



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113048033 A

(43) 申请公布日 2021.06.29

(21) 申请号 202110480091.3

(22) 申请日 2021.04.30

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 肖雅彬 李腾 杨超 刘洪伟
黄河激 岳连捷

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理
事务所(普通合伙) 11390

代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.

F03H 1/00 (2006.01)

F25B 21/02 (2006.01)

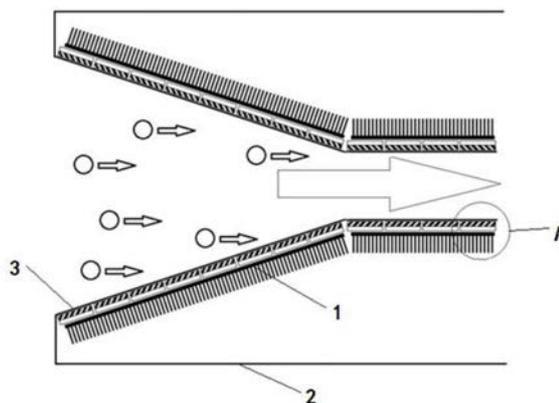
权利要求书2页 说明书10页 附图3页

(54) 发明名称

一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置及实现方法

(57) 摘要

本发明公开了一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置及实现方法,包括捕集进气道和制冷机构,捕集进气道为飞行器的吸气式电推进系统提供收集空气颗粒的入口;制冷机构通过降低目标区域反射的反弹粒子的速度来提高气体捕集效率,设置于捕集进气道壁面上的目标区域,用于在捕集进气道进行气体补集过程中对捕集进气道的壁面目标区域进行降温以将目标区域的壁面温度降温至目标温度;所述制冷机构包括但不限于半导体制冷装置,所述半导体制冷装置利用至少一组半导体制冷片组件与所述目标区域的外侧表面周向均匀连接;本发明降低壁面反射的反弹粒子的速度,降低反弹粒子反向逃逸的概率,达到提高气体捕获率的目的,实现节能和提高空气捕集效率的双功能。



1. 一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,包括:

捕集进气道(3),为飞行器的吸气式电推进系统收集空气颗粒,所述空气颗粒碰撞所述捕集进气道(3)的壁面以形成反弹粒子并从所述捕集进气道(2)逃逸;

制冷机构(1),设置于所述捕集进气道(2)壁面上用于降温的目标区域,且所述制冷机构(1)用于在所述捕集进气道(2)进行气体捕集过程中对所述目标区域的壁面温度降温至目标温度,所述反弹粒子在降温后的所述目标区域的反射速度降低以减小所述反弹粒子的逃逸量;

所述飞行器的处理系统根据所述飞行器所在高度的空气颗粒密度调控所述制冷机构(1)的开启;

其中,所述目标温度根据所述反弹粒子的种类和所述反弹粒子的目标速度设定,所述制冷机构(1)通过将所述反弹粒子降至目标温度以将所述反射粒子的流动方式转化为滑移流;

所述制冷机构(1)包括但不限于半导体制冷装置,所述半导体制冷装置利用至少一组半导体制冷片组件与所述目标区域的外侧表面周向均匀连接。

2. 根据权利要求1所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:每组所述半导体制冷片组件包括至少一个半导体制冷片(11),且每个所述半导体制冷片(11)分为半导体制冷片冷端(111)和半导体制冷片热端(112),每个半导体制冷片冷端(111)均与所述目标区域的外侧表面相抵接,每个所述半导体制冷片热端(112)连接有热端散热组件(12),所有组半导体制冷片组件的所述半导体制冷片(11)在所述目标区域的外侧表面相抵接部位的面积之和不小于所述目标区域的面积;

所述半导体制冷片(11)包括至少一个由N型半导体以及P型半导体联结形成的电偶对。

3. 根据权利要求2所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:所述半导体制冷片(11)包括至少一个由N型半导体以及P型半导体叠加安装的电偶对。

4. 根据权利要求2所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:所述飞行器在飞行过程中的轨道分为朝向恒星轨道和背向恒星轨道以分别形成朝向背向恒星热辐射来流侧和朝向恒星热辐射来流侧;

所述捕集进气道(3)包括收缩通道以及位于所述收缩通道下游的平直通道,所述收缩通道包括部分背向恒星热辐射来流的通道表面,所述目标区域为所述收缩通道背向恒星热辐射来流的通道的内壁面,且所有半导体制冷片组件抵接在所述收缩通道上的背向恒星热辐射来流的外侧表面。

5. 根据权利要求2所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:所述捕集进气道(3)包括收缩通道以及位于所述收缩通道下游的平直通道,所述目标区域包括所述收缩通道的所有壁面以及所述收缩通道下游的至少部分通道,所有半导体制冷片组件分别沿所述收缩通道的外侧表面的周向以及所述收缩通道下游的至少部分通道的周向均匀布置。

6. 根据权利要求2所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:朝向恒星热辐射来流侧的所述热端散热组件(12)的外表面还设有与所述捕集进气道(3)相连的热辐射屏蔽罩(2),所述热辐射屏蔽罩(2)对朝向恒星热辐射来流的所述热端散热组件(12)所在区域形成遮挡,且所述热辐射屏蔽罩(2)的表面形成有反光材料涂层。

7. 根据权利要求1所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:所述捕集进气道(3)内还没有气体密度检测机构(5),所述气体密度检测机构(5)用于对所述飞行环境中的气体密度进行检测;

所述制冷机构(1)还包括开关机构(4),所述开关机构(4)用于在所述气体密度低于目标阈值时开启所述制冷机构(1),且所述开关机构(4)用于在所述气体密度大于等于目标阈值时关闭所述制冷机构(1)。

8. 根据权利要求1所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:所述制冷机构(1)还包括调节机构(8),所述调节机构(8)用于根据所述飞行器的飞行位置对应的飞行环境变化对所述制冷机构(1)的制冷能力进行调节以将所述目标区域的壁面温度降温至目标温度。

9. 根据权利要求8所述的一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,其特征在于:所述飞行器在飞行过程中与恒星之间的相对位置影响所述捕集进气道(2)的壁面温度,所述飞行器上设有用于监测飞行环境变化的飞行环境检测机构(6),所述捕集进气道(2)内设有用于监测所述目标区域温度变化的目标区域温度检测机构(7);

