



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112833685 A

(43) 申请公布日 2021.05.25

(21) 申请号 202110008180.8

(22) 申请日 2021.01.05

(71) 申请人 清华大学

地址 100084 北京市海淀区清华园

(72) 发明人 闵敬春 刘东洋 冯晶森 张旋

(74) 专利代理机构 北京清亦华知识产权代理事

务所(普通合伙) 11201

代理人 李岩

(51) Int. Cl.

F28D 1/047 (2006.01)

F28F 1/00 (2006.01)

F28F 21/08 (2006.01)

F28F 9/26 (2006.01)

F02C 7/14 (2006.01)

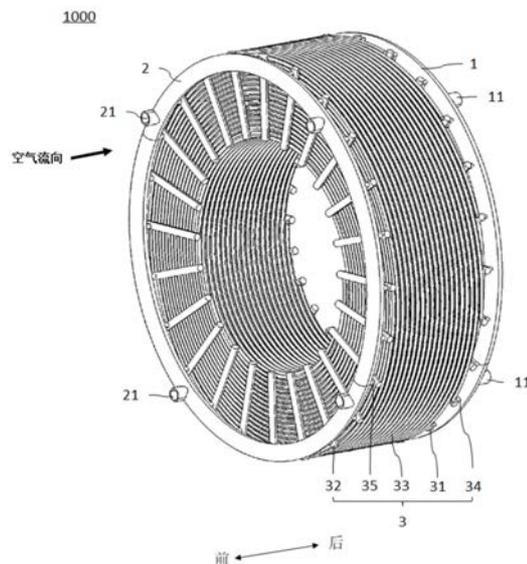
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器

(57) 摘要

本发明公开了一种适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,包括第一环形总管、第二环形总管和螺旋缠绕管组件;第二环形总管在前后方向上同轴间隔地设置在第一环形总管的前方;多个螺旋缠绕管组件呈周向间隔开且呈辐射状布置在第一环形总管和第二环形总管上,多个螺旋缠绕管组件螺旋缠绕地布置而形成环柱状且并联连通于第一环形总管和第二环形总管之间,从而使得航空煤油从进油口进入第一环形总管后,分别流经多个螺旋缠绕管组件,再汇聚于第二环形总管,从出油口排出并最终进入燃烧室进行燃烧,而高温高压空气由前向后横掠多个螺旋缠绕管组件与航空煤油进行换热并被冷却。本发明的结构紧凑、换热效果好,同时提高了能量的利用率且适用范围广。



1. 一种适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,包括:  
第一环形总管,所述第一环形总管上设有进油口;  
第二环形总管,所述第二环形总管上设有出油口,所述第二环形总管与所述第一环形总管在前后方向上同轴间隔开地设置,所述第二环形总管位于所述第一环形总管的前方;  
螺旋缠绕管组件,所述螺旋缠绕管组件有多个,多个所述螺旋缠绕管组件的前端和后端呈周向间隔开且呈辐射状布置在所述第一环形总管和所述第二环形总管上,多个所述螺旋缠绕管组件螺旋缠绕地布置而形成环柱状且并联连通于所述第一环形总管和所述第二环形总管之间,从而使得航空煤油从所述进油口进入所述第一环形总管后,分别流经多个所述螺旋缠绕管组件,再汇聚于所述第二环形总管,从所述出油口排出并最终进入燃烧室进行燃烧,而高温高压空气由前向后横掠多个所述螺旋缠绕管组件被冷却降温后对所述航空发动机的热端部件进行冷却。
2. 根据权利要求1所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,所述进油口有一个或多个;所述出油口有一个或多个。
3. 根据权利要求1所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,所述螺旋缠绕管组件采用合金材料制成。
4. 根据权利要求1所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,每一所述螺旋缠绕管组件包括第一支管、第二支管和多个螺旋缠绕管,所述第一支管在径向方向上延伸且与所述第一环形总管连通;所述第二支管在径向方向上延伸且与所述第二环形总管连通;多个所述螺旋缠绕管的一端分别在径向方向上铺开排成一行且分别与所述第一支管连通,多个所述螺旋缠绕管的另一端分别在径向方向上铺开排成一行且分别与所述第二支管连通。
5. 根据权利要求4所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,所述第一支管通过第一连接管与所述第一环形总管连通,所述第二支管通过第二连接管与所述第二环形总管连通。
6. 根据权利要求5所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,所述第一连接管和所述第二连接管均为多孔扁管。
7. 根据权利要求6所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,所述多孔扁管中包含多个彼此独立且并行的管孔,且同一所述多孔扁管的多个所述管孔中的航空煤油的流向一致。
8. 根据权利要求4所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,多个所述螺旋缠绕管组件的所述第一支管间隔均匀,多个所述螺旋缠绕管组件的所述第二支管间隔均匀。
9. 根据权利要求4所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,每一所述螺旋缠绕管组件中的多个所述螺旋缠绕管间隔均匀。
10. 根据权利要求4所述的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,其特征在于,所述第一环形总管位于多个所述螺旋缠绕管组件的所述第一支管靠外的一端;所述第二环形总管位于多个所述螺旋缠绕管组件的第二支管靠外的一端。

