



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114370336 A

(43) 申请公布日 2022.04.19

(21) 申请号 202210018507.4

F23R 3/42 (2006.01)

(22) 申请日 2022.01.07

F28B 5/00 (2006.01)

(71) 申请人 中国人民解放军国防科技大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路
109号

(72) 发明人 党东霞 汪元 周乐天 张楠楠
丁少哲

(74) 专利代理机构 长沙国科天河知识产权代理
有限公司 43225

代理人 周达

(51) Int. Cl.

F02C 6/00 (2006.01)

F01K 23/06 (2006.01)

F01K 25/10 (2006.01)

H02N 11/00 (2006.01)

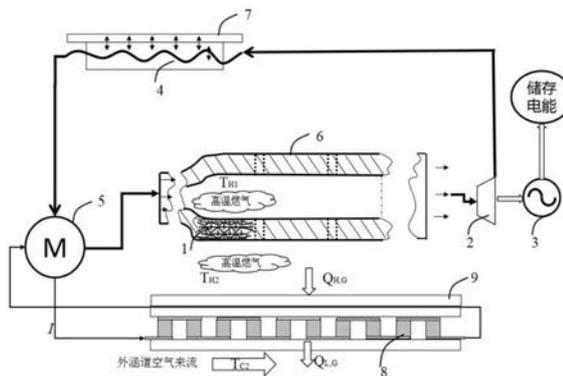
权利要求书2页 说明书6页 附图5页

(54) 发明名称

朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统

(57) 摘要

朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,包括朗肯循环子系统和热电转换子系统,朗肯循环子系统包括换热器、涡轮、发电机、冷凝器以及泵;换热器采用多层加肋微通道换热器,与火焰筒壁面做一体化设计,从火焰筒壁面捕获高品位热能;冷凝器采用多通道回折式冷凝热管,铺设于机翼蒙皮下方。热电转换子系统包括热电驱动装置和泵,附着于燃烧室外壁面,利用外涵道来流强制冷却形成温差进行发电,热电驱动装置产生的电能驱动泵运转。本发明将微通道换热器和热电驱动装置相结合,利用两者均具有轻质高效紧凑的优点,在有限的空间内,实现能量捕获最大化,做到“能尽其用,变废为宝”,有效提升航空发动机能量利用效率。



1. 朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:包括朗肯循环子系统和热电转换子系统;

所述朗肯循环子系统包括换热器、涡轮、发电机、冷凝器以及泵;所述换热器中设有微尺度换热通道,换热通道供工质流通;所述换热通道的工质出口管连接涡轮入口,涡轮出口连接冷凝器入口,冷凝器出口连接泵入口管道,泵出口管道连接换热器的冷却工质入口管;所述换热器内嵌于燃烧室火焰筒壁面内部,与燃烧室火焰筒为一体化结构,换热器内的工质吸收燃烧室火焰筒壁面的热能;所述冷凝器设置在待加热区域,将来自涡轮的工质剩余热量传递给待加热区域;

所述热电转换子系统包括热电驱动装置,所述热电驱动装置一侧壁面附着于燃烧室外壁面,另一侧壁面接触外涵道来流,利用燃烧室外壁面和外涵道来流之间的温差进行发电,朗肯循环子系统内的泵作为负载与热电驱动装置电连接,热电驱动装置产生的电能驱动泵运转。

2. 根据权利要求1所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:系统启动时,由于燃烧室燃烧导致燃烧室外壁面温度急剧上升,与外涵道来流温度形成较大温差,热电转换子系统开始工作,产生电能驱动泵运转;泵运转使朗肯循环子系统中管路压强增大,燃烧室火焰筒壁面内的换热器中的工质吸热后转变为高温高压的过热蒸气,并沿管路正向流动进入涡轮,推动涡轮做功,涡轮连接有发电机,由涡轮带动发电机运转发电,工质在涡轮中做功后转变为温度较高的高温乏汽,高温乏汽从涡轮出口排出进入冷凝器中,高温乏汽流经冷凝器的同时将热量传递给待加热区域,变为低温冷凝液,经冷凝器排出的低温冷凝液沿管路进入泵中,通过泵加压进入下一循环。

3. 根据权利要求1或2所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:所述换热器为微通道换热器,所述微通道换热器具有一层以上的换热单元,一层以上的换热单元设置在燃烧室火焰筒的内侧壁和外侧壁之间,各层换热单元与燃烧室火焰筒同轴设置。

4. 根据权利要求3所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:相邻层的换热单元中工质的流动方向相同或者相反。

5. 根据权利要求3所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:所述各层换热单元中包括多根微尺度换热通道,至少一部分换热通道为沿燃烧室火焰筒轴线方向轴向设置的轴向换热通道。

6. 根据权利要求5所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:各层换热单元中还包括多根沿燃烧室火焰筒周向设置的周向换热通道,周向换热通道的两端连通相邻的两根轴向换热通道。

7. 根据权利要求6所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:在燃烧室火焰筒壁上设置有火焰筒补燃孔,火焰筒补燃孔之间轴向间隙处对应设置的换热通道为周向换热通道,火焰筒补燃孔之间周向间隙处对应设置的换热通道为轴向换热通道。

8. 根据权利要求1或2或4或5或6或7所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:所述冷凝器包括多根冷凝热管,所述冷凝热管采用平铺的方式铺设在待加热区域。

9. 根据权利要求8所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,其特征在于:所述热电驱动装置由多个半导体温差发电单元串并联而成。

10. 一种飞行器,其特征在于,包括权利要求1或2或4或5或6或7或9所述的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,飞行器机翼为待加热区域,冷凝器设置在机翼蒙皮内侧面。

朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统

技术领域

[0001] 本发明涉及民用航空发动机余热回收设备技术领域,具体涉及一种朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统。

背景技术

[0002] 民用航空工业作为交通运输业的一大支柱产业,在实现零碳排放,实施节能减排方面具有重要引领作用。航空发动机作为飞机的动力核心,被称为“飞机的心脏”,为实现高效清洁飞行目标,提高发动机的能源利用效率是必经之路。

[0003] 然而现有的航空发动机其能量利用率是比较低的,比如发动机燃烧室火焰筒壁面以及燃烧室壁面逸散大量的高品位热能,这部分热能并没有将其回收利用。

发明内容

[0004] 针对目前航空发动机能量利用率低的现状,致力于提升航空发动机能量利用效率,实现更高水平的节能减排,本发明的目的是提供一种朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统。

[0005] 为了实现上述技术目标,本发明采用的技术方案为:

[0006] 一方面,本发明提供一种朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统,包括朗肯循环子系统和热电转换子系统;

[0007] 所述朗肯循环子系统包括换热器、涡轮、发电机、冷凝器以及泵;所述换热器中设有微尺度换热通道,换热通道供工质流通;所述换热通道的工质出口管连接涡轮入口,涡轮出口连接冷凝器入口,冷凝器出口连接泵入口管道,泵出口管道连接换热器的冷却工质入口管;所述换热器内嵌于燃烧室火焰筒壁面内部,与燃烧室火焰筒为一体化结构,换热器内的工质吸收燃烧室火焰筒壁面的热能;所述冷凝器设置在待加热区域,将来自涡轮的工质剩余热量传递给待加热区域;

[0008] 所述热电转换子系统包括热电驱动装置,所述热电驱动装置一侧壁面附着于燃烧室外壁面,另一侧壁面接触外涵道来流,利用燃烧室外壁面和外涵道来流之间的温差进行发电,朗肯循环子系统内的泵作为负载与热电驱动装置电连接,热电驱动装置产生的电能驱动泵运转。

[0009] 系统启动时,由于燃烧室燃烧导致燃烧室外壁面温度急剧上升,与外涵道来流温度形成较大温差,热电转换子系统开始工作,产生电能驱动泵运转。泵运转使朗肯循环子系统中管路压强增大,燃烧室火焰筒壁面内的换热器中的工质吸热后转变为高温高压的过热蒸气,并沿管路正向流动进入涡轮,推动涡轮做功,涡轮连接发电机,由涡轮带动发电机运转发电,工质在涡轮中做功后转变为温度较高的高温乏汽,高温乏汽从涡轮出口排出进入冷凝器中,高温乏汽流经冷凝器的同时将热量传递给待加热区域,变为低温冷凝液,经冷凝器排出的低温冷凝液沿管路进入泵中,通过泵加压进入下一循环。

[0010] 作为本发明的优选方案,所述换热器为微通道换热器,可以实现大表面积体积比,

强化换热效果好。所述微通道换热器具有一层以上的换热单元，一层以上的换热单元设置在燃烧室火焰筒的内侧壁和外侧壁之间，各层换热单元与燃烧室火焰筒同轴设置。进一步地，相邻层的换热单元中工质的流动方向可以相同也可以相反。其中优选方案是，相邻层的换热单元中工质的流动方向相反，可以实现更强的换热效果。

[0011] 作为本发明的优选方案，所述各层换热单元中包括多根换热通道，至少一部分换热通道为沿燃烧室火焰筒轴线方向轴向设置的轴向换热通道。进一步地，各层换热单元中还包括多个沿燃烧室火焰筒周向设置的周向换热通道，周向换热通道的两端连通相邻的两根轴向换热通道。

[0012] 在燃烧室火焰筒壁上设置有火焰筒补燃孔。在设计换热器时，为了避开火焰筒补燃孔，火焰筒补燃孔之间轴向间隙处对应设置的换热通道为周向换热通道，火焰筒补燃孔之间周向间隙处对应设置的换热通道为轴向换热通道。

[0013] 进一步地，换热通道内采用上下肋交错分布的结构设计，以增加工质与高温热源的接触面积，增强换热效果。

[0014] 作为本发明的优选实施方案，所述冷凝器包括多根冷凝热管，所述冷凝热管采用平铺的方式铺设在待加热区域。进一步地，所述冷凝热管的形式不限，可以根据实际情况选用直线管、U形管、S形管等。

[0015] 作为本发明的优选实施方案，所述热电驱动装置由多个半导体温差发电单元串并联而成。

[0016] 另一方面，本发明提供一种飞行器，包括上述任一种朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统，其中飞行器机翼为待加热区域，冷凝器设置在机翼蒙皮内侧面。

[0017] 作为本发明的优选方案，朗肯循环子系统循环工质可选取 H_2O 、 CO_2 、 N_2 、R134a (但不限于) 等ODP和GWP值低的工质。

[0018] 进一步地，循环工质可根据系统压力和温度选择亚临界、超临界或跨临界循环。

[0019] 和现有技术相比，本发明具有下述优点：

[0020] 本发明将朗肯循环子系统和热电转换子系统并联，系统结构简单，可靠性强，且可以达到能量捕获最大化。

[0021] 进一步地，本发明中提供的微通道换热器与普通换热器相比，具有高效紧凑轻量化等特点，并实现微通道换热器与火焰筒壁面的一体化设计。

[0022] 进一步地，本发明冷凝器中的冷凝热管采用多通道回折式结构设计，将乏汽中的热量传递给机翼蒙皮，在达到冷凝器内工质水放热冷凝的同时，防止机翼蒙皮结冰，实现结构和形式上的创新。

