



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113048032 A

(43) 申请公布日 2021.06.29

(21) 申请号 202110480055.7

(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 黄河激 刘洪伟 孟显 李腾

肖雅彬 杨超 曹进文 贺建武

(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)

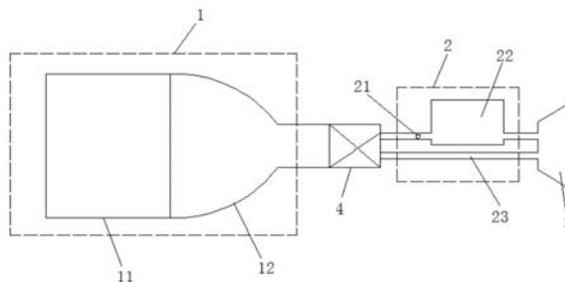
权利要求书3页 说明书11页 附图2页

(54) 发明名称

一种吸气式电推进系统

(57) 摘要

本发明公开了一种吸气式电推进系统,包括用于捕集飞行环境中的气体,以形成推进工质的捕集机构,与捕集机构的推进工质的输出端连接的供给机构,供给机构用于提供应用于不同飞行环境中的推进工质供给方式以及与供给机构的推进工质供给端连接的推力发生机构;其中,供给机构根据飞行环境确定的推进工质供给方式将推进工质供给至推力发生机构,以适应推力发生机构在不同飞行环境中工作时所需的推进工质的供气压强;本申请可以根据不同飞行环境中包含的大气压力和密度不同,在增压供给以及直接供给之间进行切换,使应用该系统的飞行器在高轨道运行时,供给推力发生机构的推进工质的压强满足推力发生机构自身所需的供气压强,实现节约能耗的目的。



1. 一种吸气式电推进系统,其特征在于,包括:

捕集机构(1),用于捕集飞行环境中的气体,以形成推进工质;

供给机构(2),与所述捕集机构(1)的推进工质的输出端连接,所述供给机构(2)用于提供应用于不同飞行环境中的推进工质供给方式;

推力发生机构(3),与所述供给机构(2)的推进工质供给端连接;

其中,所述供给机构(2)根据飞行环境确定的推进工质供给方式将所述推进工质供给至所述推力发生机构(3),以适应所述推力发生机构(3)在不同飞行环境中工作时所需的推进工质的供气压强。

2. 根据权利要求1所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,还包括:

调节机构(4),所述调节机构(4)配置于所述捕集机构(1)与所述供给机构(2)之间,且通讯连接所述供给机构(2),所述调节机构(4)用于在所述飞行环境发生变化且其中的气体的压力和密度发生变化时,对所述供给机构(2)的供给方式进行调节,使所述供给机构(2)以所述目标供给方式向所述推力发生机构(3)供给推进工质。

3. 根据权利要求2所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,还包括:

飞行环境监测机构,与所述调节机构通讯连接,用于通过对飞行环境的物理参数进行检测,确定所述飞行环境是否发生变化;

第一参数检测机构,与所述飞行环境监测机构通讯连接,用于接收所述飞行环境监测机构的检测结果,并在确定所述飞行环境发生变化后,对新的飞行环境中的气体的压力和密度进行检测,并与原飞行环境中的气体的压力和密度进行比对,确定飞行环境的所述气体的压力和密度的变化情况;

所述调节机构(4)与所述第一参数监测机构通讯连接,并根据所述第一参数检测机构确定的所述飞行环境的所述压力和密度变化结果对所述供给机构(2)的推进工质的供给方式进行调节,以选定适合当前飞行环境的推进工质供给方式向所述推力发生机构(3)供给推进工质。

4. 根据权利要求3所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述供给机构(2)向所述推力发生机构(3)提供至少两种推进工质供给方式,包括:第一供给方式和/或第二供给方式;

所述第一供给方式包括将所述气体经增压储存后供给所述推力发生机构(3);

所述第二供给方式包括将所述气体直接供给所述推力发生机构(3)。

5. 根据权利要求4所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述飞行环境至少包括配合所述第一供给方式的第一飞行环境和/或配合所述第二供给方式的第二飞行环境;

所述供给机构(2)在所述第一飞行环境中通过所述第一供给方式将所述推进工质供给至所述推力发生机构(3);

所述供给机构(2)在所述第二飞行环境中通过所述第一供给方式和/或所述第二供给方式将所述推进工质供给至所述推力发生机构(3);

其中,所述捕集机构(1)被配置成在所述第二飞行环境中捕集到的气体的压强大于所述捕集机构(1)在所述第一飞行环境中捕集到的气体的压强。

6. 根据权利要求5所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述供给机构(2)包括第一供给流道组件以及第二供给流道组件;

所述供给机构(2)在选定的所述第一供给方式下,通过所述第一供给流道组件向所述推力发生机构(3)供给推进工质;

所述供给机构(2)在选定的所述第二供给方式下,通过所述第二供给流道组件向所述推力发生机构(3)供给推进工质。

7.根据权利要求6所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述第一供给流道组件包括增压器(21)以及气体贮箱(22);

所述第二供给流道组件包括至少一条等径的直供气管道(23)。

8.根据权利要求7所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述调节机构(4)包括设置在所述第一供给流道组件和所述第二流道组件的进气口处的气体流道转换装置,所述气体流道转换装置用于控制所述第一供给流道组件和/或第二供给流道组件的开关状态。

9.根据权利要求5所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述捕集机构(1)包括相连的准直通道(11)以及收缩通道(12);所述供给机构(2)的推进工质的供给端与所述收缩通道(12)相连;

其中,所述准直通道(11)上设置有伸缩组件(5),所述伸缩组件(5)用于飞行器在空间飞行过程中对所述准直通道(11)的在进气方向上的长度进行调节获得推进工质的气体捕集效率。

10.根据权利要求9所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述捕集机构(1)包括安装在所述准直通道(11)上的增强吸气装置,所述增强吸气装置用于将准直通道(11)的进气端的气体电离形成带电粒子,并将带电粒子捕获至所述准直通道(11)内。