## 适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器

### 技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机冷却技术领域,尤其是涉及一种适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器。

### 背景技术

[0002] 为了提高航空发动机的效率和推力,发动机的冷却至关重要。随着对发动机性能要求的进一步提升,要求发动机具有更高的涡轮前温度和更大的增压比,更大的增压比意味着用于冷却的高压空气的冷却品质下降,给发动机热端部件的冷却带来更大的挑战,根据技术资料统计来看,每年涡轮前温度平均提高22K,其中依靠耐温材料的提高,每年平均8K,而剩下的14K,则是由传热工作者解决的。冷却技术对提高航空发动机循环效率、增加工作可靠性、延长整机使用寿命具有重要意义。

[0003] 在航空发动机中布置空油换热器是一种应用前景十分广阔的方案。航空煤油燃烧前可通过空油换热器进行物理和化学吸热,在降低高压冷却空气的温度进而提高其冷却品质的同时,化学反应产生的高能小分子产物又通过在燃烧室里的燃烧,释放出吸收的热量,这样既提高了冷却效率,又提高了能量的利用率。布置在航空发动机上的换热器由于对换热器的体积和重量都有限制,因此常用的民用换热器不能直接应用于航空发动机上。

### 发明内容

[0004] 本发明旨在至少解决现有技术中存在的技术问题之一。为此,本发明的一个目的在于提出一种适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,结构紧凑、空间利用率高、换热效果好,可以有效地提高高温高压空气的冷却品质,同时还可以提高能量的利用率且适用范围广。

[0005] 根据本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,包括:

[0006] 第一环形总管,所述第一环形总管上设有进油口;

[0007] 第二环形总管,所述第二环形总管上设有出油口,所述第二环形总管与所述第一环形总管在前后方向上同轴间隔开地设置,所述第二环形总管位于所述第一环形总管的前方;

[0008] 螺旋缠绕管组件,所述螺旋缠绕管组件有多个,多个所述螺旋缠绕管组件的前端和后端呈周向间隔开且呈辐射状布置在所述第一环形总管和所述第二环形总管上,多个所述螺旋缠绕管组件螺旋缠绕地布置而形成环柱状且并联连通于所述第一环形总管和所述第二环形总管之间,从而使得航空煤油从所述进油口进入所述第一环形总管后,分别流经多个所述螺旋缠绕管组件,再汇聚于所述第二环形总管,从所述出油口排出并最终进入燃烧室进行燃烧,而高温高压空气由前向后横掠多个所述螺旋缠绕管组件被冷却降温后对所述航空发动机的热端部件进行冷却。

[0009] 根据本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器,具有如下优点:第一、由于螺旋缠绕管空油换热器整体上呈圆环柱形,可以方便地安装在航空发动机内