所述飞行环境检测机构(6)用于通过对飞行环境的物理参数进行检测以确定飞行环境的变化,所述飞行环境的物理参数包括光线强度;

所述目标区域温度检测机构(7)用于在确定所述飞行环境发生变化后对新的飞行环境中的所述目标区域进行温度检测,并与原飞行环境中目标区域的温度进行比对以确定所述目标区域的壁面温度变化值;

所述调节机构(8)根据所述目标区域温度检测机构(7)和所述飞行环境检测机构(6)的检测数据调控所述制冷机构(1)的制冷能力。

10. 一种基于权利要求1-9任一项所述半导体预冷的稀薄气体捕集装置的实现方法,其特征在于,包括以下步骤:

步骤100、将至少一个制冷机构设置在气体捕集器的进气道壁面的目标区域,且实时检测飞行器的飞行环境;

步骤200、实时采集空气密度,且根据空气密度开启或关闭制冷机构以降低电量消耗;

步骤300、根据气体捕集器内的反弹粒子种类和目标速度设定目标区域的目标温度,且根据飞行器的飞行环境变化或飞行位置动态调控制冷机构的制冷能力,对进气道的壁面目标区域进行降温,以使得目标区域反射的反弹粒子的速度降低。

一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置及实现方法

技术领域

[0001] 本发明涉及空气推进飞行器技术领域,具体涉及一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置及实现方法。

背景技术

[0002] 吸气式电推进系统是指在飞行器掠过大气层顶部时收集足够的空气颗粒,为“吸气式”电动推进器提供燃料,从而不需要在发射时携带过多的推进剂,同时帮助飞行器克服大气阻力,使其在超低近地轨道上持续运行,用于低轨的吸气式电推进系统通常由捕集进气道、增压贮存器和电推力器三大部分组成,在吸气式电推进系统中,一个关键技术为捕集飞行环境内的稀薄气体,以作为推力器的工质。为确保捕获足够的气体,气体捕集效率是一个关键的因素。然而,太空中环境气体极度稀薄、捕集效率有限。因此,如何有效提高气体捕集效率,成为需要本领域技术人员解决的技术问题。

[0003] 气体捕集器作为吸气式电推力器的关键部件,提高气体捕集器的捕集效率对于吸气式电推力器的性能具有直接的影响,捕集效率是评价气体捕集器的核心指标,良好的捕集器设计应该尽量增加正向运动粒子通过的概率,降低反向运动的粒子通过的概率。现存的气体捕集器都基于这个目的展开设计,从捕集形式上可分为被动式和主动式。

[0004] 其中,被动式捕集器由准直器、收缩通道、10倍增压装置组成,准直器和收缩通道构成进气道。上述结构中,每一部件都是为了增加粒子正向通过概率,降低粒子的反向透射概率而设置。准直器是长径比为10级别的狭窄的流道,其形式可以是同心圆柱之间的间隙,也可以是多根细管的结构。在100至300km高度,气体的热运动速度相对于约8km/s的宏观速度来说非常小,因此来流可以被认为是被充分校准的平行于轨道的均匀自由分子流,准直器被设计为与来流平行,因此来流与准直器的相撞概率较小,绝大部分来流中性粒子会通过准直器而进入放电室。下游放电室反射回来的粒子具有放电室壁面相近的温度,因此其速度的方向是随机的,这部分粒子难以通过此狭窄管道,准直器由此阻止了其向上游流动乃至逃逸。收缩通道位于准直器下游,其内表面与来流粒子碰撞,一部分粒子经过镜面反射后速度降低,另一部分粒子经过随机反射后速度更低,这增加了气体分子之间碰撞的概率,由于稀薄气体的压力取决于分子之间的碰撞,准直器后接等截面通道再后接收收缩通道的结构可以起到增加捕获率和提高压力的作用。

[0005] 主动式捕集器是在被动式基础上,在收缩通道中增加了分子泵。分子泵是转速达万转的旋转叶片,叶片与粒子碰撞,使其正向运动的概率增加,反向运动的概率降低,因此,显著增加了捕获率。分子泵的增加虽然可以在一定程度上提高气体的捕集效率,但是分子泵的加入也有其负面效果:高速旋转的机构使卫星存在某一方向的大角动量,呈现陀螺效应,为了使其捕获面积最大,需实时调整卫星的姿态,大角动量使其姿态调整存在困难。分子泵的质量较大,同样的发射成本下,占用有效载荷的份额。旋转机械使系统的可靠性降低,一旦出现故障,就成为进气流道的阻碍,使卫星失去动力而坠毁。

[0006] 上述两种捕集器提高气体捕集效率的方式均采用的是优化进气道的结构降低反

弹后的粒子反向运动的概率,防止反弹后的粒子由进气道流出。但是造成气体捕集效率低的原因还包括自由分子流效应,分子撞击壁面后反射,逆向弹出捕集器,正是由于自由分子流效应的存在,使得即使进气道的结构得到了优化依然不能比较彻底的消除由于反弹后的粒子由进气道流出造成的捕集效率低的问题。

发明内容

[0007] 本发明的目的在于提供一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置及实现方法,以解决现有技术由于自由分子流效应的存在,使得分子撞击壁面后反射,逆向弹出捕集器,即使进气道的结构得到了优化,依然不能比较彻底的消除由于反弹后的粒子由进气道流出造成的捕集效率低的技术问题。

[0008] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

[0009] 一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,包括:

[0010] 捕集进气道,为飞行器的吸气式电推进系统提供收集空气颗粒的入口;

[0011] 制冷机构,通过降低所述目标区域反射的反弹粒子的速度来提高气体捕集效率,设置于所述捕集进气道壁面上的目标区域,用于在所述捕集进气道进行气体捕集过程中对所述捕集进气道的壁面目标区域进行降温以将所述目标区域的壁面温度降温至目标温度;

[0012] 其中,所述制冷机构包括但不限于半导体制冷装置,所述半导体制冷装置利用至少一组半导体制冷片组件与所述目标区域的外侧表面周向均匀连接。

[0013] 作为本发明的一种优选方案,每组所述半导体制冷片组件包括至少一个半导体制冷片,且每个所述半导体制冷片分为半导体制冷片冷端和半导体制冷片热端,每个半导体制冷片冷端均与所述目标区域的外侧表面相抵接,每个所述半导体制冷片热端连接有热端散热组件,所有组半导体制冷片组件的所述半导体制冷片在所述目标区域的外侧表面相抵接部位的面积之和不小于所述目标区域的面积。