11.根据权利要求10所述的一种吸气式电推进系统,其特征在于,所述增强吸气装置包括周向安装在所述准直通道(11)上的高能密度束发生机构和磁场发生机构;

所述高能密度束发生机构用于通过向所述准直通道的进气端所在的飞行环境中设定的第一目标区域发射高能密度束,将所述第一目标区域内的气体电离形成带电粒子;

磁场发生机构,周向设置在所述准直通道的进气端,用于在所述准直通道的进气端的周围形成磁场为所述带电粒子提供作用力,将所述带电粒子捕集入所述准直通道内;

其中,所述高能密度束的能量不低于气体电离所需的第一电离能。

12.根据权利要求11所述的吸气式电推进系统,其特征在于,还包括:

第二参数检测机构,安装在所述准直通道(11)上,用于对所述准直通道(11)的进气端的所述飞行环境中的气体的压力和密度进行检测;

开关机构,所述开关机构与所述第二参数检测机构通讯连接,用于接收第二参数检测而机构在所检测的所述气体的压力和密度均低于系统设定的目标阈值时产生的控制信号,开启所述增强吸气装置。

13.根据权利要求10所述的吸气式电推进系统,其特征在于,所述增强吸气装置还包括:

制冷机构(7),所述制冷机构(7)配置在由所述收缩通道(12)的壁面形成的第二目标区域,用于在所述捕集机构(1)进行气体捕集的过程中,通过对第二目标区域进行降温,将所述第二目标区域反射的反弹粒子的速度降低。

14.根据权利要求5所述的吸气式电推进系统,其特征在于,还包括:

气体压强检测机构,连接在所述捕集机构(1),用于对所述捕集机构(1)捕集到的气体

的压强进行检测,所述调节机构(4)根据压强检测结果对所述供给机构(2)的供给方式进行调节,使所述供给机构(2)以所述推进工质供给方式向所述推力发生机构(3)供给工质。

一种吸气式电推进系统

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器电推进技术领域,具体涉及一种吸气式电推进系统。

背景技术

[0002] 超低近地空间是一个具有战略意义的领域,主要用于地球观测,也可以用于民用和军事通信。在较低的海拔高度,地球观测平台可以通过提高有效载荷性能(提高图像分辨率和信噪比),同时减小尺寸和功率要求来提高竞争力。

[0003] 飞行器在太空停留或移动需要推力。一般而言,飞行器使用类似火箭的化学推进装置,但电推进器因效率更高而日益流行。然而,传统的电力推进系统仍要使用推进剂(如氙气),因此,飞行器的待机时间受限于携带的推进剂数量,而飞行器能携带的推进剂有限。而且为了抵消大气阻力,在距离地球表面几百公里范围内运行的飞行器消耗的推进剂更多。

[0004] 因此,吸气式电推进系统便应运而生了。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。

[0005] 吸气式电推进系统是通过捕集飞行环境中的气体作为工质来源,利用其产生推力,气体捕集效率以及向推进器供给工质的方式均对吸气式电推进系统的性能具有深远影响。

[0006] 综上,如何提供一种可以高效的捕集飞行环境中的大气作为推进工质,并能以最合适的方式向推进器供给推进工质的吸气式电推系统,成为需要本领域技术人员解决的技术问题。

发明内容

[0007] 本发明的目的在于提供一种吸气式电推进系统,以解决现有技术中如何提供可以高效的捕集飞行环境中的大气作为推进工质,并能以最合适的方式向推进器供给推进工质的吸气式电推系统的技术问题。

[0008] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

[0009] 一种吸气式电推进系统,包括:

[0010] 捕集机构,用于捕集飞行环境中的气体,以形成推进工质;

[0011] 供给机构,与所述捕集机构的推进工质的输出端连接,所述供给机构用于提供应用于不同飞行环境中的推进工质供给方式;

[0012] 推力发生机构,与所述供给机构的推进工质供给端连接;

[0013] 其中,所述供给机构根据飞行环境确定的推进工质供给方式将所述推进工质供给至所述推力发生机构,以适应所述推力发生机构在不同飞行环境中工作时所需的推进工质的供气压强。

[0014] 作为本发明的一种优选方案,还包括:

[0015] 调节机构,所述调节机构配置于所述捕集机构与所述供给机构之间,且通讯连接所述供给机构(2),所述调节机构用于在所述飞行环境发生变化且其中的气体的压力和密度发生变化时,对所述供给机构的供给方式进行调节,使所述供给机构以所述目标供给方式向所述推力发生机构供给推进工质;

[0016] 作为本发明的一种优选方案,还包括:

[0017] 飞行环境监测机构,与所述调节机构通讯连接,用于通过对飞行环境的物理参数进行检测,确定所述飞行环境是否发生变化;

[0018] 第一参数检测机构,与所述飞行环境监测机构通讯连接,用于接收所述飞行环境监测机构的检测结果,并在确定所述飞行环境发生变化后,对新的飞行环境中的气体的压力和密度进行检测,并与原飞行环境中的气体的压力和密度进行比对,确定飞行环境的所述气体的压力和密度的变化情况;

[0019] 所述调节机构与所述第一参数监测机构通讯连接,并根据所述第一参数检测机构确定的所述飞行环境的所述压力和密度变化结果对所述供给机构的推进工质的供给方式进行调节,以选定适合当前飞行环境的推进工质供给方式向所述推力发生机构供给推进工质。

[0020] 作为本发明的一种优选方案,所述供给机构向所述推力发生机构提供至少两种推进工质供给方式,包括:第一供给方式和/或第二供给方式;

[0021] 所述第一供给方式包括将所述气体经增压储存后供给所述推力发生机构;

[0022] 所述第二供给方式包括将所述气体直接供给所述推力发生机构。

[0023] 作为本发明的一种优选方案,所述飞行环境至少包括配合所述第一供给方式的第一飞行环境和/或配合所述第二供给方式的第二飞行环境;

[0024] 所述供给机构在所述第一飞行环境中通过所述第一供给方式将所述推进工质供给至所述推力发生机构;

[0025] 所述供给机构在所述第二飞行环境中通过所述第一供给方式和/或所述第二供给方式将所述推进工质供给至所述推力发生机构;