部的环状空间,提高了航空发动机内部空间利用率;第二、在螺旋缠绕管空油换热器工作时,飞行器自身携带的温度为330K、压力为5MPa航空煤油RP-3从进油口进入第一环形总管,分别流经多个螺旋缠绕管组件,再汇聚于第二环形总管,当温度为900K、压力为3MPa的高温高压空气由前向后横掠多个螺旋缠绕管组件时,由于航空煤油的临界温度为645.5K,临界压力为2.390MPa,此时,螺旋缠绕管空油换热器中的航空煤油处于超临界压力状态,具有超临界压力的航空煤油在拟临界温度附近时,航空煤油的热物性发生剧烈变化且具有很大的比热值,同时具有气体的扩散速率和液体的粘性及密度,因此,航空煤油的吸热能力强,高温高压空气与航空煤油间的换热效果好,能够有效降低高温高压空气的温度;第三、在螺旋缠绕管空油换热器中,总体上航空煤油由后向前流动,高温高压空气由前向后流动,航空煤油在螺旋管道组件中流动方向发生连续变化,在径向方向上产生二次环流,从而强化了螺旋缠绕管组件的传热,提高了传热系数,进一步地提高了螺旋缠绕管空油换热器的换热效能;第四、换热完成后,航空煤油从出油口排出并最终进入燃烧室进行燃烧释放出吸收的热量,可以有效地提高能量的利用率,冷却后的高温高压空气对航空发动机的热端部件进行冷却,可以有效提高冷却效率;第五、本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器适用于多种航空发动机,例如涡喷发动机、涡扇发动机、冲压发动机、涡轮冲压组合发动机、火箭冲压组合发动机、涡轮火箭冲压组合发动机和吸气预冷发动机,适用范围广。

[0010] 根据本发明的一个实施例,所述进油口有一个或多个;所述出油口有一个或多个。

[0011] 根据本发明的一个实施例,所述螺旋缠绕管组件采用合金材料制成。

[0012] 根据本发明的一个实施例,每一所述螺旋缠绕管组件包括第一支管、第二支管和多个螺旋缠绕管,所述第一支管在径向方向上延伸且与所述第一环形总管连通;所述第二支管在径向方向上延伸且与所述第二环形总管连通;多个所述螺旋缠绕管的一端分别在径向方向上铺开排成一行且分别与所述第一支管连通,多个所述螺旋缠绕管的另一端分别在径向方向上铺开排成一行且分别与所述第二支管连通。

[0013] 根据本发明进一步的实施例,所述第一支管通过第一连接管与所述第一环形总管连通,所述第二支管通过第二连接管与所述第二环形总管连通。

[0014] 根据本发明再进一步的实施例,所述第一连接管和所述第二连接管均为多孔扁管。

[0015] 根据本发明再进一步的实施例,所述多孔扁管中包含多个彼此独立且并行的管孔,且同一所述多孔扁管的多个所述管孔中的航空煤油的流向一致。

[0016] 根据本发明进一步的实施例,多个所述螺旋缠绕管组件的所述第一支管间隔均匀,多个所述螺旋缠绕管组件的第二支管间隔均匀。

[0017] 根据本发明进一步的实施例,每一所述螺旋缠绕管组件中的多个所述螺旋缠绕管间隔均匀。

[0018] 根据本发明进一步的实施例,所述第一环形总管位于多个所述螺旋缠绕管组件的所述第一支管靠外的一端;所述第二环形总管位于多个所述螺旋缠绕管组件的第二支管靠外的一端。

[0019] 本发明的附加方面和优点将在下面的描述中部分给出,部分将从下面的描述中变得明显,或通过本发明的实践了解到。

## 附图说明

[0020] 本发明的上述和/或附加的方面和优点从结合下面附图对实施例的描述中将变得明显和容易理解,其中:

[0021] 图1为本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器的立体示意图。

[0022] 图2为本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器的轴向侧视图。

[0023] 图3为本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器的局部结构示意图。

[0024] 图4为本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器的第一环形总管、第一支管及第一连接管的装配图。

[0025] 附图标记:

