



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102767497 A

(43) 申请公布日 2012. 11. 07

(21) 申请号 201210270034. 3

(22) 申请日 2012. 08. 01

(66) 本国优先权数据

201210159715. 2 2012. 05. 22 CN

(71) 申请人 北京卫星环境工程研究所

地址 100094 北京市海淀区友谊路 104

(72) 发明人 易忠 张超 孟立飞 姜海富

刘业楠 肖琦 姜利祥 于兆吉

(51) Int. Cl.

F03H 1/00 (2006. 01)

H05H 1/24 (2006. 01)

权利要求书 1 页 说明书 3 页 附图 1 页

(54) 发明名称

基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统及推进方法

(57) 摘要

一种基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统,包括两端开口的推进装置外筒、原子氧收集装置设置在向前推进的外筒前端,通过磁约束装置与射频发生装置和离子回旋波加热装置密封连接,离子回旋波加热装置内的螺旋波放电氧等离子体入口和出口处分别设置有另一磁约束装置,原子氧收集装置对进入推进装置外筒前端的空间原子氧进行增压,增压后的空间原子氧在射频发生装置段以螺旋波放电方式进行电离,在离子回旋波加热装置内使电离后的氧等离子体中的氧离子的动能增加,通过调整离子回旋波加热装置内的磁约束装置改变喷出口处的磁场位型,使氧离子的周向运动转变为平行运动,氧离子喷出所述喷出口后为航天器提供推进力。与传统的携带燃料的电推进技术相比,利用空间环境粒子的无燃料推进系统无需携带工质,并可以实现航天器在轨全寿命周期工作。

1. 一种基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统,包括两端开口的推进装置外筒、依次设置在推进装置外筒内部的原子氧收集装置、射频发生装置和离子回旋波加热装置,原子氧收集装置设置在向前推进的推进装置外筒的前端,其依次通过磁约束装置分别与射频发生装置和离子回旋波加热装置密封连接,离子回旋波加热装置内的螺旋波放电氧等离子体入口和出口处分别设置有另一磁约束装置,原子氧收集装置对航天器前行过程中进入推进装置外筒前端的空间原子氧进行增压,增压后的空间原子氧在射频发生装置段以螺旋波放电方式进行电离,在离子回旋波加热装置内使电离后的氧等离子体中的氧离子吸收离子回旋波的能量引起其动能增加,通过调整离子回旋波加热装置内的磁约束装置改变喷出口处的磁场位型,使氧离子的周向运动转变为平行运动,氧离子喷出所述喷出口后为航天器提供推进力。

2. 如权利要求 1 所述的无燃料航天器推进系统,其中,所述原子氧收集装置为截面积逐渐缩小的原子氧收集装置。

3. 如权利要求 2 所述的无燃料航天器推进系统,其中,所述原子氧收集装置为喇叭型的原子氧收集装置。

4. 如权利要求 1 所述的无燃料航天器推进系统,其中,射频发生装置中的螺旋波放电方式通过射频放电产生,且离子回旋波加热装置内的离子回旋波通过射频装置产生。

5. 如权利要求 1-4 任一项所述的无燃料航天器推进系统,其中,所述调整磁场位型是指将磁场调整为发散磁场。

6. 如权利要求 1-5 任一项所述推进系统的用途,其中,将该推进系统设置在航天器的两侧,利用轨道空间环境中的原子氧作为工质,经过螺旋波方式电离、离子回旋加热,再经加速喷出来推进航天器的在轨运动。

基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统及推进方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航天器推进及空间环境利用的技术领域,具体涉及一种利用空间原子氧的无燃料推进在规航天器运动的系统及利用该系统推进在规航天器一直运动的推进方法。

背景技术

[0002] 空间推进技术一般可以分为化学推进、电推进,以及其他一些推进技术(如太阳帆、绳系推进等)。目前,绝大部分飞行器的主推进器采用的是化学推进。而电推进作为先进的推进技术也正在得到越来越多的关注。

[0003] 化学推进是利用化学能将航天器送入预定空间轨道和实现在轨机动的推进技术。化学推进最突出的特点是可以提供大推力,一直以来是航天领域使用最多的推进技术。化学发动机是目前长寿命三轴姿控稳定卫星、自旋卫星一般都必须采用的一种控制执行部件。化学发动机的工作方式有两种:脉冲工作和稳态工作。脉冲工作主要用于卫星的姿态调整或位置保持;稳态工作主要用于卫星的轨道机动。

[0004] 电推进系统利用太阳能电池帆板或核反应堆发电产生的电能给推进剂提供能量,使推进剂可以产生远高于普通化学推力器产生的喷气速度。电推进的高比冲可以降低系统质量、节约推进剂提高寿命、增加有效载荷,除了应用在长寿命通讯卫星上以提高卫星平台性能外,电推进更可以完成常规推进系统无法完成的任务。