[0026] 其中,所述捕集机构被配置成在所述第二飞行环境中捕集到的气体的压强大于所述捕集机构在所述第一飞行环境中捕集到的气体的压强。

[0027] 作为本发明的一种优选方案,所述供给机构包括第一供给流道组件以及第二供给流道组件;

[0028] 所述供给机构在选定的所述第一供给方式下,通过所述第一供给流道组件向所述推力发生机构供给推进工质;

[0029] 所述供给机构在选定的所述第二供给方式下,通过所述第二供给流道组件向所述推力发生机构供给推进工质。

[0030] 作为本发明的一种优选方案,所述第一供给流道组件包括增压器以及气体贮箱;

[0031] 所述第二供给流道组件包括至少一条等径的直供气管道。

[0032] 作为本发明的一种优选方案,所述调节机构包括设置在所述第一供给流道组件和所述第二流道组件的进气口处的气体流道转换装置,所述气体流道转换装置用于控制所述第一供给流道组件和/或第二供给流道组件的开关状态。

[0033] 作为本发明的一种优选方案,所述捕集机构包括相连的准直通道以及收缩通道;

所述供给机构的推进工质的供给端与所述收缩通道相连；

[0034] 其中,所述准直通道上设置有伸缩组件,所述伸缩组件用于飞行器在空间飞行过程中对所述准直通道的在进气方向上的长度进行调节获得推进工质的气体捕集效率。

[0035] 作为本发明的一种优选方案,所述捕集机构包括安装在所述准直通道上的增强吸气装置,所述增强吸气装置用于将准直通道的进气端的气体电离形成带电粒子,并将带电粒子捕获至所述准直通道内。

[0036] 作为本发明的一种优选方案,所述增强吸气装置包括周向安装在所述准直通道上的高能量密度束发生机构和磁场发生机构；

[0037] 所述高能量密度束发生机构用于通过向所述准直通道的进气端所在的飞行环境中设定的第一目标区域发射高能量密度束,将所述第一目标区域内的气体电离形成带电粒子；

[0038] 磁场发生机构,周向设置在所述准直通道的进气端,用于在所述准直通道的进气端的周围形成磁场为所述带电粒子提供作用力,将所述带电粒子捕集入所述准直通道内；

[0039] 其中,所述高能量密度束的能量不低于气体电离所需的第一电离能。

[0040] 作为本发明的一种优选方案,还包括：

[0041] 第二参数检测机构,用于对所述准直通道的进气端的所述飞行环境中的气体的压力和密度进行检测；

[0042] 开关机构,所述开关机构与所述第二参数检测机构通讯连接,用于接收第二参数检测而机构在所检测的所述气体的压力和密度均低于系统设定的目标阈值时产生的控制信号,开启所述增强吸气装置。

[0043] 作为本发明的一种优选方案,所述增强吸气装置还包括：

[0044] 制冷机构,所述制冷机构配置在由所述收缩通道的壁面形成的第二目标区域,用于在所述捕集机构进行气体捕集的过程中,通过对第二目标区域进行降温,将所述第二目标区域反射的反弹粒子的速度降低。

[0045] 作为本发明的一种优选方案,还包括：

[0046] 气体压强检测机构,用于对所述捕集机构捕集到的气体的压强进行检测,所述调节机构根据压强检测结果对所述供给机构的供给方式进行调节,使所述供给机构以所述推进工质供给方式向所述推力发生机构供给工质。

[0047] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果：

[0048] 本发明提供的吸气式电推进系统,可以根据不同飞行环境中包含的大气压力和密度不同,在增压供给以及直接供给之间进行切换。可以使应用该系统的飞行器在高轨道运行时,供给推力发生机构的推进工质的压强满足推力发生机构自身所需的供气压强。还可以使应用该系统的飞行器在低轨道运行时,即能保证供给推力发生机构的推进工质的压强满足推力发生机构自身所需的供气压强又能节约能耗。

附图说明

[0049] 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。

[0050] 图1是本发明实施例提供的一种吸气式电推进系统的结构示意图；

[0051] 图2是本发明实施例提供的伸缩组件的结构示意图；

[0052] 图3是本发明实施例提供的高能量密度束增强吸气装置的结构示意图；

[0053] 图4是本发明实施例提供的预冷增强吸气装置的结构示意图。

[0054] 图中：

[0055] 1-捕集机构、11-准直通道、12-收缩通道、2-供给机构、21-增压器、22-气体贮箱、23-直供气管道、3-推力发生机构、4-调节机构、5-伸缩组件、51-固定部、52-伸缩部、53-驱动部、61-高能量密度束发生机构、62-磁场发生机构、63-高能量密度束、64-磁力线、7-制冷机构。

具体实施方式

[0056] 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。

[0057] 如图1所示，本发明提供了一种吸气式电推进系统，传统的吸气式电推进系统是在捕集进气道内设置增压装置，将捕集到的气体通过增压装置进行增压后供给推力器，这样的方式可以保证在高轨道飞行时，飞行环境中包含的气体的密度以及压力较小，捕集机构捕集到的气体通过增压装置进行增压后可以保证供给推力器的气体的压强满足推力器所需的供气压强(约1Pa)。但是当飞行器的飞行高度较低时，由于较低的飞行高度飞行环境中包含的气体的压力以及密度均较大，捕集机构捕集到的气体无需进行增压同样可以满足推力器所需的供气压强。而由于进气道内设置了增压装置使得气体无法直接供给推力器，不得不使增压装置一直处于工作状态，这样造成了大量的电能消耗(电能由飞行器提供)。

[0058] 本申请实施例提供的电推进系统可以根据不同飞行环境中包含的大气压力和密度不同，在增压供给以及直接供给之间进行切换。可以使应用该系统的飞行器在高轨道运行时，供给推力发生机构的推进工质的压强满足推力发生机构自身所需的供气压强。还可以使应用该系统的飞行器在低轨道运行时，即能保证供给推力发生机构的推进工质的压强满足推力发生机构自身所需的供气压强又能节约能耗。