[0023] 本发明采用的热电驱动装置由多个半导体温差发电单元串并联而成，其轻质紧凑，转换原理简单，性能可靠，有较高的热量捕获能力。

附图说明

[0024] 图1为本发明一实施例的原理结构示意图；

[0025] 图2为本发明一实施例中换热器与燃烧室火焰筒一体化结构示意图；

[0026] 图3为本发明一实施例的原理结构示意图；

[0027] 图4为本发明一实施例中微通道换热器的结构示意图；

- [0028] 图5为本发明一实施例中微通道换热器工质流动示意图；
- [0029] 图6为本发明一实施例中冷凝热管的排布示意图；
- [0030] 图7为本发明一实施例中冷凝热管的安装布置示意图；
- [0031] 图8为本发明一实施例中半导体温差发电单元原理结构示意图；
- [0032] 图9为本发明一实施例中多个半导体温差发电单元串联示意图；
- [0033] 图中标号：
- [0034] 1、换热器；1.1、换热通道；1.2、换热单元；1.3、肋片；2、涡轮；3、发电机；4、冷凝器；4.1、冷凝热管；5、泵；6、燃烧室火焰筒；6.1、燃烧室火焰筒壁面；6.2、燃烧室火焰筒内侧壁；6.3、燃烧室火焰筒外侧壁；6.4、火焰筒补燃孔；7、待加热区域；8、热电驱动装置；8.1半导体温差发电单元；9、燃烧室外壁面；
- [0035] 本发明目的实现、功能特点及优点将结合实施例，参照附图做进一步说明。

具体实施方式

[0036] 下面将结合本发明实施例中的附图，对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述，显然，所描述的实施例仅仅是本发明的一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例，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，都属于本发明保护的范围。

[0037] 需要说明，本发明实施例中所有方向性指示（诸如上、下、左、右、前、后……）仅用于解释在某一特定姿态（如附图所示）下各部件之间的相对位置关系、运动情况等，如果该特定姿态发生改变时，则该方向性指示也相应地随之改变。

[0038] 在本发明中，除非另有明确的规定和限定，术语“连接”、“固定”等应做广义理解，例如，“固定”可以是固定连接，也可以是可拆卸连接，或成一体；可以是机械连接，也可以是电连接，还可以是物理连接或无线通信连接；可以是直接相连，也可以通过中间媒介间接相连，可以是两个元件内部的连通或两个元件的相互作用关系，除非另有明确的限定。对于本领域的普通技术人员而言，可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0039] 另外，本发明各个实施例之间的技术方案可以相互结合，但是必须是以本领域普通技术人员能够实现为基础，当技术方案的结合出现相互矛盾或无法实现时应当认为这种技术方案的结合不存在，也不在本发明要求的保护范围之内。

[0040] 参照图1，本发明一实施例以民用航空发动机中常见的高涵道比涡扇发动机燃烧室为应用背景，设计了一款新型的朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统，致力于提升航空发动机能量利用效率，实现更高水平的节能减排。系统包括朗肯循环子系统和热电转换子系统。

[0041] 所述朗肯循环子系统包括换热器1、涡轮2、发电机3、冷凝器4 以及水泵5。

[0042] 所述换热器1内嵌于航空发动机其燃烧室火焰筒壁面6.1内部，与燃烧室火焰筒6为一体结构，换热器1内的工质吸收燃烧室火焰筒壁面6.1的热能。燃烧室火焰筒壁面6.1内设置有微尺度的换热通道1.1，该换热通道1.1即换热器1的换热通道，换热通道1.1供工质流通，本实施例中工质为水。

[0043] 所述换热通道1.1的工质出口管连接涡轮2的入口，涡轮2的出口连接冷凝器4的入口，冷凝器4的出口连接水泵5的入口管道，水泵5的出口管道连接换热器1的工质入口管；所

述冷凝器4设置在待加热区域7,将来自换热器1的高温工质的热量传递给待加热区域7。参照图3,本发明中的发动机可以为飞行器上的航空发动机,待加热区域7可以是飞行器上的机翼。

[0044] 所述热电转换子系统包括热电驱动装置8,所述热电驱动装置8 一侧壁面附着于燃烧室外壁面9,另一侧壁面接触外涵道来流,利用燃烧室外壁面9和外涵道来流之间的温差进行发电,朗肯循环子系统中的水泵5作为负载与热电驱动装置8电连接,热电驱动装置8产生的电能驱动水泵运转。

[0045] 系统启动时,由于燃烧室燃烧,燃烧室火焰筒6内的高温燃气温度为 T_{H1} ,燃烧室火焰筒内的高温导致燃烧室外壁面温度 T_{H2} 急剧上升,与外涵道空气来流温度 T_{C2} 形成较大温差,热电转换子系统开始工作,产生电能驱动水泵5运转。水泵5运转使朗肯循环子系统中管路压强增大,燃烧室火焰筒壁面6.1内的换热通道1.1中的工质(如 H₂O)吸热后转变为高温高压的过热水蒸气,并沿管路正向流动进入涡轮2,推动涡轮2做功,涡轮2连接有发电机3,由涡轮2带动发电机3运转发电,工质在涡轮中做功后转变为温度较高的高温乏汽,高温乏汽从涡轮2的出口排出进入冷凝器4中的冷凝热管中,一系列的冷凝热管平铺排布在机翼蒙皮的内侧面,高温乏汽流经冷凝器4的同时将热量传递给机翼蒙皮,使机翼蒙皮外表面温度升高,达到防止机翼结冰的效果。高温乏汽流经冷凝器4变为低温冷凝水,经冷凝器 4排出的低温冷凝水沿管路进入水泵5中,通过水泵5加压进入下一循环。

