探头前端光窗处(小径段处)形成均匀且完整的气膜,有效隔绝和吹扫掉高温燃气和污染物,保护光窗不受侵蚀和污染。这种结构设计使得冷却气体以特定角度喷射,与高温燃气形成隔离层,减少直接热传导和对流热交换,同时,通过气膜的吹扫作用,可以阻止在发动机内部含的燃气污染物附着在光窗上,保持光窗的清洁和透明度,确保测量探头的测量精度和可靠性。此外,气膜冷却结构2的设计还有助于降低探头前端的温度,提高其在极端高温环境下的耐用性和稳定性,对于保障航空发动机的安全运行和性能监测具有重要意义。

[0043] 优选地,本发明实施例中的光学组件10还包括设置在大径段的多个光学镜片,大径段处的多个光学镜片沿轴向方向间隔设置。

[0044] 进一步地,本发明通过设置第一气体冷却流道和第二气体冷却流道可以实现整体装置的进一步优化冷却,实现气冷和水冷的协同冷却,提高整体装置的冷却效率。

[0045] 第一气体冷却流道和第二气体冷却流道均包括依次连接的入口段、扩张段和出口段,扩张段的长度与入口段的高度之比小于或者等于6:1,出口段的高度与入口段的高度之比为1:5-3:5,出口段的宽度与入口段的宽度之比大于或等于2:1。

[0046] 扩张段的长度与入口段的高度之比小于或等于6:1,这样的设计有助于气体在流道内形成均匀的气膜覆盖,同时避免了过度扩张导致的效率下降。出口段的高度与入口段的高度之比控制在1:5到3:5之间,这确保了在保持气膜完整性的同时,能够有效地控制气体流量,以适应不同的冷却需求。出口段的宽度与入口段的宽度之比大于或等于2:1,这有助于在出口处形成更宽的覆盖区域,增强对探头前端光窗的保护效果。这些精确的比例控制,使得气膜冷却结构能够在提供有效热防护的同时,优化冷却气体的分布和使用效率,减少冷却气体的消耗。

[0047] 优选的,气膜冷却结构2入口横截面可以根据实际需求选择槽形、圆柱形等形状。相较于槽形结构,圆柱形结构较难加工,但是在低气体流量下具有更均匀的气膜覆盖效果以及更优异的冷却效果;而槽形结构在高流量下与圆柱形结构的气膜覆盖效果以及冷却效果很接近。实际使用时,气体流量过大会对外界燃气环境产生影响,影响探头的测量,因此需要根据冷却气体对外界燃气的影响程度来进行横截面形状的选择。

[0048] 需要说明的是,本发明实施例中气体按照冷却射流方向8由探头端部进入并分别经过第一气体冷却流道和第二气体冷却流道进入到对应的气膜冷却结构2,其出口射流方向与燃气冲刷方向呈90°。

[0049] 外壳5的外表面涂覆有耐高温热障涂层1。具体地,耐高温热障涂层1包括陶瓷层(TC层)与粘结层(BC层),陶瓷层材料为6-8wt%氧化钇部分稳定的氧化锆材料、烧绿石材料LMA材料或者钙钛矿型材料,粘结层材料为MNiCrAl合金组元形,其中M可为Co、Fe、Y等元素。

[0050] 耐高温热障涂层1能够有效阻隔外部高温燃气的热传递,减少热量对探头内部光

学组件10的影响。通过选用具有优异隔热性能的材料,如部分稳定的氧化锆、烧绿石材料或钙钛矿型材料,涂层能够承受高达1500°C的极端温度,同时保持较低的热导率,从而在探头表面和内部组件之间建立温度梯度。此外,涂层的粘结层采用MNiCrAl合金组元,增强了涂层与基底的结合力,确保涂层在高温环境下的稳定性和耐久性。这种耐高温热障涂层1的应用显著提高了测量探头在恶劣环境下的热防护能力,延长了其使用寿命,保证了航空发动机测量数据的准确性和可靠性。

[0051] 图10为1500°C高温燃烧室环境下,探头在不同水冷温度时的内部壁温变化趋势,图10示出了冷却水温度为6.0°C-19.8°C时,探头内壁面的温度由52.7°C上升至73.0°C,不超过100°C,远满足内部光学组件的耐温需求。

