(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 115556948 A
(43)申请公布日 2023.01.03

(21)申请号 202211452911.9

(22)申请日 2022.11.21

(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 苑朝凯 王春

(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
专利代理师 胡剑辉

(51)Int.Cl.
B64D 45/00(2006.01)
B64C 30/00(2006.01)

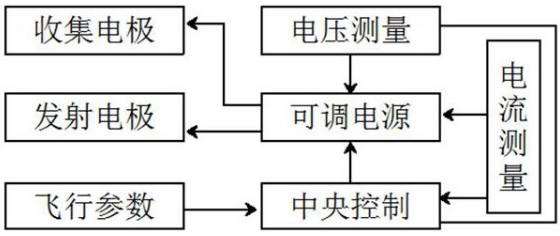
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

一种高超飞行器尖前缘热防护方法及其系统

(57)摘要

本发明提供了一种高超飞行器尖前缘热防护方法及其系统，包括：利用材料的热电子发射效应将高超飞行器尖前缘处高热流密度区域的热载荷转移至低热流密度的区域，以降低热流密度峰值和梯度；然后在热载荷被转移到的区域使用现有热防护技术，以对热载荷被转移到的区域进行热防护。基于该方法的系统包括位于高超飞行器尖前缘的发射电极、收集电极和为发射电极提供负偏电压的可调电源，及连接可调电源的中央控制模块，结合飞行参数控制可调电源，调整负偏电压进而改变热载荷转移能力，实现对高超飞行器尖前缘的热防护。本发明具有高温自启动、不改变飞行器外形、可长时间使用等特点，能够解决现有高超飞行器热防护技术无法应用于尖前缘结构的难题。



CN 115556948 A

1.一种高超飞行器尖前缘热防护方法,其特征在于,方法包括:

利用热电子发射效应将高超飞行器尖前缘处高热流密度区域的热载荷转移至低热流密度区域,以降低热流密度峰值和梯度;然后在热载荷被转移到的区域使用现有热防护技术,以对所述热载荷被转移到的区域进行防护;

其中高热流密度区域是指高超飞行器尖前缘所在的区域,低热流密度区域是高超飞行器尖前缘的流场下游热流密度低于尖前缘的区域,而且低热流密度区域的结构空间大于高超飞行器尖前缘处的结构空间。

2.根据权利要求1所述的一种高超飞行器尖前缘热防护方法,其特征在于,

在所述高超飞行器尖前缘和所述热载荷被转移到的区域之间连接有可调电源,以对所述高超飞行器尖前缘施加负偏电压,通过控制可调电源的负偏电压,改变所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度,进而实现对热载荷转移能力的控制。

3.根据权利要求2所述的一种高超飞行器尖前缘热防护方法,其特征在于,

通过实时测控所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度,以调控对所述高超飞行器尖前缘的热防护性能。

4.根据权利要求3所述的一种高超飞行器尖前缘热防护方法,其特征在于,

结合高超飞行器的飞行参数和所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度,控制所述可调电源,调整负偏电压。

5.根据权利要求2所述的一种高超飞行器尖前缘热防护方法,其特征在于,

所述高超飞行器尖前缘和所述热载荷被转移到的区域之间存在距离,二者电绝缘。

6.一种根据权利要求1-5任一项所述的一种高超飞行器尖前缘热防护方法的系统,其特征在于,包括

发射电极,位于高超飞行器尖前缘;

收集电极,位于所述高超飞行器尖前缘的流场下游;

可调电源,与所述发射电极和所述收集电极相连,为所述发射电极提供负偏电压;

中央控制模块,连接所述可调电源,结合飞行参数控制所述可调电源,调整负偏电压以控制所述发射电极的热电子电流密度,实现对热载荷转移能力的控制。

7.根据权利要求6所述的系统,其特征在于,

所述发射电极是所述高超飞行器尖前缘整体,或者是位于所述高超飞行器尖前缘外表面的镀层。

8.根据权利要求6所述的系统,其特征在于,

所述收集电极接收所述发射电极转移的热载荷后,在所述收集电极处使用现有热防护技术进行热防护。

9.根据权利要求6所述的系统,其特征在于,

所述系统还包括电压模块和电流模块,所述电压模块用于实时测量所述可调电源输出的负偏电压值,反馈给所述中央控制模块;

所述电流模块用于实时测量热电子电流密度,反馈给所述中央控制模块。

一种高超飞行器尖前缘热防护方法及其系统

技术领域

[0001] 本发明属于飞行器尖前缘热防护领域，具体涉及一种高超飞行器尖前缘热防护方法及其系统。

背景技术

[0002] 为降低阻力增加航程，吸气动力高超声速飞行器构型采用了大量的尖前缘结构，前缘半径仅有几毫米，其代价是前缘部位的气动热环境更加恶劣。目前，高温合金的性能已接近材料的熔点极限，难以进一步提高防热性能，亟需发展主动热防护技术来满足高超飞行器的发展需求。已提出的主动热防护方案包括烧蚀、热管、膜冷却、发汗冷却、逆向射流、迎风凹腔、能量沉积等方法，其中烧蚀和热管技术发展较成熟并在高超飞行器中得到应用，其它热防护方法受限于安装空间、材料加工等因素，虽经过多年的发展仍处于理论验证阶段，适用工况范围窄，热防护性能尚无法满足工程应用需求。