[0014] 作为本发明的一种优选方案,所述半导体制冷片包括至少一个由N型半导体以及P型半导体联结形成或叠加安装的电偶对。

[0015] 作为本发明的一种优选方案,所述飞行器在飞行过程中的轨道分为朝向恒星轨道和背向恒星轨道以分别形成朝向背向恒星热辐射来流侧和朝向恒星热辐射来流侧;

[0016] 所述捕集进气道包括收缩通道以及位于所述收缩通道下游的平直通道,所述目标区域为所述收缩通道的部分壁面,且所述收缩通道至少包括一个背向恒星热辐射来流的表面,所有半导体制冷片组件抵接在所述收缩通道上的背向恒星热辐射来流的外侧表面。

[0017] 作为本发明的一种优选方案,所述目标区域包括所述收缩通道的所有壁面以及所述收缩通道下游的至少一部分通道,所有半导体制冷片组件分别沿所述收缩通道的外侧表面的周向以及所述收缩通道下游的至少一部分通道的周向均匀布置。

[0018] 作为本发明的一种优选方案,朝向恒星热辐射来流侧的所述热端散热组件的外表面还设有与所述捕集进气道相连的热辐射屏蔽罩,所述热辐射屏蔽罩对朝向恒星热辐射来流的所述热端散热组件所在区域形成遮挡,且所述热辐射屏蔽罩的表面形成有反光材料涂层。

[0019] 作为本发明的一种优选方案,所述捕集进气道内还没有气体密度检测机构,所述气体密度检测机构用于对所述飞行环境中的气体密度进行检测;

[0020] 所述制冷机构还包括开关机构,用于在所述气体密度低于目标阈值时,开启所述制冷机构,否则关闭所述制冷机构。

[0021] 作为本发明的一种优选方案,所述制冷机构还包括调节机构,用于根据飞行位置或者飞行位置对应的环境变化对所述辐射散热式制冷装置的制冷能力进行调节,以将所述目标区域的壁面降温至目标温度。

[0022] 作为本发明的一种优选方案,所述飞行器在飞行过程中与恒星之间的相对位置影响所述捕集进气道的壁面温度,所述飞行器上设有用于监测飞行环境变化的飞行环境检测机构,所述捕集进气道内设有用于监测所述目标区域温度变化的目标区域温度检测机构;

[0023] 所述飞行环境检测机构用于通过对飞行环境的物理参数进行检测以确定飞行环境的变化,所述飞行环境的物理参数包括光线强度;

[0024] 所述目标区域温度检测机构用于在确定所述飞行环境发生变化后对新的飞行环境中的所述目标区域进行温度检测,并与原飞行环境中目标区域的温度进行比对以确定所述目标区域的壁面温度变化值。

[0025] 作为本发明的一种优选方案,所述飞行器的处理系统在所述飞行器的飞行速度不变时预先计算所述飞行器朝向恒星的时间段以及背向恒星的时间段,调控所述调节机构在所述飞行器朝向恒星的时间段内提高所述制冷机构的制冷能力,且调控所述调节机构在所述飞行器背向恒星的时间段内降低所述制冷机构的制冷能力。

[0026] 作为本发明的一种优选方案,所述调节机构在接收地球控制中心发送的制冷能力调控指令后实现对所述制冷机构的制冷调控工作,在所述地面控制中心确定所述飞行器即将进入朝向恒星轨道时向所述飞行器发送控制指令,所述调节机构根据所述控制指令提高所述制冷机构的制冷能力,在所述地面控制中心确定所述飞行器即将进入背向恒星轨道时向所述飞行器发送控制指令,所述调节机构根据所述控制指令降低所述制冷机构的制冷能力。

[0027] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果:

[0028] (1) 本发明提供的辐射预冷的稀薄气体捕集装置,采用辐射散热式制冷装置将粒子正向流入后撞击的进气道的壁面的温度降低,降低壁面反射的反弹粒子的速度,从而降低了反弹粒子反向逃逸的概率,达到提高气体捕获率的目的,采用的半导体制冷装置不需要任何制冷剂,可连续工作,没有污染源没有旋转部件,不会产生回转效应,没有滑动部件的一种固体片件,工作时没有震动、噪音、寿命长,安装容易。

[0029] (2) 本发明通过控制降温达到目标温度等方式,把反射粒子的流动方式转化为滑移流,甚至连续流。使得进入进气道内的气体均被捕集。这样,在稀薄程度较高的轨道,由于气体捕集效率的增加,使得飞行器可在稀薄程度较高的轨道上捕获足够的推进工质,避免传统的吸气式推力器由于捕获不到足够的工质而难以持续运行的问题。

[0030] (3) 本发明具有较好的灵活性,可以在空气较稀薄的环境中开启制冷机构,而在轨道环境气体密度较高,或者气体收集量充足而不需再收集时,可关闭制冷机构以降低飞行器电量的消耗。

附图说明

[0031] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对实施方

式或现有技术描述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示例性的,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,还可以根据提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0032] 图1为本发明实施例提供的空气颗粒触壁反弹的原理图

[0033] 图2为本发明实施例提供的稀薄气体捕集装置的结构示意图;

[0034] 图3为本发明实施例提供的图2中的A结构的放大示意图;

[0035] 图4为本发明实施例提供的稀薄气体捕集装置工作调控方式的结构框图;

[0036] 图5为本发明实施例提供的稀薄气体捕集装置实现方法的流程示意图。

[0037] 图中的标号分别表示如下:

[0038] 1-制冷机构;2-辐射屏蔽罩;3-捕集进气道;4-开关机构;5-气体密度检测机构;6-飞行环境检测机构;7-目标区域温度检测机构;8-调节机构;

[0039] 11-半导体制冷片;12-热端散热组件;

[0040] 111-半导体制冷片冷端;112-半导体制冷片热端。

具体实施方式

[0041] 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做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。