[0026] 螺旋缠绕管空油换热器1000

[0027] 第一环形总管1 进油口11

[0028] 第二环形总管2 出油口21

[0029] 螺旋缠绕管组件3

[0030] 第一支管31 第二支管32 螺旋缠绕管33 第一连接管34 第二连接管35

## 具体实施方式

[0031] 下面详细描述本发明的实施例,所述实施例的示例在附图中示出,其中自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的,仅用于解释本发明,而不能理解为对本发明的限制。

[0032] 下面结合图1至图4来描述本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器1000。

[0033] 如图1至图4所示,根据本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器1000,包括第一环形总管1、第二环形总管2和螺旋缠绕管组件3;第一环形总管1上设有进油口11;第二环形总管2上设有出油口21,第二环形总管2与第一环形总管1在前后方向上同轴间隔开地设置,第二环形总管2位于第一环形总管1的前方;螺旋缠绕管组件3有多个,多个螺旋缠绕管组件3的前端和后端呈周向间隔开且呈辐射状布置在第一环形总管1和第二环形总管2上,多个螺旋缠绕管组件3螺旋缠绕地布置而形成环柱状且并联连通于第一环形总管1和第二环形总管2之间,从而使得航空煤油从进油口11进入第一环形总管1后,分别流经多个螺旋缠绕管组件3,再汇聚于第二环形总管2,从出油口21排出并最终进入燃烧室进行燃烧,而高温高压空气由前向后横掠多个螺旋缠绕管组件3被冷却降温后对航空发动机的热端部件进行冷却。

[0034] 根据本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器1000,具有如下优点:第一、由于螺旋缠绕管空油换热器1000整体上呈圆环柱形,可以方便地安装在航空发动机内部的环状空间,提高了航空发动机内部空间利用率;第二、在螺旋缠绕管空油换热器1000工作时,飞行器自身携带的温度为330K,压力为5MPa航空煤油RP-3从进油口11进入第一环形总管1,分别流经多个螺旋缠绕管组件3,再汇聚于第二环形总管2,当温度为900K、压

力为3MPa的高温高压空气由前向后横掠多个螺旋缠绕管组件3时,由于航空煤油的临界温度为645.5K,临界压力为2.390MPa,此时,螺旋缠绕管空油换热器1000中的航空煤油处于超临界压力状态,具有超临界压力的航空煤油在拟临界温度附近时,航空煤油的热物性发生剧烈变化且具有很大的比热值,同时具有气体的扩散速率和液体的粘性及密度,因此,航空煤油的吸热能力强,高温高压空气与航空煤油间的换热效果好,能够有效降低高温高压空气的温度;第三、在螺旋缠绕管空油换热器1000中,总体上航空煤油由后向前流动,高温高压空气由前向后流动,航空煤油在螺旋缠绕管组件3中流动方向发生连续变化,在径向方向上产生二次环流,从而强化了螺旋缠绕管组件3的传热,提高了传热系数,进一步地提高了螺旋缠绕管空油换热器1000的换热效能;第四、换热完成后,航空煤油从出油口21排出并最终进入燃烧室进行燃烧释放出吸收的热量,可以有效提高能量的利用率,冷却后的高温高压空气对航空发动机的热端部件进行冷却,可以有效提高冷却效率;第五、本发明实施例的适用于航空发动机的螺旋缠绕管空油换热器1000适用于多种航空发动机,例如涡喷发动机、涡扇发动机、冲压发动机、涡轮冲压组合发动机、火箭冲压组合发动机、涡轮火箭冲压组合发动机和吸气预冷发动机,适用范围广。

[0035] 根据本发明的一个实施例,进油口11有一个或多个;出油口21有一个或多个。可以理解的是,通过在第一环形总管1上设置多个进油口11,在第二环形总管2设置多个出油口21,可以降低第一环形总管1和第二环形总管2中航空煤油的流速,减少压损,同时保证第一环形总管1和第二环形总管2中航空煤油的流量分配均匀,改善换热效果。