[0005] 化学推进和电推进都需要携带一定量的工质,不仅占用了航天器的平台重量,大大增加了发射成本,同时航天器的在轨运行寿命也主要取决于所携带燃料的量,依靠携带燃料的推进模式极大的制约了航天器平台功能扩展以及服役寿命的延长。因此,当前国际航天界正积极发展以空间环境利用为基础的各类推进技术。包括太阳帆、磁帆、磁发动机等都是利用空间环境中的光、电、磁等为基础发展而来的新技术。

发明内容

[0006] 因此,本发明解决的问题是现有携带燃料的航天器推进方法发射成本高,航天器在轨寿命主要依赖于燃料携带数量从而导致航天器在轨寿命受限的问题。本发明通过利用空间原子氧作为推进工质,使得在空间环境中进行在轨运动的航天器能够一直进行空间旋转运动而不受空间环境中微小阻力的影响。

[0007] 为了解决上述技术问题,本发明采用了如下的技术方案。

[0008] 一种基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统,包括两端开口的推进装置外筒、设置在推进装置外筒内部的原子氧收集装置、射频发生装置和离子回旋波加热装置,原子氧收集装置设置在向前推进的推进装置外筒的前端,其依次通过磁约束装置分别与射频发生装置和离子回旋波加热装置密封连接,离子回旋波加热装置内的螺旋波放电氧等离子体入口和出口处分别设置有另一磁约束装置,原子氧收集装置对航天器前行过程中进入推进装置外筒前端的空间原子氧进行增压,增压后的空间原子氧在射频发生装置段以螺旋波放

电方式进行电离,在离子回旋波加热装置内使电离后的氧等离子体中的氧离子吸收离子回旋波的能量引起其动能增加,通过调整离子回旋波加热装置内的磁约束装置改变喷出口处的磁场位型(即磁力线的形状和分布),使氧离子的周向运动转变为平行运动,氧离子喷出所述喷出口后为航天器提供推进力。

[0009] 进一步地,上述原子氧收集装置为截面积逐渐缩小的原子氧收集装置,优选为喇叭型的原子氧收集装置。

[0010] 进一步地,射频发生装置中的螺旋波放电方式通过射频放电产生,且离子回旋波加热装置内的离子回旋波通过射频装置产生。

[0011] 进一步地,上述调整磁场位型是指将磁场调整为发散磁场。

[0012] 一种上述推进系统的用途,其中,将该推进系统设置在航天器的两侧,利用轨道空间环境中的原子氧作为工质,经过螺旋波方式电离、离子回旋加热,再经加速喷出来推进航天器的在轨运动。

[0013] 与传统电推进技术相比,本发明的推进系统无需携带工质,大大降低了发射成本,并可实现航天器在轨全寿命周期工作,具有巨大优势。

附图说明

[0014] 图1为本发明的基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统示意图。

[0015] 图中:1-空间原子氧;2-推进装置外筒;3-原子氧收集装置;4-射频发生装置;5-磁约束装置;6-螺旋波放电氧等离子体;7-离子回旋波加热装置;8-磁约束装置;9-离子喷焰。

具体实施方式

[0016] 以下结合附图对本发明的基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统进行详细说明,具体实施方式仅为示例的目的,并不旨在限制本发明的保护范围。

[0017] 参照图1,本发明的基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统,包括两端开口的推进装置外筒2、设置在推进装置外筒2内部的原子氧收集装置3、射频发生装置4和离子回旋波加热装置7,原子氧收集装置3设置在随着在轨航天器向前推进的推进装置外筒2的前端,空间原子氧1随着在轨航天器的前进运动而冲入原子氧收集装置3中,原子氧收集装置3通过射频发生装置4两端设置的磁约束装置与射频发生装置4的一端进行密封连接,然后射频发生装置4另一端同样通过该端的磁约束装置与离子回旋波加热装置7密封连接,从空间原子氧1的进入端到空间原子氧进入射频发生装置4的进入端,原子氧收集装置3的截面积呈逐渐缩小,例如喇叭型的原子氧收集装置。原子氧收集装置3对航天器前行过程中进入推进装置外筒前端的原子氧进行增压,增压后的空间原子氧在射频发生装置4以螺旋波放电方式进行电离,且离子回旋波加热装置中从射频发生装置4中排出的螺旋波放电氧等离子体6进入该加热装置,该加热装置的螺旋波放电氧等离子体6进口和出口都分别设置有另一磁约束8,在离子回旋波加热装置7内使电离后的氧等离子体中的氧离子吸收离子回旋波的能量引起其动能增加,通过调整离子回旋波加热装置7中螺旋波放电氧等离子体6进口和出口处的磁约束装置改变出口处的磁场位型(即磁力线的形状和分布),使氧离子的周向运动转变为平行运动,氧离子喷出所述出口后为航天器提供推进力,

其喷出的等离子体为离子喷焰。其中,调整磁场位型是指将磁场调整为发散磁场,发散磁场是指从离子回旋波加热装置内部向着氧离子喷出口磁场的磁力线呈放射状向外延伸。

[0018] 本发明的基于空间原子氧的无燃料航天器推进系统特别适用于推进空间环境中在轨运动的航天器,使用该推进系统时,将该推进系统设置在航天器的两侧,利用轨道空间环境中的原子氧作为工质,经过螺旋波方式电离、离子回旋加热,再经加速喷出来推进航天器的在轨运动。