[0052] 以上所述,仅为本申请的具体实施方式,但本申请的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本申请的保护范围之内。因此,本申请的保护范围应以权利要求的保护范围为准。

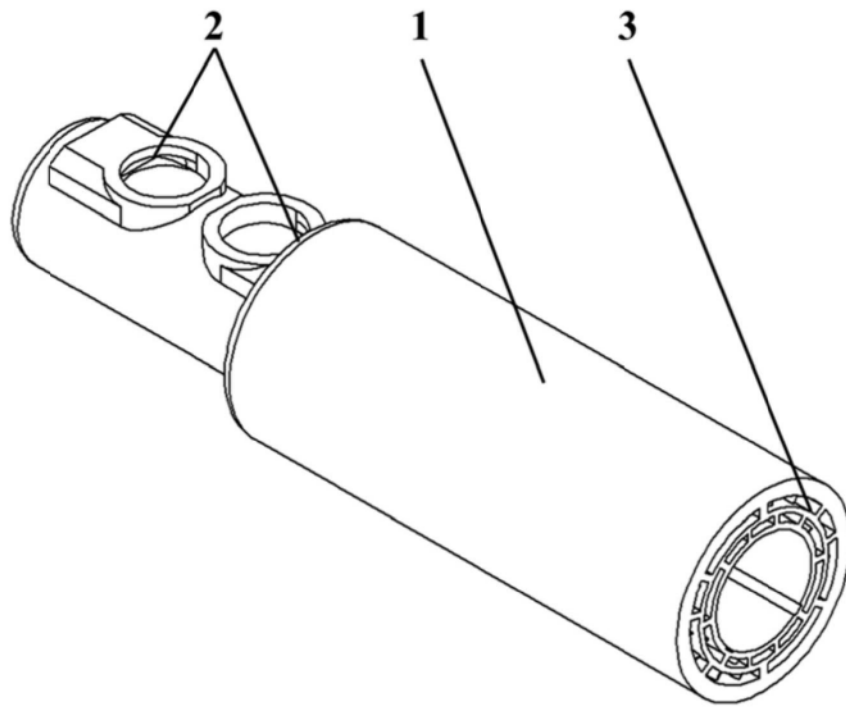


图1

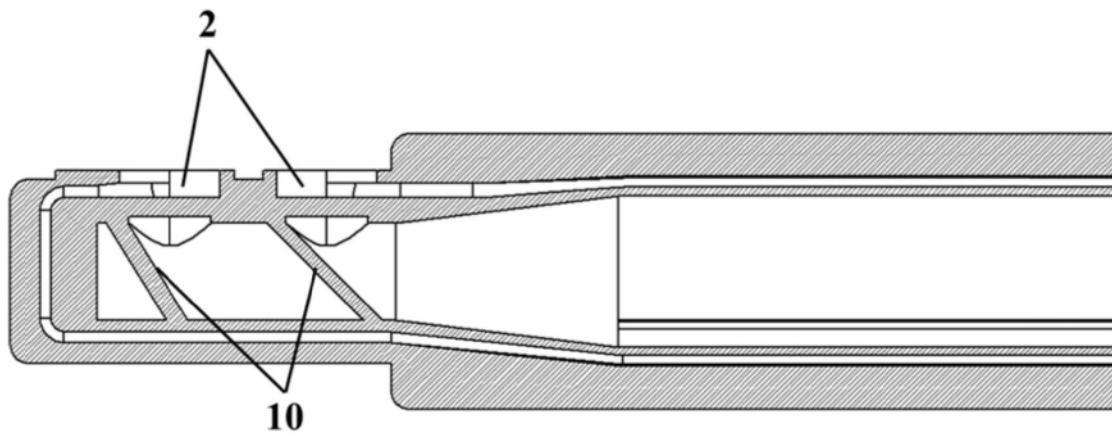