[0046] 本发明整个系统的朗肯循环子系统和热电转换子系统通过水泵并联。系统整体输入能量为系统吸收的燃烧室外壁及火焰筒外壁热量,输出能量为发电机功率,冷凝器换热量以及热电驱动装置减去水泵功率后剩余的额外电能。

[0047] 本发明中的热电驱动装置可由多个半导体温差发电单元8.1串并联而成,附着于燃烧室外壁面,利用燃烧室外壁面和外涵道来流之间的温差进行发电。朗肯循环子系统的水泵作为热电转换子系统的电路负载。热电驱动装置产生的电流沿导线经水泵正极进入,带动水泵运转;电流从水泵负极流出进入热电驱动装置,形成有效闭合回路。

[0048] 本发明中,参照图2,所述换热器1为微通道换热器,所述微通道换热器具有一层以上的换热单元1.2,一层以上的换热单元1.2设置在燃烧室火焰筒内侧壁6.2和燃烧室火焰筒外侧壁6.3之间,各层换热单元1.2与燃烧室火焰筒6同轴设置。参照,2所示实施例,其包括两层以上换热单元1.2,其中最内侧一层换热单元1.2靠近燃烧室火焰筒内侧壁6.2,最外侧一层换热单元1.2靠近燃烧室火焰筒外侧壁6.3。微通道换热器中上下相邻两层换热单元1.2中工质流动方向可以同向流动也可以逆向流动,其中优选为逆向,这样可以实现更强的换热效果。

[0049] 本发明中,所述各层换热单元1.2中包括多根微尺度的换热通道 1.1。至少一部分换热通道1.1为沿燃烧室火焰筒6轴线方向轴向设置的轴向换热通道。各层换热单元1.2中还包括多个沿燃烧室火焰筒6 周向设置的周向换热通道,周向换热通道的两端连通相邻的两根轴向换热通道。参照图5,示出了轴向换热通道、周向换热通道工质流动方向的示意图,图中火焰筒补燃孔6.4之间周向间隙处对应位置的轴向双向箭头用于表示该位置处内部设置的换热通道为轴向换热通道,火焰筒补燃孔6.4之间轴向间隙处对应位置的周向双向箭头用于表示该位置处内部设置的换热通道为周向换热通道。在燃烧室火焰筒壁6 上设置有火焰筒补燃孔6.4。在设计换热器时,为了避开火焰筒补燃孔6.4,火焰筒补燃孔6.4之间轴

向间隙处对应设置的换热通道为周向换热通道,火焰筒补燃孔6.4之间周向间隙处对应设置的换热通道为轴向换热通道。周向换热通道可实现在轴向通道内存在压差时补流的目的,使换热器内部压降和温度分布更加均匀。同时由于周向补流的存在,对原有的轴向流动造成扰动,使得换热进一步增强。

[0050] 参照图4,本发明中的换热通道1.1采用上下肋交错分布的结构设计,换热通道1.1内设置有上下交错分布的肋片1.3,增加工质与高温热源的接触面积,增强换热效果。

[0051] 在本发明一实施例中,换热通道1.1的通道高度尺寸可选取在0.1-1.5mm范围内,通道高宽比可选用0.1-8,相邻通道间壁尺寸选取通道宽度的0.5-2倍范围内,肋片高度尺寸可选取在0-80%通道高度尺寸范围内,肋片宽度可选取0-1倍肋片高度。换热通道1.1的截面不限,可选用矩形截面、梯形截面、圆形截面、三角截面等。

[0052] 本发明所述冷凝器4包括多根冷凝热管4.1,所述冷凝热管4.1采用平铺的方式铺设在待加热区域7。参照图6和图7,本发明一实施例中,冷凝器4采用多通道回折式热管设计,由多根U形或者S形的冷凝热管4.1紧密排布而成。冷凝器4中的冷凝热管4.1平铺于机翼蒙皮下方,工质热能通过与冷凝热管4.1的对流换热、冷凝热管4.1及机翼内部空气和机翼蒙皮的导热传递给机翼蒙皮外表面,使外表面温度升高,达到防止机翼结冰的效果。为实现更高效的换热水平,热管可选取导热热阻较低的材料。根据机翼结冰的区域不同,冷凝热管4.1的长度可在0.2-10m内进行调整,冷凝热管4.1的直径可选取在1-30mm范围内,S形的冷凝热管4.1的回折次数可在1-5选取,冷凝热管4.1根数可在1-50范围内选取。

[0053] 参照图8和图9,本发明中所述热电驱动装置8由多个半导体温差发电单元8.1串并联而成。其采用半导体热电转换材料柔性设计,覆盖于燃烧室外壁面。热电驱动装置8下壁面接触燃烧室壁面,热电驱动装置8接触外涵道来流空气,基于seebeck原理利用上下壁面温差产生电压,在闭合回路中产生电流。半导体温差发电单元8.1根据其腿长,截面边长,材料以及负载的不同其效率和输出功率会发生改变。半导体温差发电单元8.1腿长范围选取在0.5-3.0mm,截面积范围选取在0.5-3.0mm²。