[0036] 根据本发明的一个实施例,螺旋缠绕管组件3采用合金材料制成。这样,螺旋缠绕管组件3的结构强度高,导热性好,例如,螺旋缠绕管组件3可以采用镍铬合金制成。

[0037] 根据本发明的一个实施例,每一螺旋缠绕管组件3包括第一支管31、第二支管32和多个螺旋缠绕管33,第一支管31在径向方向上延伸且与第一环形总管1连通;第二支管32在径向方向上延伸且与第二环形总管2连通;多个螺旋缠绕管33的一端分别在径向方向上铺开排成一行且分别与第一支管31连通,多个螺旋缠绕管33的另一端分别在径向方向上铺开排成一行且分别与第二支管32连通。可以理解的是,通过在径向方向上设置第一支管31和第二支管32,可以方便地将多个螺旋缠绕管33在径向方向上铺开排成一行且两端分别与第一环形总管1和第二环形总管2连通,结构合理,设置方便;根据实际情况确定螺旋缠绕管组件3的数量、每一螺旋缠绕管组件3中螺旋缠绕管33的数量、螺旋缠绕管33在轴向方向上的间距及纵向方向上的间距,以保证多个螺旋缠绕管组件3结构合理,避免发生空间干涉,结构紧凑,从而增加了螺旋缠绕管空油换热器1000单位质量的换热量。

[0038] 需要说明的是,螺旋缠绕管33的缠绕方式可以顺时针同向缠绕、逆时针同向缠绕或交叉缠绕;高温高压空气横掠多个螺旋缠绕管组件3的方式可以为横掠顺排螺旋管束或横掠叉排螺旋管束;由于横掠叉排管束时空气侧的扰动比横掠顺排螺旋管束时更强烈,优选地,高温高压空气横掠多个螺旋缠绕管组件3的方式为横掠叉排螺旋管束,这样,螺旋缠绕管空油换热器1000的换热系数更大,在换热量相同的情况下,换热器的尺寸更小。

[0039] 根据本发明进一步的实施例,第一支管31通过第一连接管34与第一环形总管1连通,第二支管32通过第二连接管35与第二环形总管2连通。这样,第一支管31可以方便地与第一环形总管1连通,第二支管32可以方便地与第二环形总管2连通,结构简单合理。

[0040] 根据本发明再进一步的实施例,第一连接管34和第二连接管35均为多孔扁管。

[0041] 根据本发明再进一步的实施例,多孔扁管中包含多个彼此独立且并行的管孔,且同一多孔扁管的多个管孔中的航空煤油的流向一致。

[0042] 可以理解的是,通过在第一支管31和第一环形总管1间设置多孔扁管,在第二支管32和第二环形总管2间设置多孔扁管,可以增大第一连接管34处航空煤油通过的横截面积及第二连接管35处航空煤油通过的横截面积,降低第一连接管34和第二连接管35中航空煤油的流速,减少压损,同时保证多个螺旋缠绕管33中航空煤油的流量分配均匀,保证换热效果。

[0043] 根据本发明进一步的实施例,多个螺旋缠绕管组件3的第一支管31间隔均匀,多个螺旋缠绕管组件3的第二支管32间隔均匀。

[0044] 根据本发明进一步的实施例,每一螺旋缠绕管组件3中的多个螺旋缠绕管33间隔均匀。

[0045] 可以理解的是,根据实际情况确定多个第一支管31的间距、多个第二支管32的间距和多个螺旋缠绕管33的间距,这样,螺旋缠绕管组件3可以均匀地布置,以保证多个螺旋缠绕管组件3结构合理,避免发生空间干涉,提高螺旋缠绕管33的紧凑度并增加换热量,从而增加了螺旋缠绕管空油换热器1000单位质量的换热量。

[0046] 根据本发明进一步的实施例,第一环形总管1位于多个螺旋缠绕管组件3的第一支管31靠外的一端;第二环形总管2位于多个螺旋缠绕管组件3的第二支管32靠外的一端,结构合理,可以合理利用航空发动机内部的环状空间。