图2

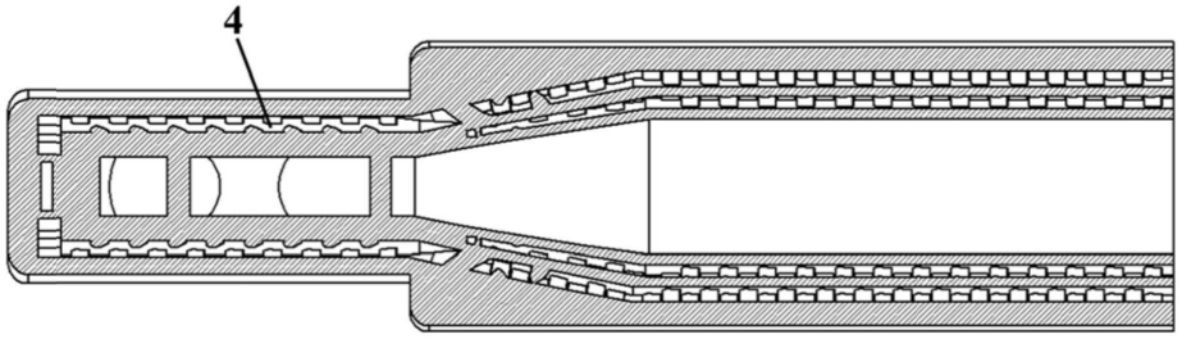


图3

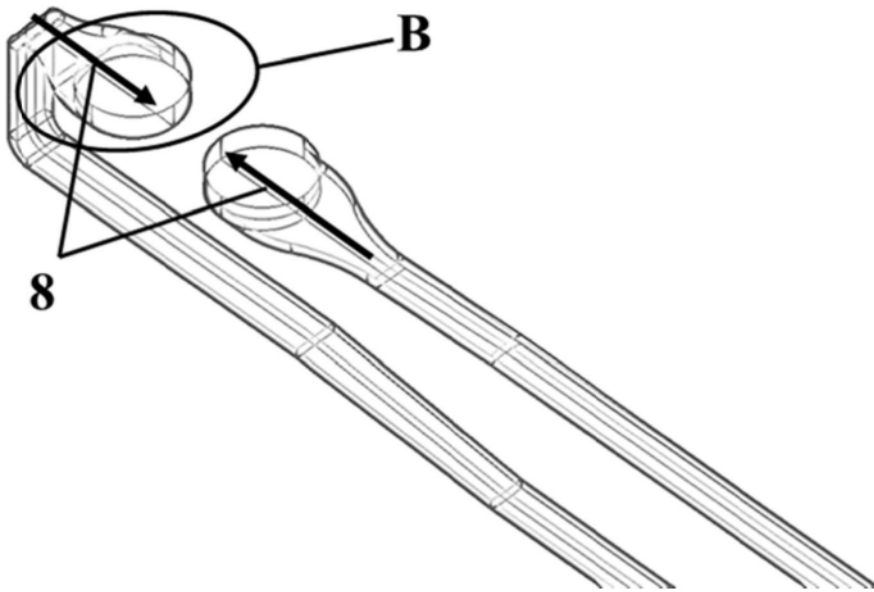


图4

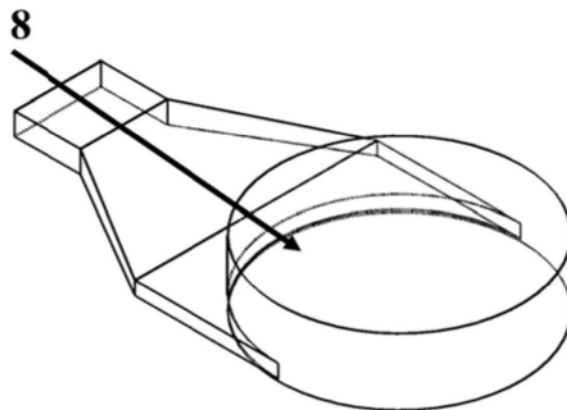


图5

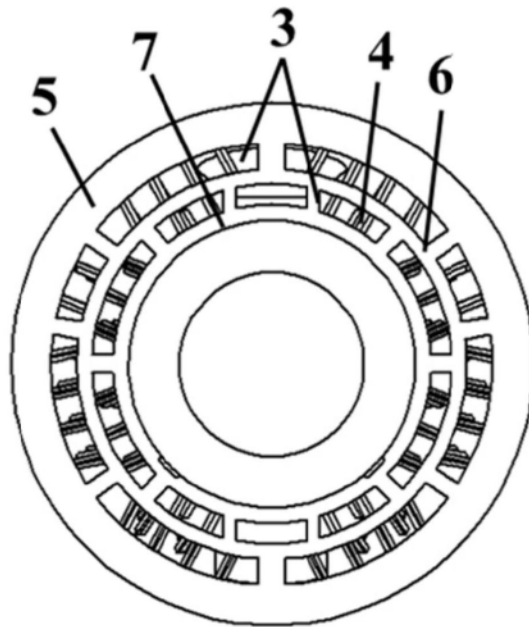