[0054] 本发明一实施例中,可以在朗肯循环-热电驱动耦合余热回收能量管理系统中加入闭环控制反馈系统。为实现燃烧室火焰筒壁面温度的稳定,可使用温度传感器对燃烧室火焰筒壁面温度进行监测,将监测结果反馈给控制中心;在燃烧室火焰筒壁面温度超出限定范围时,控制中心通过计算在该温度下流量的修正量,给流量自动控制阀下达指令,实现燃烧室火焰筒壁面温度的闭环控制。

[0055] 本发明上述实施例在现有航空发动机的结构基础上采用朗肯循环-热电驱动耦合能量管理系统,能够有效利用发动机中的高品位余热能,提升火焰筒壁面冷却效果。创新性地将微通道换热器和热电驱动装置相结合,利用两者均具有轻质高效紧凑的优点,在有限的空间内,达到发动机能量利用效率的最优效果;

[0056] 上述实施例中提供的微通道换热结构,采用多层加肋设计和火焰筒一体化结构设计,轴向补燃孔间隙采用周向布置,其余采用轴向布置,该结构设计可以有效捕捉火焰筒壁面逸散的高品位热能。微通道结构一体化设计有效解决了换热器与火焰筒分离设计时带来的气动损失等弊端;高效紧凑轻质的微通道换热器在实现高效的能量捕获的同时,解决了火焰筒壁面的冷却问题,且通过闭环温度控制,可以有效改善火焰筒壁面的热应力问题。

[0057] 上述实施例中设计了多通道回折式热管冷凝器,将涡轮出口的乏汽废热有效利

用,使乏汽中的剩余热能在机翼蒙皮下释放,防止机翼结冰。在提升能量利用效率的同时,有效改善了机翼结冰问题。

[0058] 上述实施例采用半导体温差材料制成的柔性热电转换装置,覆盖于燃烧室外壁面,有效利用燃烧室外壁面和外涵道来流之间的温差产生电能,输出的电能一部分用于保证朗肯循环正常运行,剩余以电能形式输出。半导体温差发电单元整体结构尺度微小,从而避免了子系统和热电转换装置附着于燃烧室外壁面时对外涵道气流的流场品质的影响。

[0059] 上述方案中仅为一种优化方案,由于本方案结构具有较大的柔性,在此基础上可根据实际因地制宜,进行二次开发以适应不同场景下的余热回收需求,包括但不限于航空发动机、地面燃气轮机、船舶发动机、车用发动机、油气开发平台等装置。

[0060] 以上仅是本发明的优选实施方式,本发明的保护范围并不仅局限于上述实施例,凡属于本发明思路下的技术方案均属于本发明的保护范围。应当指出,对于本技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明原理前提下的若干改进和润饰,应视为本发明的保护范围。