[0047] 尽管已经示出和描述了本发明的实施例,本领域的普通技术人员可以理解:在不脱离本发明的原理和宗旨的情况下可以对这些实施例进行多种变化、修改、替换和变型,本发明的范围由权利要求及其等同物限定。

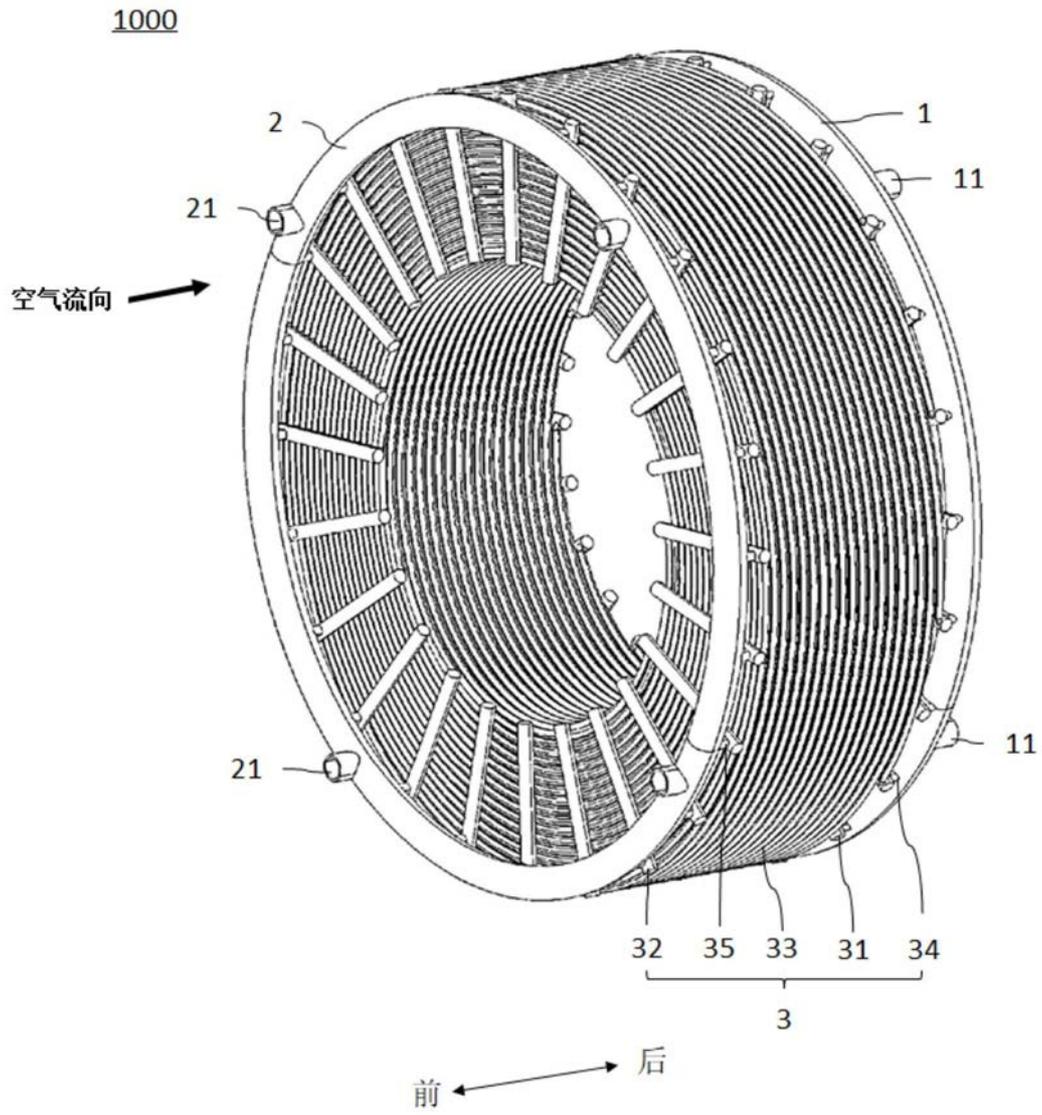


图1

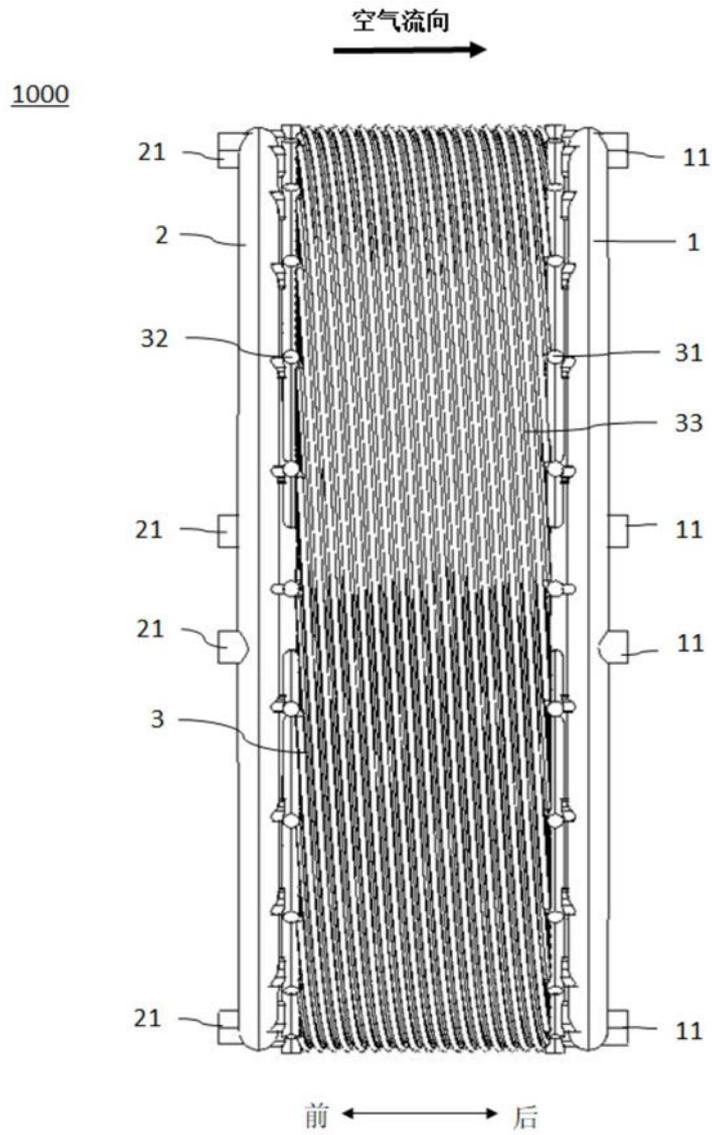