[0042] 如图1所示,本发明提供了一种半导体预冷的稀薄气体捕集装置,根据稀薄气体动力学的公式表明,在与物体相联系的坐标系中,散射分子的平均速度只与壁温 T_e 有关,因此,降低壁面温度可以显著降低反射分子的平均速度(最可几速度)。本实施方式基于这一原理,利用辐射散热式制冷装置将粒子正向流入后撞击的进气道的壁面的温度降低,降低壁面反射的反弹粒子的速度,从而降低了反弹粒子反向逃逸的概率,达到提高气体捕获率的目的。

[0043] 也就是说,本实施方式提供的辐射预冷的稀薄气体捕集装置,采用辐射散热式制冷装置将粒子正向流入后撞击的进气道的壁面的温度降低,降低壁面反射的反弹粒子的速度,从而降低了反弹粒子反向逃逸的概率,达到提高气体捕获率的目的,通过控制降温达到目标温度等方式,把反射粒子的流动方式转化为滑移流,甚至连续流。使得进入进气道内的气体均被捕集。这样,在稀薄程度较高的轨道,由于气体捕集效率的增加,使得飞行器可在稀薄程度较高的轨道上捕获足够的推进工质,避免传统的吸气式推力器由于捕获不到足够的工质而难以持续运行的问题。

[0044] 如图2至图4所示,本实施方式提供的稀薄气体捕集装置包括捕集进气道3和制冷机构1,其中捕集进气道3为飞行器的吸气式电推进系统提供收集空气颗粒的气道,吸气式电推进系统通常由捕集进气道、增压贮存器和电推力器三大部分组成,通过对捕集进气道的设计,来确保吸气式电推进系统捕获足够的气体。

[0045] 制冷机构1设置于进气道的壁面上的目标区域,用于在捕集进气道3进行气体捕集过程中对捕集进气道的壁面目标区域进行降温以将目标区域的壁面降温至目标温度,使得目标区域反射的反弹粒子的速度降低来提高气体捕集效率。

[0046] 本实施方式通过降低壁面温度,可以显著降低反射分子的平均速度,本实施方式提供的方案正是利用这一原理,利用辐射散热式制冷装置将粒子正向流入后撞击的进气道的壁面的温度降低,降低壁面反射的反弹粒子的速度,从而降低了反弹粒子反向逃逸的概率,达到提高气体捕获率的目的。

[0047] 本实施方式提供的制冷机构1为半导体制冷装置,半导体制冷又称电子制冷,或者温差电制冷,它利用特种半导体材料构成的P-N结,形成热电偶对,产生珀尔帖效应,即通过直流电制冷的一种新型制冷方法。

[0048] 为了可以将目标区域进行有效降温,具体的,半导体制冷装置包括至少一组半导体制冷片组件;每组半导体制冷片组件均与目标区域的外侧表面相连,半导体制冷片组件的数量可以根据目前区域的尺寸选择确定,可以是一组也可以是多组串联或并联使用。

[0049] 具体的,该半导体制冷片组件可以包含多种形式,在一种实现方式下,本实施方式提供的每组半导体制冷片组件包括至少一个半导体制冷片11,每个半导体制冷片11的半导体制冷片冷端111均与目标区域的外侧表面相抵接,半导体制冷片由N型和P型半导体联结的热电偶对,当有电流通过热电偶对时会产生Peltier效应,两端之间就会产生热量转移,热量就会从一端转移到另一端,从而产生温差形成冷热端。将半导体制冷片冷端111与捕集器壁面联结,半导体制冷片热端112可以与具有较大辐射面积的被动式散热器联结,可以实现捕集器壁面向散热器的热传递,从而降低捕集器表面的温度。

[0050] 为了进一步的提高该半导体制冷装置对目标区域的降温效果,各组半导体制冷片组件包含的所有半导体制冷片11与目标区域的外侧表面相抵接部位的面积之和不小于目标区域的面积,以确保各个半导体制冷片与目标区域的接触面不小于目标区域的面积,从而增加达到半导体制冷片冷端111吸热接触面,有利于目标区域的热量向半导体制冷片热端112传递。

[0051] 在具体选择半导体制冷片11时,半导体制冷片11可以包括一个电偶对也可以包括多个电偶对,具体的,在一种实现方式,本实施方式提供半导体制冷片11包括至少一个由N型半导体以及P型半导体联结形成的电偶对。在另一种实现方式下,半导体制冷片11可以包括叠加安装的多个电偶对。在散热良好的条件下,设置一个电偶对的一级半导体制冷片可以实现冷热端 60°K 的温差,而叠加安装两个电偶对的两级半导体制冷片可以实现 120°K 的温差,电偶对的具体叠加数量,可以根据需要形成的温差所确定。

[0052] 在原理上,半导体制冷片是一个热传递的工具。当一块N型半导体材料和一块P型半导体材料联结成的热电偶对中有电流通过时,两端之间就会产生热量转移,热量就会从一端转移到另一端,从而产生温差形成冷热端。但是半导体自身存在电阻当电流经过半导体时就会产生热量,从而会影响热传递。而且两个极板之间的热量也会通过空气和半导体材料自身进行逆向热传递。当冷热端达到一定温差,这两种热传递的量相等时,就会达到一个平衡点,正逆向热传递相互抵消。此时冷热端的温度就不会继续发生变化。为了达到更低的温度,可以采取散热等方式降低热端的温度来实现。为了解决上述问题,本申请实施例可以提供半导体制冷片组件包括热端散热组件12,每个半导体制冷片热端112均与热端散热组件12相抵接。

[0053] 该热端散热组件12可以是风扇以及散热片等,其作用主要是为制冷片的热端散热。通常半导体制冷片冷热端的温差可以达到 $40\sim 65$ 度之间,如果通过主动散热的方式来

降低热端温度,那冷端温度也会相应的下降,从而达到更低的温度。由于本实施方式提供的半导体制冷装置应用在航天器上,虽然采用设置风扇等主动散热部件可以达到更好的散热效果,但是设置风扇等主动散热部件不但会增加电量的消耗,还会增加航天器的自身重量。为此,本实施方式提供的热端散热组件12为辐射散热片机构,该辐射散热片可以为具有较大表面积的辐射散热片机构,该散热片可以包括采用铝合金材质制作翅片以及采用铜材质制作而成的基座,各个翅片均与该基座相连,该基座与半导体制冷片的热端相连,上述散热片机构既有铝合金材质价格低廉、重量轻等优点,同时又具备铜优良的导热性能。