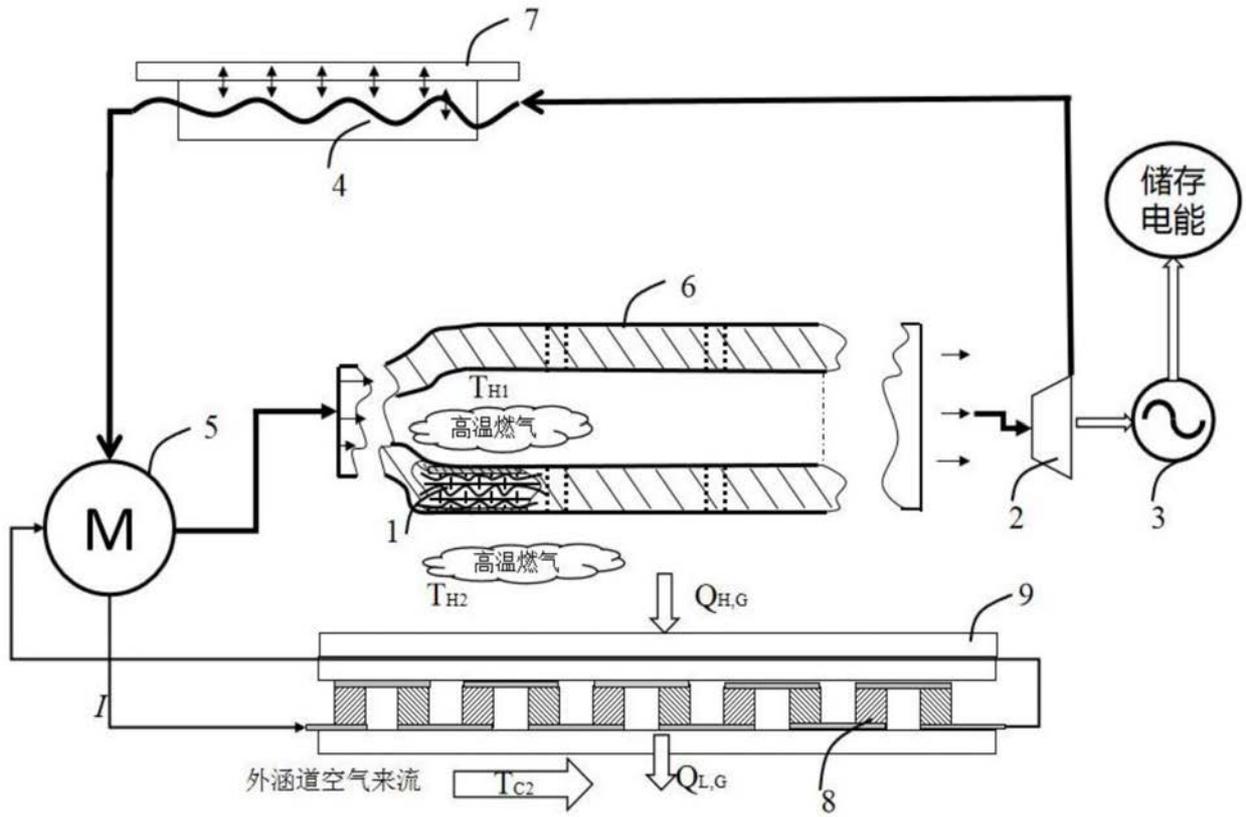


图1

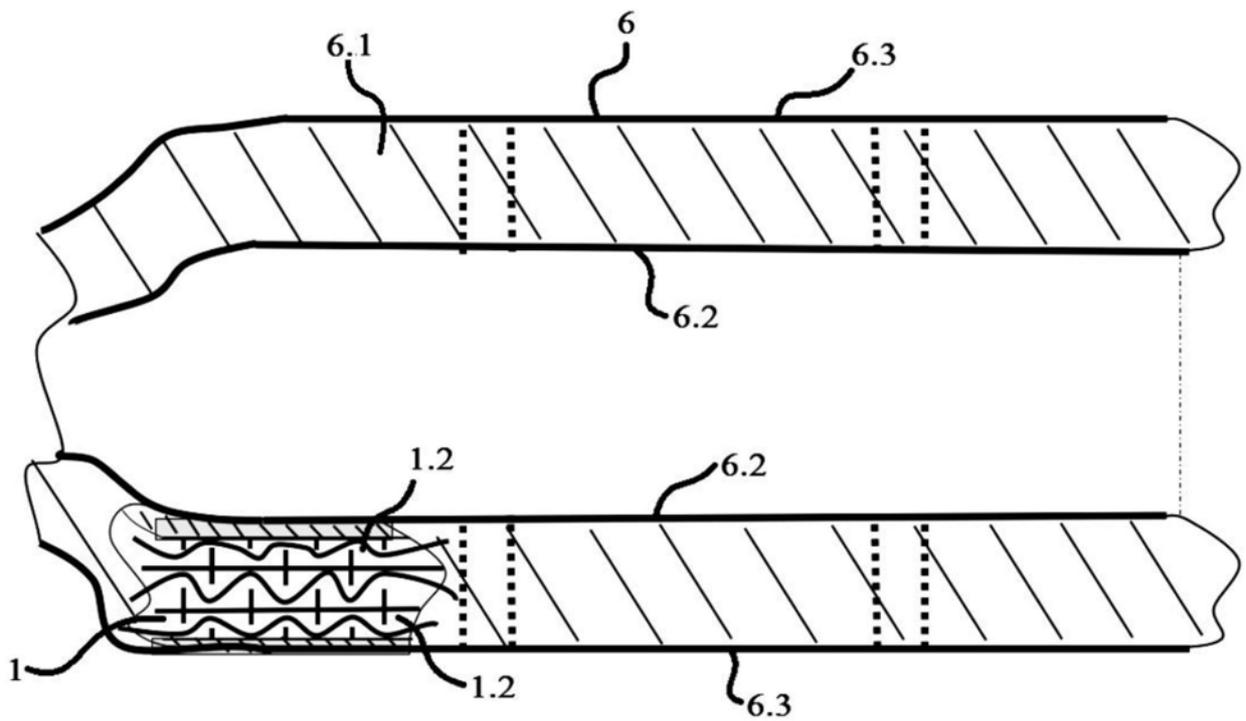


图2

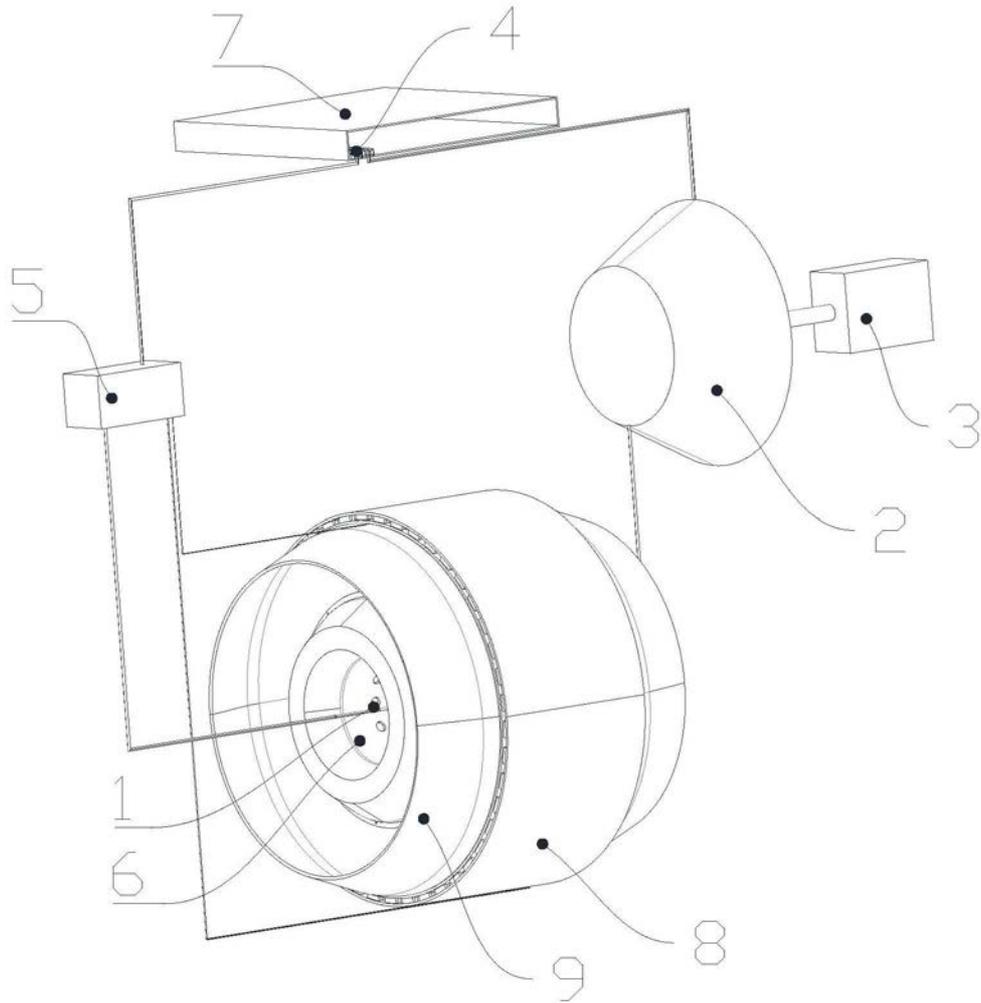


图3