图2

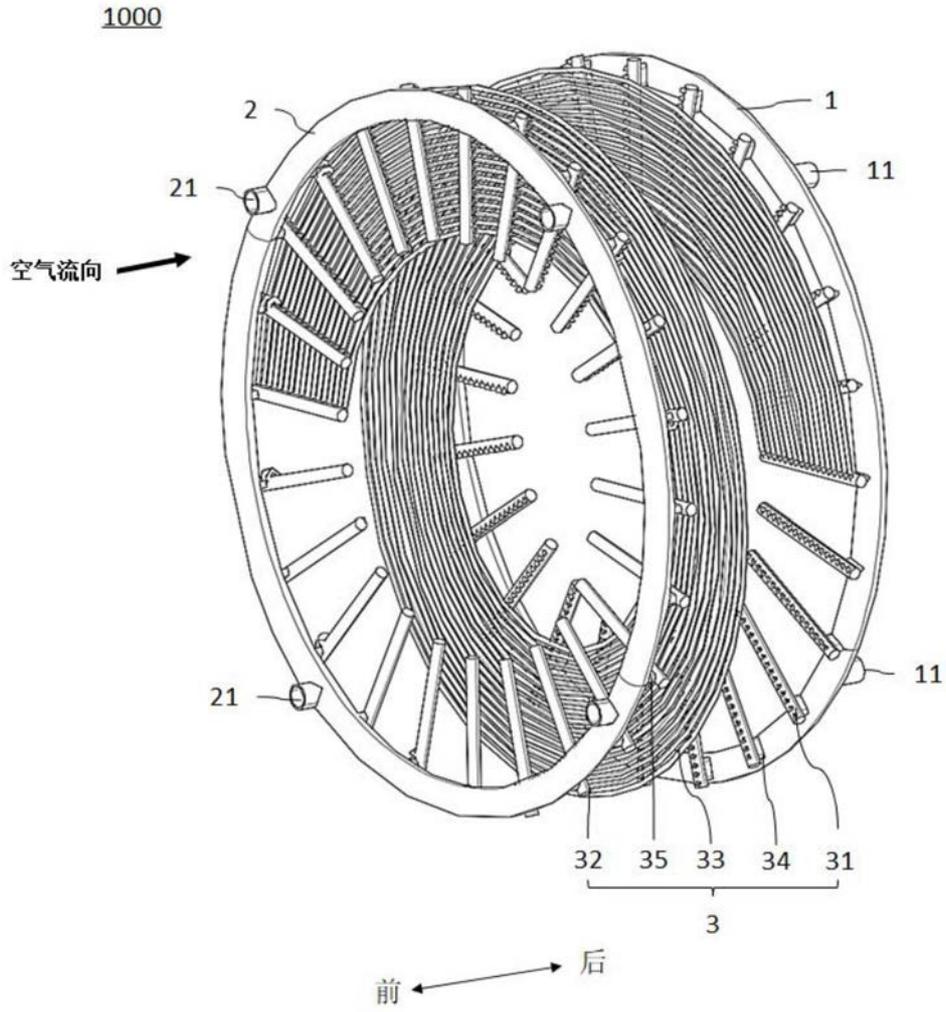


图3

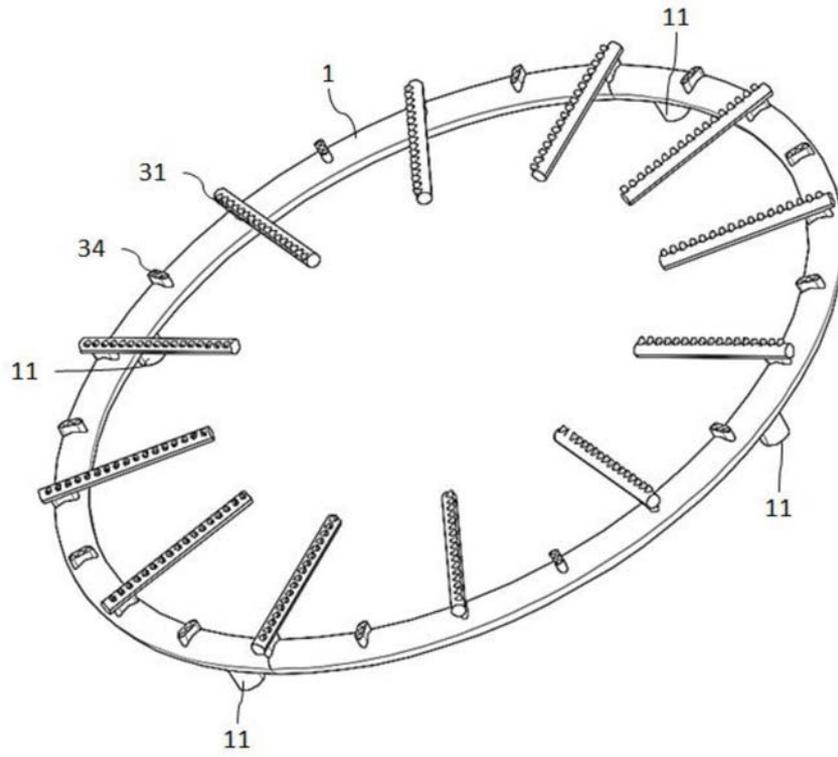


图4