[0059] 实施例：

[0060] 参见图1，为本发明实施例提供的一种吸气式电推进系统，如图1所示，该系统可以包括：

[0061] 依次相连的捕集机构1、供给机构2以及推力发生机构3；

[0062] 其中，所述供给机构2用于提供至少两种可选的供给方式，在其中一目标供给方式被选中后，以所述目标供给方式向所述推力发生机构3供给推进工质，所述推进工质包括所述捕集机构1捕集到的飞行环境中的气体。

[0063] 由于飞行器在运行过程中，飞行环境可能会发生变化，因此，本申请实施例还可以提供调节机构4，所述调节机构4配置于所述捕集机构1与所述供给机构2之间，所述调节机构3用于在所述飞行环境发生变化且其中的气体的压力和密度发生变化时，对所述供给机

构2的供给方式进行调节,使所述供给机构2以所述目标供给方式向所述推力发生机构3供给推进工质。

[0064] 本申请实施例提供的调节机构可以根据需要对供给机构的供给方式进行调节,调节的方式可以包含多种。

[0065] 例如,可以根据预先设定的固定调节方式进行调节;

[0066] 可以在地面根据飞行器的预定飞行轨道的高度,确定该高度飞行环境中气体的压力以及密度,根据该气体压力以及密度在地面设定该目标供给方式;

[0067] 还可以通过地球控制中心向飞行器发送供给方式调节指令的方式,实现对供给方式进行调节设定该目标供给方式。例如,当地面控制中心确定飞行器即将进入低轨道时,可以由地面发送控制指令,控制供给机构以直接供气的方式向推力发生机构供给推进工质。

[0068] 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包含的气体进行检测,确定当前飞行环境中的气体的压力以及密闭,最终形成动态调节方式进行调节。

[0069] 具体的,还包括飞行环境检测机构,用于通过对飞行环境的物理参数进行检测,确定所述飞行环境是否发生变化;第一参数检测机构,用于在确定所述飞行环境发生变化后,通过对新的飞行环境中的气体的压力和密度进行检测,并与原飞行环境中的气体的压力和密度进行比对,以确定所述气体的压力和密度是否发生变化。

[0070] 该飞行环境检测机构可以对飞行器飞行过程中,飞行轨道是否发生变化进行检测,当检测到飞行轨道发生变化后,第一参数检测机构即对新的飞行轨道形成的飞行环境包含的气体的压力以及密度进行检测,并与原飞行环境中的气体的压力和密度进行比对,以确定所述气体的压力和密度是否发生变化。当确定气体的压力以及密度发生变化后,则调节机构对供给机构的供给方式进行调节。

[0071] 可以理解的是,该目标供给方式可以包括多种供给方式,只要保证供给的推进工质的压强,满足推力发生机构自身工作所需的供气压强即可。例如,在一种实现方式下,所述目标供给方式包括第一供给方式和/或第二供给方式。在实际应用中,该目标供给方式可以包含三种方式,第一种只包含第一供给方式,第二种只包含第二供给方式,第三种同时包含第一供给方式以及第二供给方式。目标供给方式具体的选择可以根据飞行环境中的气体的压力以及密度进行确定。进一步的,所述第一供给方式包括将所述气体经增压储存后供给所述推力发生机构;所述第二供给方式包括将所述气体直接供给所述推力发生机构。

[0072] 第一供给方式与第二供给方式如何选择使用可以根据飞行环境的不同进行确定。

[0073] 例如,在一种实现方式下,所述飞行环境包括第一飞行环境以及第二飞行环境,所述捕集机构在所述第二飞行环境中捕集到的气体的压强大于在所述第一飞行环境中的气体的压强;

[0074] 所述第一飞行环境中的所述目标供给方式包括所述第一供给方式,所述第二飞行环境中的所述目标供给方式包括所述第一供给方式和/或所述第二供给方式。

[0075] 由于第一飞行环境中的气体的压力较小且密度较低,因此需要将捕集到的气体进行增压后再向推力发生机构供给,因此可以选择第一供给方式作为目标供给方式,实现增压储存供给。

[0076] 由于第二飞行环境中的气体的压力较大且密度较高,可以选择两种供给方式同时使用,这样可以保证增压装置可以减小功耗。

[0077] 可以理解的是,当捕集到的所述第二飞行环境中的气体的压强满足所述推力发生机构的供气压强时,还可以只选择第二供给方式作为目标供给方式,以直接供气的方式向所述推力发生机构供给推进工质,达到进一步节约能源的目的。

[0078] 该第一供给方式以及第二供给方式可以有多种实现方式,例如,本申请实施例可以提供所述供给机构包括第一供给流道组件以及第二供给流道组件,在所述第一供给方式下,通过所述第一供给流道组件向所述推力发生机构供给推进工质,在所述第二供给方式下,通过所述第二供给流道组件向所述推力发生机构供给推进工质。

[0079] 采用设置两条并联的供给流道组件的方式,即可以满足实现两种供给方式的要求,同时制作工艺简单,易于安装使用。

[0080] 在具体选择上述两种供给流道组件时,可以选用现有技术中任何可以实现两种功能的流道形式:

[0081] 例如,在一种实现方式下,所述第一供给流道组件可以包括增压器21以及气体贮箱22,所述第二供给流道组件可以包括至少一条等径的直供气管道23。采用增压器以及气体贮箱可以达到将捕集到的气体进行增压储存后作为推进工质供给推力发生机构,保证被增压的推进工质的压强满足推力发生机构所需的供气压强。该增压泵可以采用分子泵等,本申请实施例提供的增压泵与气体贮箱组合形成的增压系统,相对于设置磁铁等励磁增压系统具有结构简单,整体重量轻等优点。

[0082] 采用至少一条等径的直供气管道,可以实现将捕集机构捕集到的气体直接供给推力发生机构,等径的管道不会对气体的流速产生影响,保证进入推力发生机构内的推进工质满足供气压强。

[0083] 调节机构4的形式可以根据供给流道组件的形式选择适配的结构形式即可,例如,所述调节机构可以包括气体流道转换装置。通过该气体流道转换装置可以选择将第一供给流道组件与推力发生机构导通,还是将第二供给流道组件与推力发生机构导通,达到调节供给方式的目的。