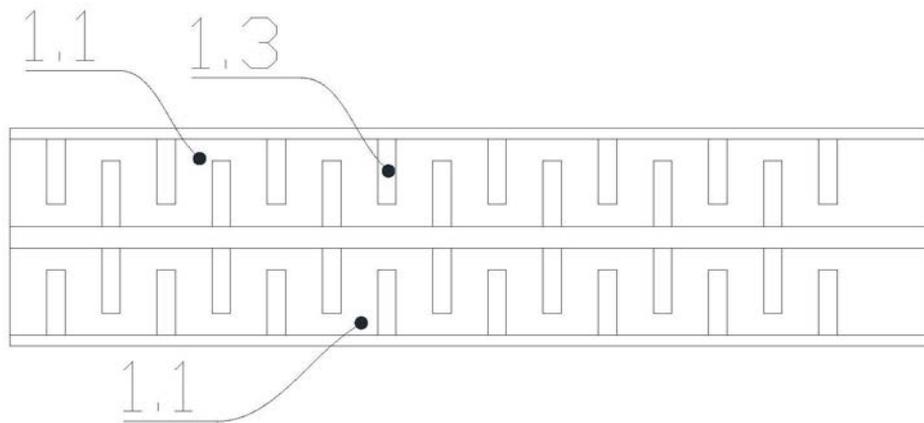


图4

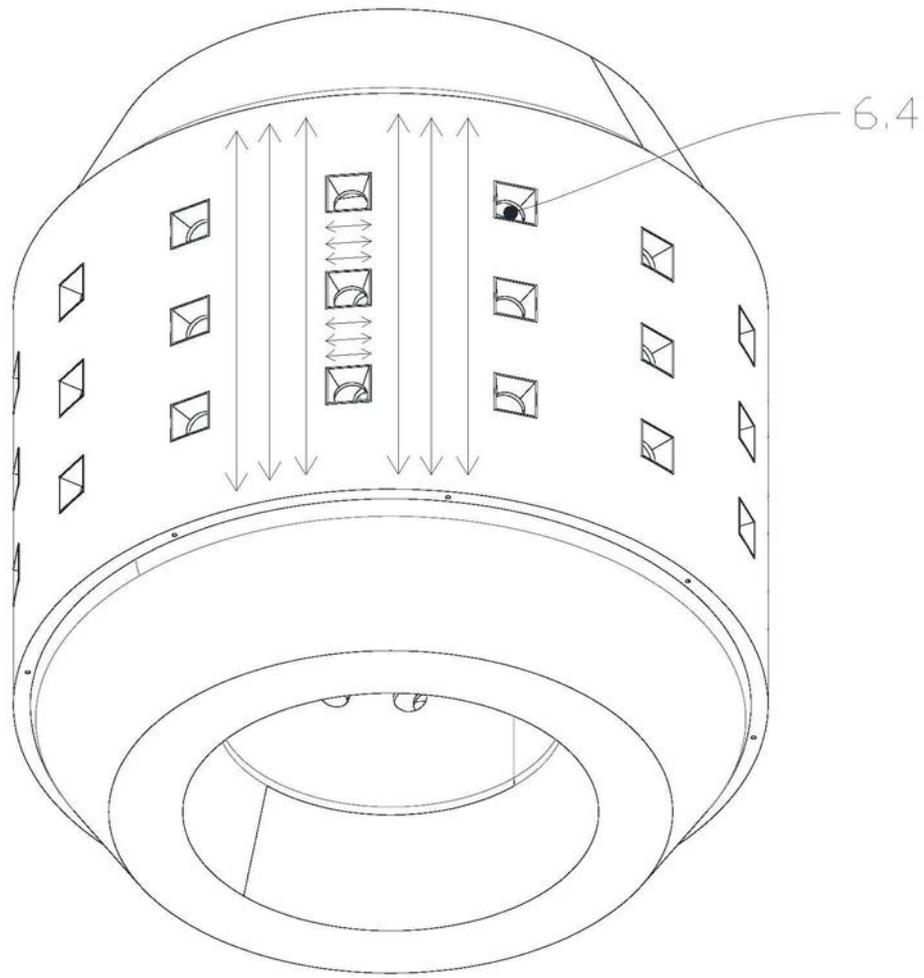


图5

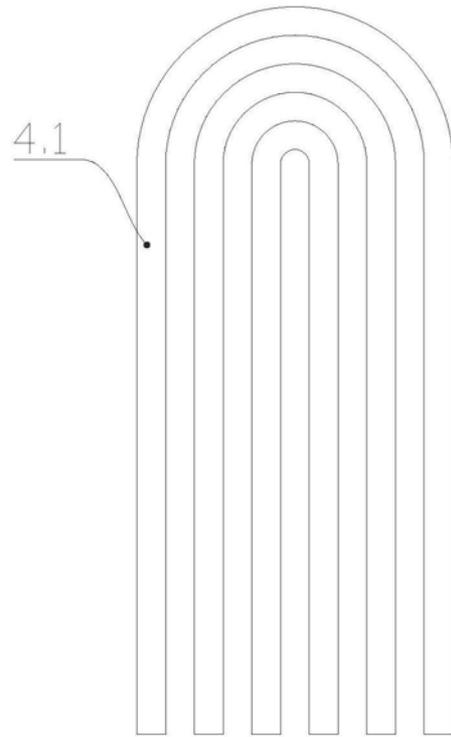


图6