[0054] 为了进一步的提高该辐射散热式制冷装置对目标区域的降温效果,吸热管道11与目标区域的外侧表面相抵接部位的表面积不小于目标区域的面积。确保该吸热管道11与目标区域的接触面不小于目标区域的面积,可以增加达到吸热管道11的吸热接触面,有利于目标区域的热量向吸热管道11的传递。

[0055] 在捕集进气道3周围均布置该半导体制冷装置后,飞行器在飞行过程中的轨道分为朝向恒星轨道和背向恒星轨道以分别形成朝向背向恒星热辐射来流侧和朝向恒星热辐射来流侧,朝向恒星热辐射来流侧的热端散热组件12的外表面还设有与捕集进气道3相连的热辐射屏蔽罩2,热辐射屏蔽罩2对朝向恒星热辐射来流的热端散热组件12所在区域形成遮挡,且热辐射屏蔽罩2的表面形成有反光材料涂层。

[0056] 为了提高该制冷机构的整体降温效果,避免恒星热辐射来流影响半导体制冷装置的降温效果,本实施方式在制冷机构1的外侧配置有辐射屏蔽罩2,辐射屏蔽罩2用于对各个半导体制冷装置朝向恒星热辐射来流的区域形成遮挡,该辐射屏蔽罩可以与飞行器相连,对制冷机构1朝向恒星辐射来流进行遮挡,防止恒星辐射来流照射到半导体制冷装置降低降温效果。该辐射屏蔽罩可以选择任何一种能够对恒星热辐射来流进行屏蔽的装置。

[0057] 其中,目标区域可以是捕集进气道3包含的任何会产生粒子反弹的部位,同时,该捕集进气道3还可以是任何形式的进气道,例如其中一种实现方式,捕集进气道3包括收缩通道,辐射散热式制冷装置至少为一台,该捕集进气道3在实际应用中,捕集进气道3可以包括准直管道以及与其相连的收缩通道,由于气体的热运动速度相对于飞行器约8km/s的宏观速度来说非常小,因此恒星热辐射来流可以认为是被充分校准后平行于轨道的均匀自由分子流,准直管道可以被设计为与来流平行,因此来流与准直器的相撞概率较小,可见准直管道的壁面的温度降低对于提高捕集效率影响不大。

[0058] 由于恒星热辐射来流与收缩通道的碰撞几率较大,因此本申请选择在收缩通道上配置该制冷机构1,用于降低收缩通道的壁面温度,达到提高捕集效率的目的。同时,该制冷机构可以包括一个或多个辐射散热式制冷装置,只要保证各个制冷机构的吸热管道与收缩通道的外侧表面相接触即可。

[0059] 捕集进气道3包括收缩通道以及位于收缩通道下游的平直通道,目标区域为收缩通道的部分壁面,且收缩通道至少包括一个背向恒星热辐射来流的表面,所有半导体制冷片组件抵接在收缩通道上的背向恒星热辐射来流的外侧表面,或者目标区域包括收缩通道的所有壁面以及收缩通道下游的至少一部分通道,所有半导体制冷片组件分别沿收缩通道的外侧表面的周向以及收缩通道下游的至少一部分通道的周向均匀布置。

[0060] 即在具体选择目标区域时,可以根据制冷效率确定收缩通道的一部分作为目标区域,也可以将收缩通道的整体作为目标区域。

[0061] 当目标区域为收缩通道的至少一部分壁面,即选择收缩通道的一部分作为目标区域进行制冷降温,具体的,至少一部分收缩通道包括背向恒星热辐射来流的一面。由于飞行器在围绕行星运行时,使得进气道通常会有一面始终朝向恒星,另一面始终背向恒星。由于本申请实施例提供的半导体制冷装置需要将热端吸收的热量通过热端散热组件释放至太空中,背向恒星的一面不会受到来自恒星的热辐射,将目标区域确定为收缩通道背向恒星热辐射来流的一面,可以保证热端散热组件不会出现由于接受恒星热辐射使其温度过高,无法进行散热的问题。

[0062] 为了进一步提高降温效果,将至少一个半导体制冷装置包含的半导体制冷片冷端111均与收缩通道背向恒星热辐射来流的外侧表面相抵接。确保半导体制冷片冷端111与收缩通道背向恒星热辐射来流的一面的外侧表面接触,可以保证收缩通道背向恒星热辐射来流的外侧表面的热量可以更好的被半导体制冷片冷端111转移,进而通过半导体制冷片热端112和热端散热组件12释放至太空中,达到快速降温的目的。

[0063] 在另一种实现方式下,目标区域为收缩通道的所有壁面以及收缩通道下游的平直管道的至少一部分通道,可以降低与收缩通道撞击反射的所有反弹粒子的速度,达到提高捕集效率的目的。

[0064] 在实际应用中,由于收缩通道的直径可能较大,要实现收缩通道的所有壁面进行降温,本实施方式的半导体制冷装置包括多组半导体制冷片组件,多组半导体制冷片组件分别沿收缩通道的外侧表面的周向以及收缩通道下游的至少一部分通道的周向均匀布置。可以采用多个小尺寸的半导体制冷装置环绕该收缩通道布置的方式,即可以达到使收缩通道整体进行降温的目的,还可以使得该半导体制冷装置小型化标准化生产,在实际使用时,只需要根据收缩通道的尺寸,选择合适的数量的半导体制冷装置进行安装即可。

[0065] 确定目标区域后,通过对目标区域进行降温即可使其对反射的反弹粒子进行降速,降低其由捕集进气道1逆向弹出的概率,其中,目标温度根据反弹粒子的种类和反弹粒子的目标速度设定,制冷机构1通过反弹粒子降至目标温度以使得反射粒子的流动方式转化为滑移流,且进入进气道内的空气颗粒均被捕集。