[0084] 总之,本申请提供的吸气式电推进系统,可以根据飞行环境(飞行高度)的不同,来选择合适的供气方式。保证射频离子推力器即可以利用这些捕集的环境气体产生推力,以维持飞行器在超低轨道长期在轨飞行,同时又能够减少电能消耗。

[0085] 本申请实施例提供的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,捕集机构1对气体的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、捕集效率往往有限。为了解决这一问题,本申请实施例还可以提供所述捕集机构1包括相连的准直通道11以及收缩通道12;所述供给机构2与所述收缩通道12相连。准直通道以及收缩通道构成进气道。

[0086] 上述结构中,准直通道以及收缩通道都可以增加粒子正向通过概率,降低粒子的反向透射概率,达到提高气体捕集效率的目的。

[0087] 上述准直通道与收缩通道的设置,虽然可以在一定程度上提高气体捕集效率,但是准直通道长度通常为根据地面计算获得理论值确定后,形成固定长度,飞行器在空间飞行过程中准直通道的长度无法实现调节。

[0088] 经过大量研究发现捕集机构的准直通道的长度对于气体捕集效率具有一定的影响。捕集效率的影响可以通过航天器获得推力直观的进行体现。考虑实际飞行中的多种物

理效应和复杂大气环境。

[0089] 从工程角度出发,需要捕集机构在空间飞行中准直器的长度具有一定的自动调整能力以获得目标气体捕获率。该目标气体捕集效率可以为推进器为飞行器飞行过程中提供最合适推力。

[0090] 为了实现上述目的,如图2所示,本申请实施例还可以提供所述准直通道11包括伸缩组件5,所述伸缩组件5用于在飞行器在空间飞行过程中对所述准直通道11的长度进行调节以便获得目标气体捕集效率。

[0091] 本申请还提供位于捕集机构1的准直通道11的前端的准直器,伸缩组件5装于固定部的内侧形成可相对滑动的结构。

[0092] 在具体选择伸缩组件5时,可以选择任何可以驱动两个相互套装的管体相对运动的机构:

[0093] 例如,本申请实施例可以提供所述伸缩组件5可以包括:固定部51,所述固定部51用于与所述准直通道11固定相连;伸缩部52,所述伸缩部52与所述固定部51同轴向可滑动相连;驱动部53,所述驱动部53用于在飞行器在空间飞行过程中驱动所述伸缩部52沿所述固定部的轴向伸缩以实现所述准直通道11的长度调节。

[0094] 为了进一步提高气体捕集效率,所述固定部51以及所述伸缩部52各自的横截面具有相同的轮廓形状,所述固定部51与所述伸缩部52以相互嵌套的方式实现可滑动相连。

[0095] 固定部51以及伸缩部52的横截面的轮廓形状可以根据需要所确定,在实际应用中,只需要保证两者的轮廓形状相同使得嵌套后两者之间的缝隙较小即可。

[0096] 该驱动部53可以包括多种形式:

[0097] 例如,本申请实施例可以提供所述驱动部包括齿轮齿条机构以及驱动电机,所述齿轮齿条机构的齿轮座与所述固定部相连;所述齿轮座上形成有滑道,所述齿轮齿条机构的齿条与所述滑道配合连接;所述齿条的一端与所述驱动部相连;所述驱动电机的输出轴与所述齿轮相连。

[0098] 采用齿轮齿条机构实现伸缩部52的伸缩调节,具有调节精度高,调节速度快等优点。

[0099] 为了保证伸缩调节的平稳性,所述齿轮齿条机构包括沿所述固定部周向均匀布置的多组。所示齿轮齿条机构为直齿齿轮齿条机构,所述驱动电机为步进电机。

[0100] 步进电机是一种将电脉冲信号转换成相应角位移或线位移的电动机。每输入一个脉冲信号,转子就转动一个角度或前进一步,其输出的角位移或线位移与输入的脉冲数成正比,转速与脉冲频率成正比。

[0101] 步进电机旋转一定的角度齿轮即可以带动齿条移动一定的距离,保证距离调节精度更高。

[0102] 同时步进电机可以实现双向调节,因此伸缩部52无论伸长还是收缩均可以进行快速调节。可以想到的是,该驱动部53还可以是其他任何能实现嵌套的两个管体相互移动的装置。

[0103] 为了进一步提高气体捕集效率,本申请实施例还可以提供所述捕集机构1包括增强吸气装置。

[0104] 该增强吸气装置可以根据实际需要选择是否开启。是否开启可以通过预先设定的

开启方式确定,也可以在飞行器飞行过程中根据飞行环境自行确定。

[0105] 例如,在一种实现方式下还包括:第二参数检测机构,用于对所述飞行环境中的气体的压力和密度进行检测;开关机构,用于在所述气体的压力和密度均低于目标阈值时,开启所述增强吸气装置,否则关闭所述增强吸气装置。

[0106] 通过第二参数检测机构可以对当前飞行环境中的气体的压力以及密度进行检查,当压力以及密度均较小时,即可启动该增强吸气装置,在气体压力以及密度较大时,将其关闭,达到节能的目的。

[0107] 可以理解的是,该第二参数检测机构可以与第一参数检测机构为同一套机构,也可以单独设置形成两个独立的机构。

[0108] 在一些原本气体压力和密度较小的飞行环境中不适合直接供气的情况下,由于采用该增强吸气装置后,可以提高气体的捕集效率,使得捕集机构1最终捕集到的气体的压力以及密度有可能满足推力发生机构3的供气压强,因此可以采用直接供气的供给方式。

[0109] 具体的,气体压强检测机构,用于对所述捕集机构1捕集到的气体的压强进行检测,所述调节机构4根据压强检测结果对所述供给机构2的供给方式进行调节,使所述供给机构2以所述目标供给方式向所述推力发生机构3供给推进工质;所述压强检测结果包括压强是否满足所述推力发生机构3的供气压强。