图6

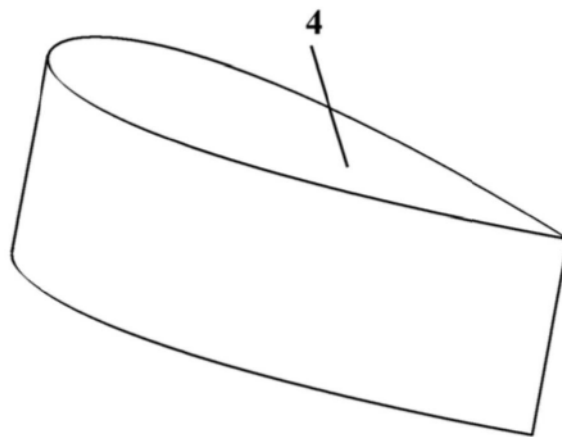


图7

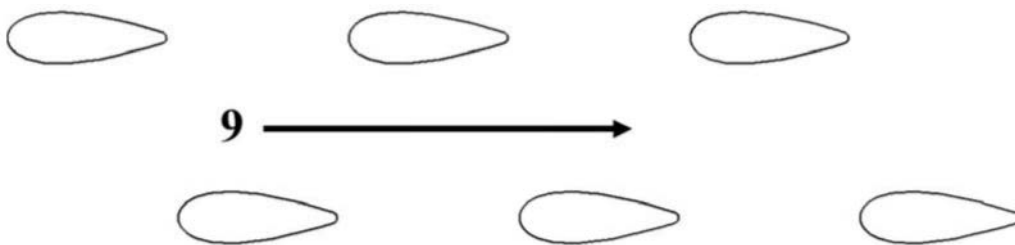


图8

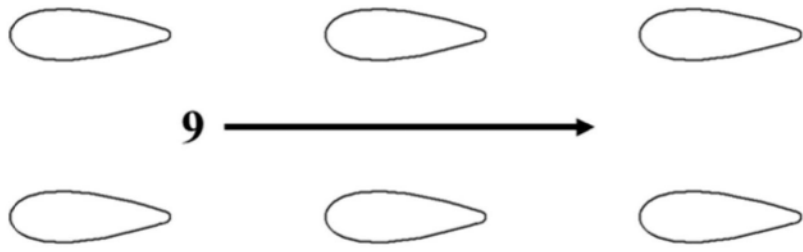


图9

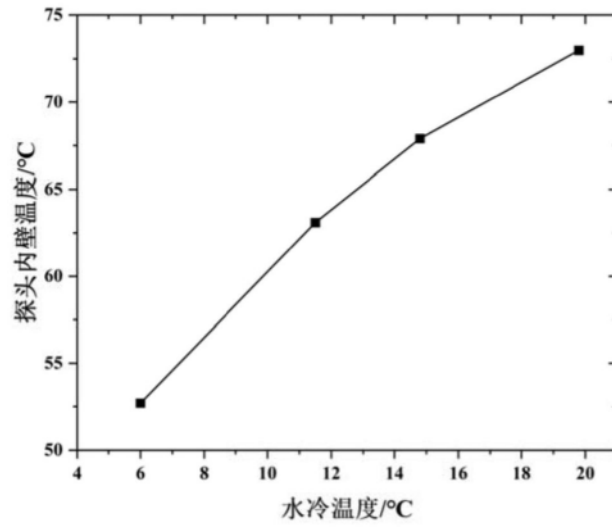


图10