[0066] 为了实现上述目的,制冷机构1用于将目标区域的壁面降温至目标温度,目标面温度为根据反弹粒子的种类以及目标速度所确定,本实施方式提供一种实施例,反弹粒子为气体分子和/或气体原子,目标速度选择为反弹粒子的平均速度(最可几速度,即气体中拥有这个速度的分子数量最多)。根据该捕集装置应用的飞行环境中包含的气体种类以及反弹粒子形成滑移流或连续流所需的速度,确定捕集进气道1的目标温度。一般来说,目标温度比飞行器背向恒星热辐射来流的一面的温度低60K-100K,那么该目标温度为该气体捕集装置应用于地球低轨道飞行环境中捕集到的空气包含的分子反射后形成滑移流或连续流的实现温度,从而防止空气经由进气道逆向弹出。

[0067] 由于飞行器在围绕天体飞行过程中,可能会出现飞行器在一段时间位于天体朝向恒星一面,飞行器在另一段时间位于背向恒星的一面。由于飞行器在朝向恒星的一面时,捕集进气道1的整体会在恒星热辐射来流作用下获得较高温度,而飞行器在背向恒星一面时,捕集进气道1的整体温度会迅速降低。

[0068] 因此,为了达到节约飞行器电能以及延长制冷机构使用寿命的目的,本实施方式上述提供的辐射散热式制冷装置还包括调节机构8,用于在飞行环境发生变化且目标区域

的温度发生变化时,对制冷机构1的制冷能力进行调节以将目标区域的壁面降温至目标温度。

[0069] 通过这种调节机构8,本实施方式的制冷机构1可以根据飞行器所处的飞行环境以及目标区域的实时温度,对制冷机构的制冷能力进行调节,即能达到提高捕集效率的目的,又能达到节能的效果。

[0070] 具体的,调节机构8对制冷机构1的制冷能力进行调节时,可以根据预先设定的固定调节方式进行调节。例如,其一,当飞行器飞行速度不变时,其围绕星球转动一圈的时间固定,可以根据预先计算获得的飞行器朝向恒星的时间段以及背向恒星的时间段,在朝向恒星的时间段内,可以提高制冷机构的制冷能力,在背向恒星的时间段内可以降低制冷机构的制冷能力,其二,还可以通过地球控制中心向飞行器发送制冷机构1的制冷能力调节指令的方式,实现对制冷机构1的制冷能力进行调节。例如,当地面控制中心确定飞行器即将进入朝向恒星环境轨道时,可以由地面发送控制指令,控制制冷机构1的制冷能力提高。

[0071] 飞行器还可以通过自身携带的环境监测机构对当前所处的飞行环境进行检测,确定当前环境是否发生变化,最终形成动态调节方式。具体的,吸气式电推进系统上设有飞行环境检测机构6,进气道内设有目标区域温度检测机构7;飞行环境检测机构6用于通过对飞行环境的物理参数进行检测以确定飞行环境的变化;目标区域温度检测机构7用于在确定飞行环境发生变化后对新的飞行环境中的目标区域进行温度检测,并与原飞行环境中目标区域的温度进行比对以确定目标区域的壁面温度变化值。

[0072] 该飞行环境检测机构6可以采用多种形式,由于飞行器在进入行星背对恒星的轨道段后,由于恒星的热辐射来流被行星阻挡,因此可以采用类似光线强度传感器等设备实现飞行环境的检测。

[0073] 由于飞行器在飞行过程中,可能会出现上下变轨运行的情况,由于不同高度轨道包含的气体密度差异很大,因此可能出现在某些高度轨道上运行时,气体的密度足够大,无需采用该装置提高气体的捕集效率,即能满足推进系统的进气要求。因此,本实施方式的捕集进气道1内还没有气体密度检测机构5,气体密度检测机构5用于对飞行环境中的气体密度进行检测,制冷机构1包括开关机构4,用于在气体密度低于目标阈值时,开启制冷机构1,否则关闭制冷机构1。

[0074] 该气体密度检测机构5可以实时对飞行环境中的气体密度进行检测,当气体的密度较高时可以将该制冷机构1关闭,达到节约电能的目的。在空气稀薄的飞行环境中还可以开启保证获得目标捕集效率。

[0075] 总之,本实施方式通过对捕集进气道1的壁面进行降温,降低了壁面反弹粒子的速度,从而降低了粒子反向逃逸的概率,达到提高捕获率的目的。消除了由于自由分子流效应造成的分子撞击壁面后反射,逆向弹出捕集器的问题。

[0076] 同时,本实施方式还提供了对捕集进气道1的壁面降温开关控制方式以及壁面降温大小控制方式,当空气密度足够大时,即使存在反弹粒子也不影响空气颗粒的吸气量,那么此时可以不启动制冷机构1,从而起到节能的目的,而当空气密度小于足量吸入燃烧的阈值时,则启动制冷机构,对捕集进气道1的壁面进行降温,降低了壁面反弹粒子的速度,从而降低了粒子反向逃逸的概率,达到提高捕获率的目的。

[0077] 另外,飞行环境检测机构6用于通过对飞行环境的物理参数进行检测,确定飞行环

境是否发生变化,当飞行器在进入背对恒星的轨道段后,由于接受的恒星热辐射量比较少,因此调控制冷机构的制冷能力降低以将壁面温度降低至目标温度,当飞行器在进入朝向恒星的轨道段后,由于接受的恒星热辐射量比较多,因此调控制冷机构的制冷能力增强以将壁面温度降低至目标温度,从而实现节约电能以及提高气体的捕集效率的双功能。

[0078] 为了进一步的说明上述对稀薄气体捕集装置的工作方式,如图5所示,本实施方式还提供了一种基于半导体的稀薄气体捕集装置的实现方法,包括以下步骤:

[0079] 步骤100、将至少一个制冷机构设置于气体捕集器的进气道壁面的目标区域,且实时检测飞行器的飞行环境;

[0080] 步骤200、实时采集空气密度,且根据空气密度开启或关闭制冷机构以降低电量消耗;

[0081] 步骤300、根据气体捕集器内的反弹粒子种类和目标速度设定目标区域的目标温度,且根据飞行器的飞行环境变化或飞行位置动态调控制冷机构的制冷能力,对进气道的壁面目标区域进行降温,以使得目标区域反射的反弹粒子的速度降低。

[0082] 根据需要对制冷机构的制冷能力进行调节,保证即可以提高捕集效率又能够达到节约电能,减少飞行器电能消耗的目的。具体的调节方法可以包括:

[0083] 在飞行环境发生变化且目标区域的温度发生变化时,调节制冷机构的制冷能力,以用于将目标区域的壁面降温至目标温度。

[0084] 对飞行环境的物理参数进行检测,确定飞行环境是否发生变化,在确定飞行环境发生变化后,通过对新的飞行环境中目标区域的温度进行检测,并与原飞行环境中目标区域的温度进行比对,以确定目标区域的温度是否发生变化。

[0085] 根据飞行器的固定飞行速度,确定飞行器绕地球转动一圈时分别朝向热辐射来流的时间段以及背向热辐射来流的时间段,且在飞行器朝向热辐射来流的时间段提高制冷机构的制冷能力,在飞行器背向热辐射来流的时间段降低制冷机构的制冷能力。

[0086] 对飞行环境中的气体密度进行检测;在气体密度低于目标阈值时,开启制冷机构,否则关闭制冷机构。

[0087] 本实施方式提供的辐射预冷的稀薄气体捕集装置,采用辐射散热式制冷装置将粒子正向流入后撞击的进气道的壁面的温度降低,降低壁面反射的反弹粒子的速度,从而降低了反弹粒子反向逃逸的概率,达到提高气体捕获率的目的,采用的半导体制冷装置不需要任何制冷剂,可连续工作,没有污染源没有旋转部件,不会产生回转效应,没有滑动部件的一种固体片件,工作时没有震动、噪音、寿命长,安装容易。

[0088] 另外,本实施方式通过控制降温达到目标温度等方式,把反射粒子的流动方式转化为滑移流,甚至连续流。使得进入进气道内的气体均被捕集。这样,在稀薄程度较高的轨道,由于气体捕集效率的增加,使得飞行器可在稀薄程度较高的轨道上捕获足够的推进工质,避免传统的吸气式推力器由于捕获不到足够的工质而难以持续运行的问题。

[0089] 进一步的,本实施方式还具有较好的灵活性,可以在空气较稀薄的环境中开启制冷机构,而在轨道环境气体密度较高,或者气体收集量充足而不需再收集时,可关闭制冷机构以降低飞行器电量的消耗。

[0090] 以上实施例仅为本申请的示例性实施例,不用于限制本申请,本申请的保护范围由权利要求书限定。本领域技术人员可以在本申请的实质和保护范围内,对本申请做出各