[0110] 当检测到的压强检测结果满足推力发生机构的供气压强后,即可将目标供给方式调节为直接供气方式,达到节约能源的目的。

[0111] 上述采用具有伸缩组件5的准直通道11可以达到一定的提高捕集效率的目的,但是由于该伸缩结构不能改变准直通道11进气口的截面积,准直通道11进气口形成的基础可捕集区域大小为根据进气道截面尺寸所确定,因此要通过增加捕集面的方式提高捕集效率,只能采用增大准直通道11自身截面尺寸的方式,但是由于准直通道11尺寸的增大势必会增加飞行器的重量,使得飞行器无论在发射还是飞行过程中都会增加能量消耗。

[0112] 因此,如图3所示,本申请实施例还可以提供所述增强吸气装置包括高能量密度束发生机构61,所述高能量密度束发生机构61用于通过向飞行环境中第一目标区域发射高能量密度束63,将所述第一目标区域内的气体电离形成带电粒子;所述高能量密度束的能量不低于所述气体电离所需的第一电离能;磁场发生机构62,用于通过形成于所述准直通道11周围的磁场为所述带电粒子提供作用力,将所述带电粒子捕集入所述准直通道11内。

[0113] 第一电离能是基态的气态原子失去最外层的一个电子所需的能量。当电子束发射的能量达到气体电离所需的第一电离能后,气态原子形成+1价气态阳离子,即能满足形成带动粒子的要求同时又可以达到节约能量的目的。

[0114] 具体的,所述第一目标区域可以是准直通道11对应的基础可捕集区域(通常是进气道迎风面积对应的区域),或者,在另一种实现方式下,该第一目标区域还可以包括所述准直通道11的基础可捕集区域及其外围区域,以增加气体捕集截面。

[0115] 该目标区域范围可以根据实际需要进行确定,保证其位于飞行器气体捕集系统的正前方且大于准直通道11自身的截面区域即可。

[0116] 具体的,所述高能量密度束发生机构61包括激光束发生机构和/或电子束发生机构。采用激光发生机构发生具有一定能量的激光束即可对目标区域的气体进行电离。采用电子束发生机构发射电子束即可对目标区域内的气体进行电离。

[0117] 磁场发生机构可以通过磁体等装置产生磁场,使得准直通道的进气口处形成磁力线64,以使所述带电粒子沿所述磁力线64进入所述准直通道内。

[0118] 进一步的,为了提高磁场与带电粒子之间的作用力,将带电粒子引导至进气道内,所述磁场发生机构62可以包括配置于所述进气道周向的均匀布置的多块永磁体或环绕所述进气道周向的电磁线圈。

[0119] 另外,具体的磁场包括在所述准直通道11的进气口处形成的磁喷管构型的磁力线64,以使所述带电粒子更有效地沿所述磁力线64进入所述进气道内。

[0120] 为了达到该目的,所述磁场发生机构3可以位于所述准直通道11周向靠近所述进气道的进气口位置处,以便在所述进气道的进气口处形成的磁喷管构型的磁力线64。

[0121] 该磁喷管构型的磁力线64由准直通道11内侧向进气道基础可捕集区域及其外围区域逐步扩散,保证准直通道11的基础可捕集区域及其外围区域内电离形成的带电粒子均可与磁力线64相互作用,最终沿着磁力线64运动、收缩、汇聚到准直通道11内。

[0122] 该高密度束发生机构61通过高密度束将进气道基础可捕集区域及其外围区域包含的气体分子、原子预电离形成带电粒子,电离形成的带电粒子会沿着形成于准直通道11周围的磁场进入准直通道11内。

[0123] 由于不但可以将准直通道11基础可捕集区域内的气体电离还可以将其外围区域内包含的气体电离,因此相对于传统的只能捕集准进气道基础捕集区域内的气体而言,在不改变进气道尺寸的前提下增加了捕集截面,达到提高气体捕集效率的目的。

[0124] 另外,上述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。

[0125] 但是本申请发明人发现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。

[0126] 根据稀薄气体动力学,在与物体相联系的坐标系中,如图3所示,并参见下述公式,散射分子的平均速度 v_e 只与壁温 T_e 有关。

$$[0127] \quad v_e = \sqrt{\frac{8RT_e}{\pi}}$$

[0128] 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)。

[0129] 基于上述原理:

[0130] 如图4所示,本申请实施例还可以提供所述增强吸气装置包括制冷机构7,所述制冷机构7配置于收缩通道12壁面的第二目标区域,用于在捕集机构1进行气体捕集的过程中,通过对第二目标区域进行降温,将所述第二目标区域反射的反弹粒子的速度降低。

[0131] 在具体选择第二目标区域时,可以将收缩通道12的整体作为第二目标区域,也可以根据制冷效率确定收缩通道12的一部分作为目标区域。

[0132] 例如,在一种实现方式下,所述第二目标区域包括收缩通道12的至少一部分壁面。

[0133] 可以选择收缩通道12的一部分作为第二目标区域进行制冷降温,具体的,至少一部分所述收缩通道12包括所述收缩通道12背向恒星热辐射来流的一面。

[0134] 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。

[0135] 由于本申请实施例提供的制冷机构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12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。

[0136] 在具体选择制冷机构7的结构时,可以选用任何一种可以在飞行器使用,且能对收缩通道的壁面进行有效制冷的装置。

[0137] 例如,本申请实施例可以提供所述制冷机构7包括辐射散热式制冷机构和/或半导体制冷机构。

[0138] 具体的,辐射散热是指机体以辐射方式将热传给外界较冷物体的一种散热形式。辐射散热主要取决于机体体温与周围较冷环境温度之间的差值。体温与周围环境差值越大,则辐射散热量就越多。

[0139] 该辐射散热式制冷机构选择任何可以对目标区域的热量进行吸收,且可以将吸收的热量向外散发的辐射散热式制冷机构。

[0140] 所述辐射散热式制冷机构可以用于以气化相变的吸热效应原理或以无相变的等熵高速流动的吸热效应原理实现对所述目标区域进行降温。

[0141] 气化相变的吸热效应原理是利用液体在低温下的蒸发过程及固体在低温下的熔化或升华过程向被冷却物体吸收热量的制冷方式,可见在辐射散热式制冷机构内设置可产生气化相变的冷却工质即可实现将目前区域进行降温。