[0019] 为了简单说明无燃料推进系统在空间的使用过程,可以将无燃料推进系统简化为一个圆筒形的空间粒子收集器,安装在航天器的特定位置,随航天器运动同时收集轨道空间环境中的原子氧,300km 轨道环境中存在着数密度约为 $10^{15}/\text{m}^3$ 的 AO,其平均热运动速度与航天器运动速度相比可以忽略,因而可以将轨道上的 AO 视为不动,二者的相对运动速度为航天器运动速度,约为 8km/s(取第一宇宙速度)。

[0020] 一个 AO 电离为离子氧,如果经射频加热等方式将水平动能增加至 1KeV,由 $Ft = \Delta(mv)$, $v = \sqrt{\frac{2E}{m}}$, 可得:

$$[0021] \quad Ft = \sqrt{2mE}$$

[0022] 则一个 O^+ 可获得的冲量约为 0.3×10^{-20} (N·S)。

[0023] 假设航天器携带一个截面积 1m^2 的 AO 收集器,则单位时间内可收集的 AO 数量为:

$$[0024] \quad N = nV = nSvt$$

[0025] 其中, n 为轨道 AO 数密度 ($10^{15}/\text{m}^3$), S 为收集器横截面积 (1m^2), v 为航天器运行速度(约 8km/s),则单位时间内收集的 AO 数量 8×10^{18} 个。

[0026] 由 $Ft = \Delta(\overline{MV}) = \Delta(nmv)$ 可知,在粒子加速能量固定的前提下,利用空间原子氧可获得的推力与其电离率成正比例关系。当前,美国相关单位采用螺旋波放电方法,在一定条件下可以获得 100% 电离的等离子体。以此为参考,将收集的 AO 全部电离并将氧离子加速至 1KeV,可获得总冲量为 $Ft = 2.4 \times 10^{-2}$ (N·S),获得推进力为 24mN。

[0027] 基于空间原子氧的无燃料推进,可获得的推力与单位时间收集的原子氧通量密度、电离率以及离子加热能量成正比例关系。如果将收集器半径设置为 1m,单位时间收集的原子氧 100% 电离,且氧离子加热至 1KeV 的情况下,可获得推力约为 70mN。即使电离率在 50% 的条件下,也可获得 35mN 的推力。

[0028] 尽管上文对本发明的具体实施方式进行了详细的描述和说明,但应该指明的是,我们可以对上述实施方式进行各种改变和修改,但这些都脱离本发明的精神和所附的权利要求所记载的范围。

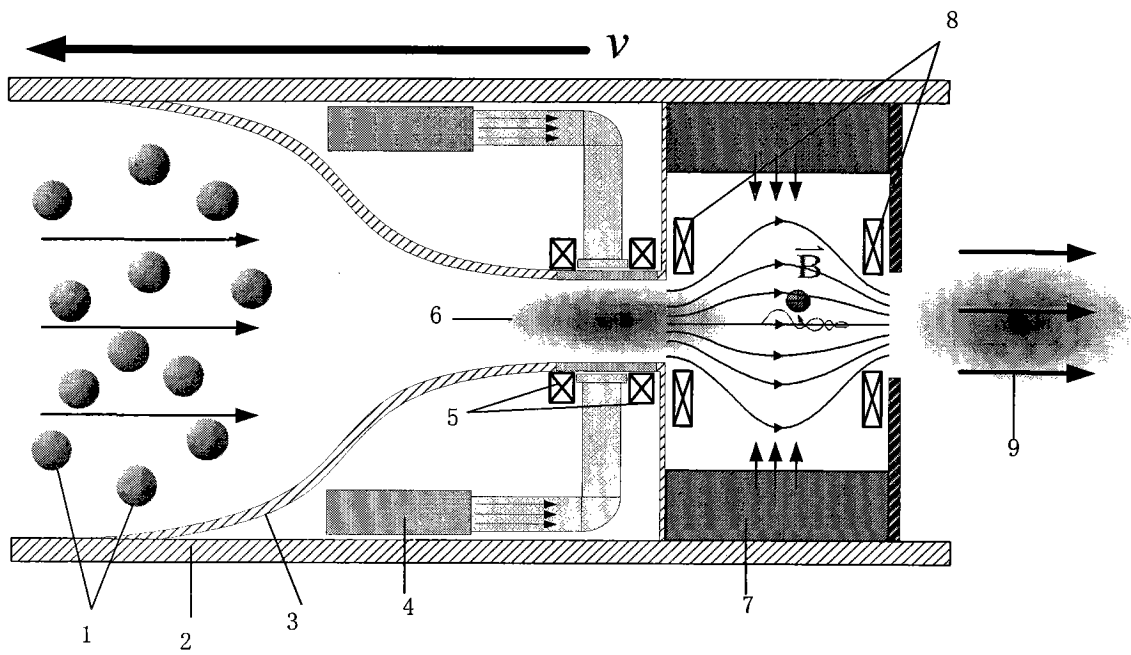


图 1