种修改或等同替换,这种修改或等同替换也应视为落在本申请的保护范围内。

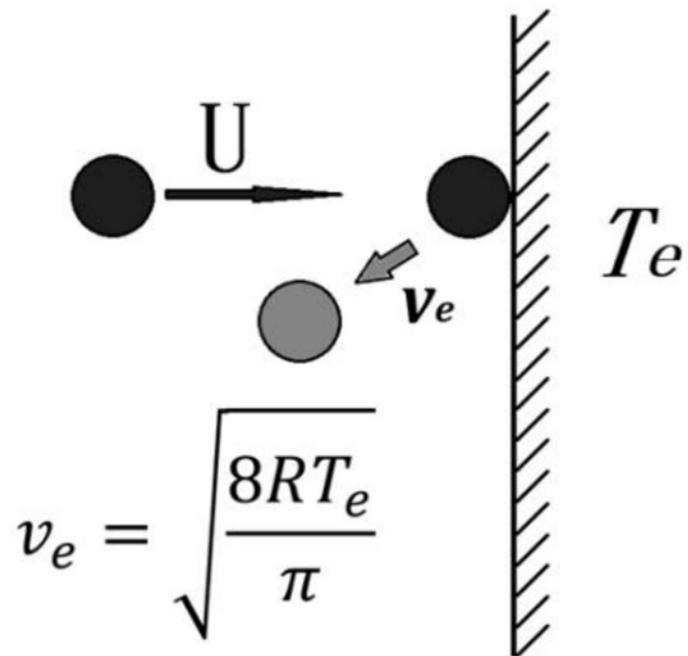


图1

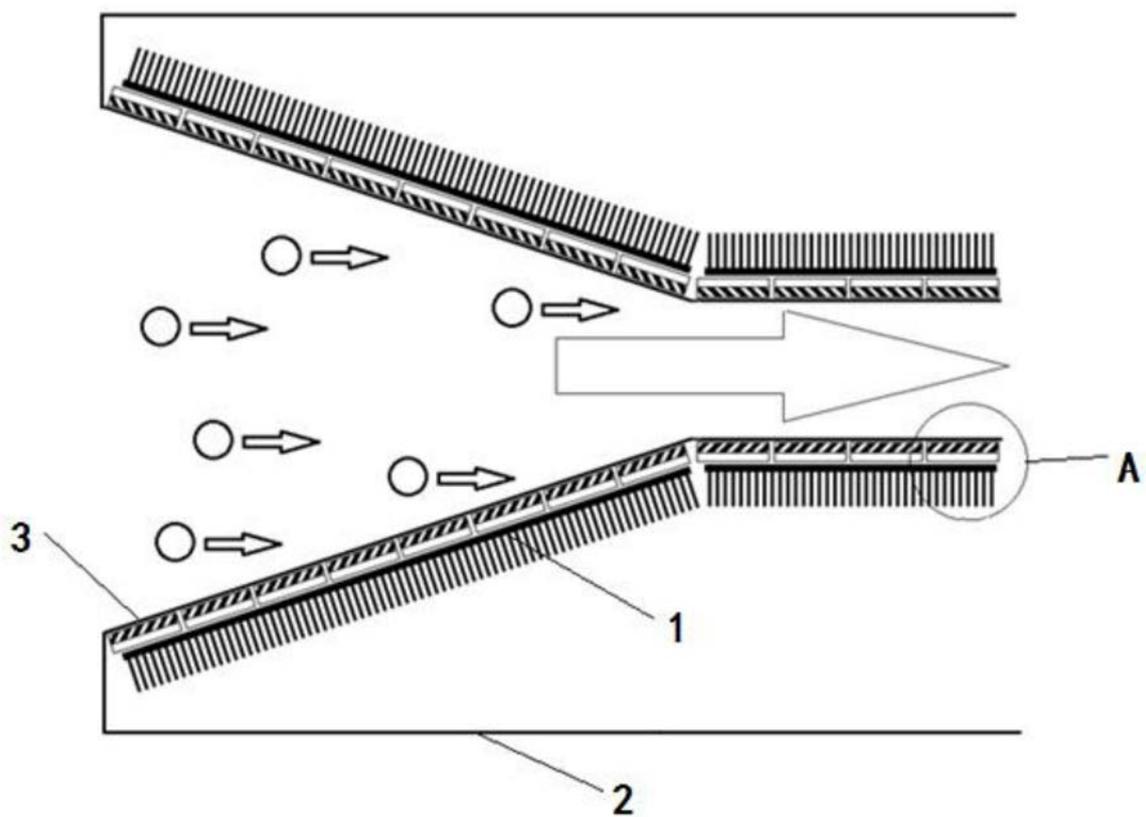


图2

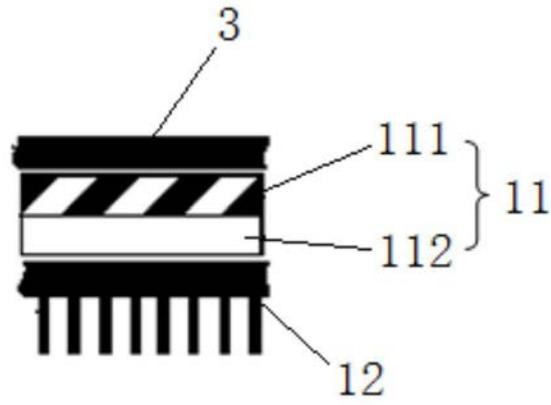


图3

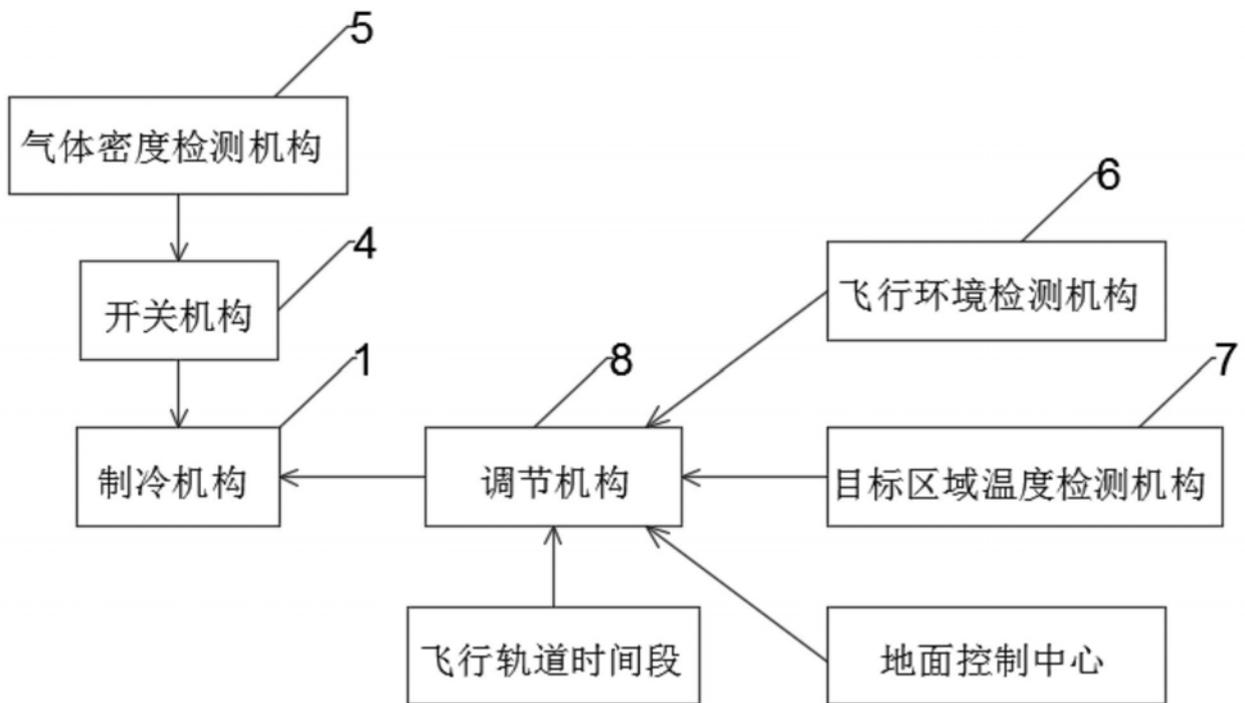


图4

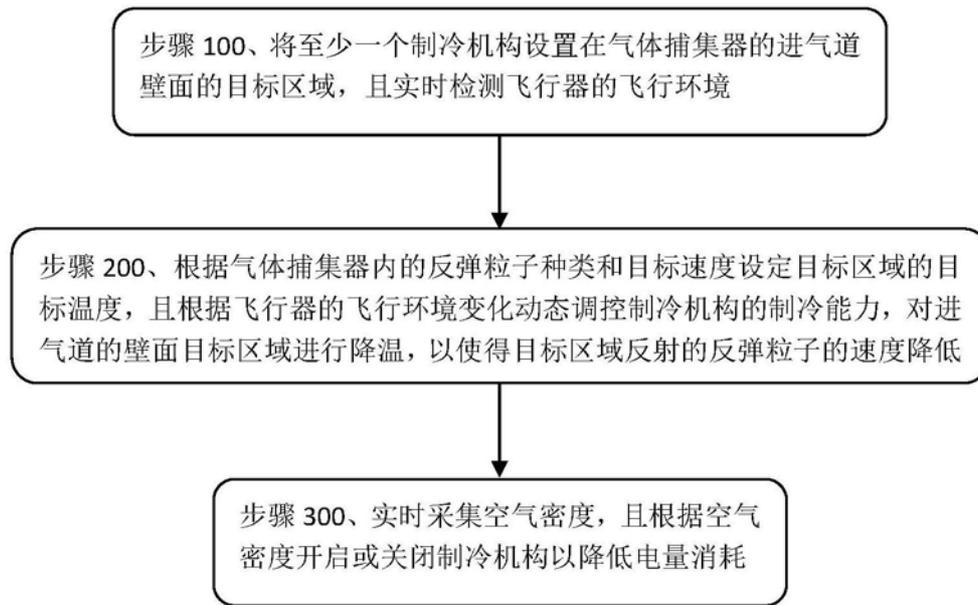


图5