[0142] 无相变的等熵高速流动的吸热效应原理是气体在辐射散热式制冷机构做等熵流动,达到一定速度后气体在流场中在同一流线上两个点的温度会发生显著变化,可见在辐射散热式制冷机构内设置在等熵高速流动下会产生温度变化的冷却工质即可实现将目前区域进行降温。

[0143] 可见在实际应用中,可以选择上述两种方式中的任意一种,只需根据实际应用场合选择在辐射散热式制冷机构内设置相应的冷却工质即可。

[0144] 本申请实施例提供的半导体制冷机构可实现半导体制冷,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。

[0145] 为了可以将第二目标区域进行有效降温,具体的,所述半导体制冷机构可以包括至少一组半导体制冷片组件;每组所述半导体制冷片组件均与所述目标区域的外侧表面相连。

[0146] 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。

[0147] 本申请实施例提供的上述方案可以利用制冷机构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,达到提高气体捕集效率的目的。

[0148] 该推力发生机构3可以选用任何一种可以使用捕集机构1捕集到的气体作为工质的推力器,例如,本申请实施例可以提供所述推力发生机构3具体为射频离子推力器。

[0149] 射频离子推力器在物理本质中指出射频离子推力器具备以下几个优点：

[0150] 1、高放电效率：射频是电离气体最有效的方法之一，而且射频不需要传统的永磁体、或螺线管产生的磁场来约束等离子体。

[0151] 2、低电子温度：射频离子推力器电离室中的电子温度比考夫曼型低得多。因此，与电子温度成正比的准中性内等离子体及其周围的电势降也低于电离室材料和屏栅材料的溅射阈值，栅极和电离室受到等离子体侵蚀的影响大幅下降。

[0152] 3、多价电离占比极少：低的电子温度意味着少的多价电离，典型值少于1%。多价电离会导致电流增加，放电效率降低，功推比增大。因此，少的多价电离可以保证推力器高效工作，同时降低对电离室和栅极的侵蚀。

[0153] 4、等离子体密度与射频功率接近线性关系：等离子体密度与射频功率近似成正比。这意味着点电离不完全时增加射频功率即增大等离子体密度，而不是增加电子温度。

[0154] 5、电离过程非常稳定：射频电离本质上是稳定的。离子和电子在“体等离子体”内部产生，也就是说，在电离室中，离子和电子的数量取决于所提供的功率。另一方面，电子和离子在电离室表面重新结合，电离与复合的平衡是稳定的。

[0155] 工程应用时的优点：1、热的影响较小：射频不需要磁场，而考夫曼型离子推力器和微波等离子体推力器都需要，而永磁体以及电磁线圈均会受到热的严重影响。同时，如果采用的是电磁线圈，还需要做好线圈之间的绝缘，而射频线圈之间是有较大的空隙的，足以保证绝缘的可靠性。

[0156] 2、高压绝缘性良好：射频离子推力器一般采用绝缘性能良好的陶瓷或者石英玻璃作为电离室，电离室与栅极及周围环境之间无需做任何绝缘处理。

[0157] 3、推力可控性：射频功率和束流电流之间的明确关系和电离的固有稳定性提供了有效的推力控制策略。在不采用主动的推力控制系统下可以让推力器连续运行100h，推力的漂移不超过0.3%。其稳定性取决于电子的运动，不需要外部磁场和其他附加场来约束。当采用高精度的电源和闭环控制时，RIT-22的推力稳定性可以优于0.1% ($\pm 1\text{mA}@2380\text{mA}$ 束流电流)。

[0158] 4、超快推力控制：如果射频功率发生变化，电离会在几个射频周期内建立新的平衡，所以推力可以在几微秒之内达到一个新平衡，因此整个推进系统的推力响应时间取决于控制推力器的电子设备的响应速度，而不是其自身。

[0159] 5、推力噪声：推力器固有的推力稳定性结合推力的快速响应，射频推力器的推力噪声非常低，且束流电压对推力的影响也很小，因为电压的开方与推力成比例，例如1400V的高压下增加1V对推力的影响不超过1ppm。