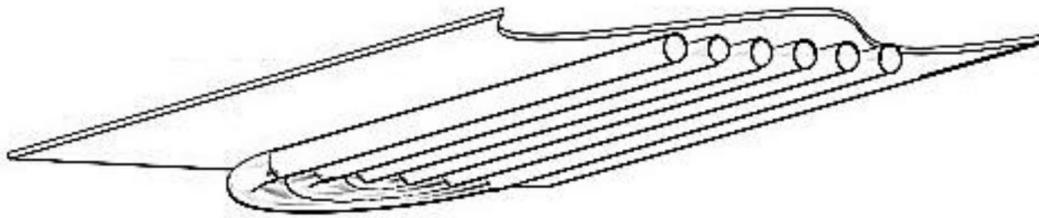


图7

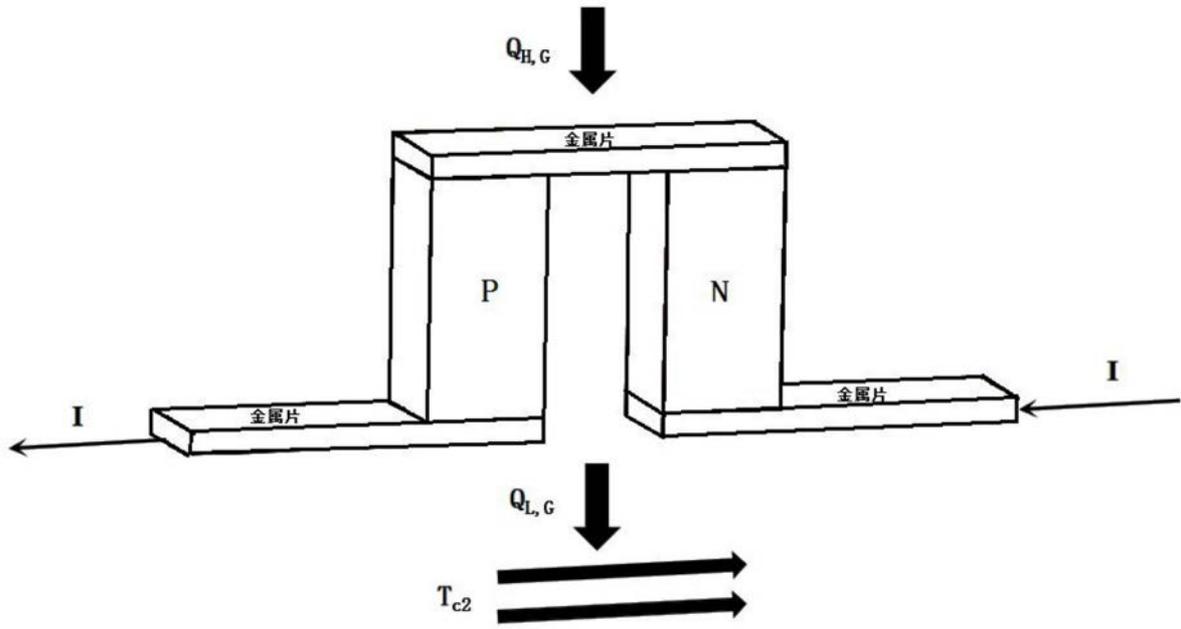


图8

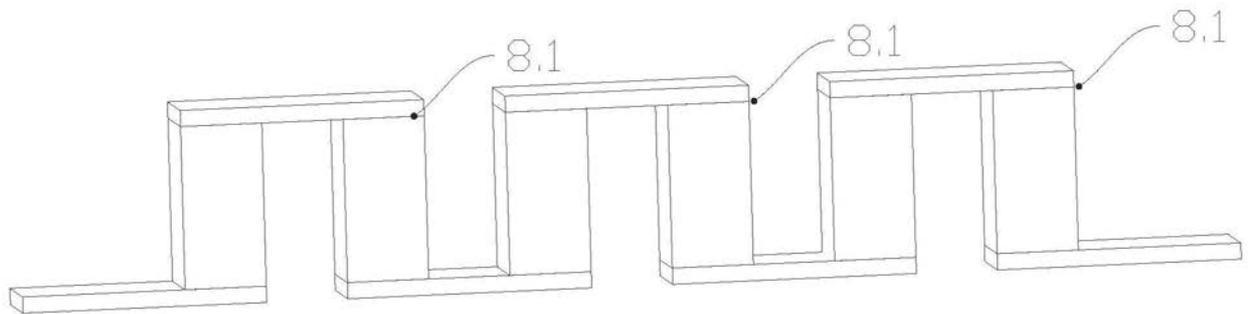


图9