[0160] 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。

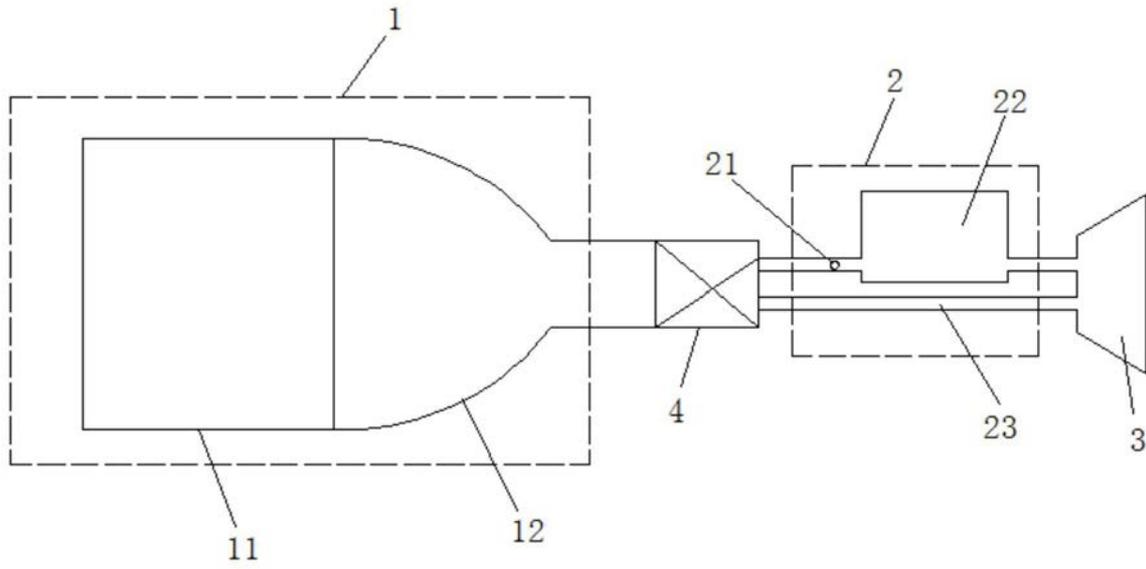


图1

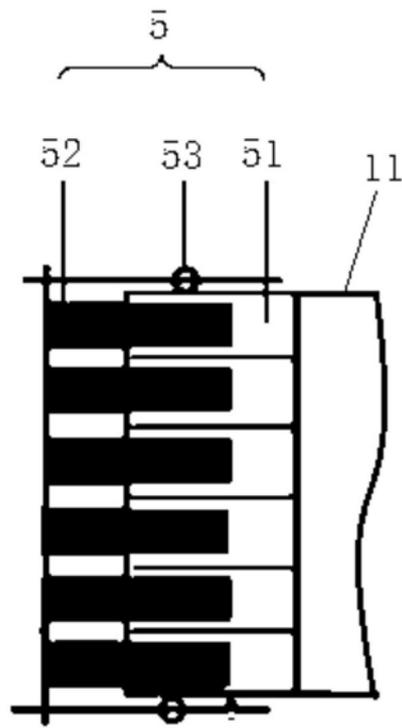


图2

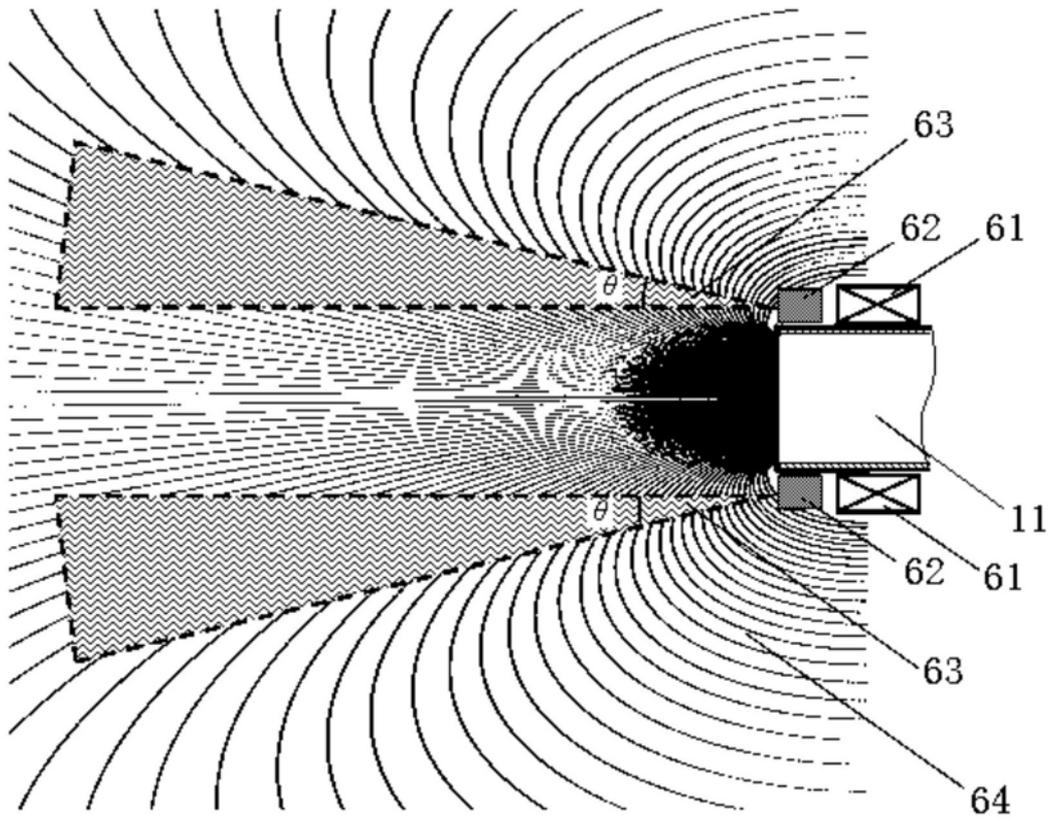


图3

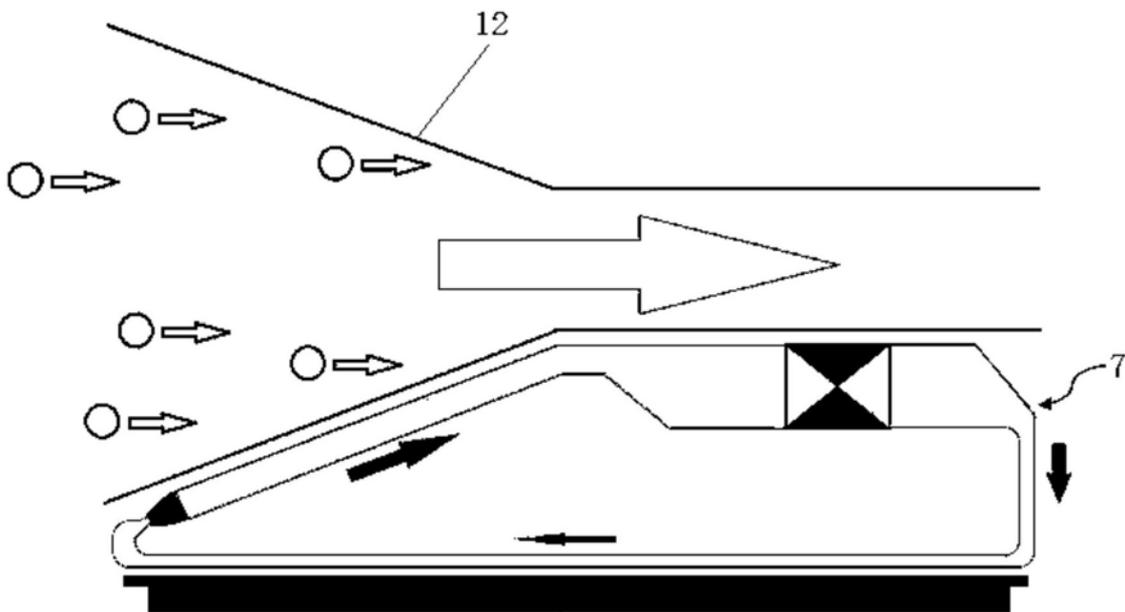


图4