[0003] 目前，烧蚀主要应用于再入飞行时间短、热流密度高的环境，随着热化学分解过程，飞行器的外形不断发生改变，造成烧蚀难以应用于高超吸气动力飞行器，因为尖前缘外形的变化会严重影响飞行器的气动性能。热管技术利用工作介质的蒸发和凝结反应传递热量，工作介质在高温区蒸发形成高压区，在压力梯度作用下蒸汽向低温区传递，在低温区蒸汽发生凝结释放蒸发潜热。由于热管工作介质启动时间长且占用体积比较大，在尖前缘结构因内部空间狭窄而无法应用。

[0004] 综上所述，高超飞行器尖前缘区域要求热防护系统具备占用体积小、不改变飞行器外形、可长时间使用等特点，而现有热防护方法尚无法满足要求。

发明内容

[0005] 本发明提供了一种高超飞行器尖前缘热防护方法及其系统，本发明具有占用体积小、无需冷却工质、不改变飞行器外形、可长时间使用等特点，能够解决现有热防护技术无法应用于尖前缘结构的难题。

[0006] 在本发明的第一个方面，提供一种高超飞行器尖前缘热防护方法，方法包括：

利用热电子发射效应将高超飞行器尖前缘处高热流密度区域的热载荷转移至低热流密度区域，以降低热流密度峰值和梯度；然后在热载荷被转移到的区域使用现有热防护技术，以对所述热载荷被转移到的区域进行防护；

其中高热流密度区域是指高超飞行器尖前缘所在的区域，低热流密度区域是指高超飞行器尖前缘的流场下游热流密度低于尖前缘的区域，而且低热流密度区域的结构空间大于高超飞行器尖前缘处的结构空间。

[0007] 进一步地，在所述高超飞行器尖前缘和所述热载荷被转移到的区域之间连接有可调电源，以对所述高超飞行器尖前缘施加负偏电压，通过控制可调电源的负偏电压，改变所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度，进而实现对热载荷转移能力的控制。

[0008] 进一步地，通过实时测控所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度，以调控对所

述高超飞行器尖前缘的热防护性能。

[0009] 进一步地，结合高超飞行器的飞行参数和所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度，控制所述可调电源，调整负偏电压。

[0010] 进一步地，所述高超飞行器尖前缘和所述热载荷被转移到的区域之间存在距离，二者电绝缘。

[0011] 在本发明的第二个方面，提供一种基于上述高超飞行器尖前缘热防护方法的系统，包括

发射电极，位于高超飞行器尖前缘；

收集电极，位于所述高超飞行器尖前缘的流场下游；

可调电源，与所述发射电极和所述收集电极相连，为发射电极提供负偏电压；

中央控制模块，连接所述可调电源，结合飞行参数控制所述可调电源，调整负偏电压以控制所述发射电极的热电子电流密度，实现对热载荷转移能力的控制。

[0012] 进一步地，所述发射电极是所述高超飞行器尖前缘整体，或者是位于所述高超飞行器尖前缘外表面的镀层。

[0013] 进一步地，所述收集电极接收所述发射电极转移的热载荷后，在所述收集电极处使用现有热防护技术进行热防护。

[0014] 进一步地，所述系统还包括电压模块和电流模块，所述电压模块用于实时测量所述可调电源输出的负偏电压值，反馈给所述中央控制模块；

所述电流模块用于实时测量热电子电流密度，反馈给所述中央控制模块。

[0015] 本发明和现有技术相比具有如下有益效果：本发明中，将高热流密度区域(尖前缘)的热载荷转移至热流密度较低、结构空间充足的区域(尖前缘流场下游)，可降低热流密度峰值和梯度，在热载荷被转移到的区域结合使用现有热防护技术，从而实现高超飞行器尖前缘结构整体的热防护。本发明提供的方法及相应的系统具有高温自启动、调控方便、占用体积小、无需冷却工质、不改变飞行器外形、可长时间使用等特点。

附图说明

[0016] 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申获得其它的实施附图。

[0017] 图1为尖前缘结构航天飞机钝前缘结构的热流密度分布示意图；

图2为热电子发射效应的原理示意图；

图3为场增强热电子发射效应的原理示意图；

图4为本发明实施例中尖前缘结构的热防护示意图；

图5为本发明实施例中热防护系统的结构框图；

图中标号为：

1-发射电极，2-热电子，3-收集电极，4-导线，5-电源。

具体实施方式

[0018] 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。

[0019] 图1 为尖前缘结构与航天飞机钝前缘结构热流密度分布示意图，从图中可以看出，尖前缘结构形成局部的高热流密度区域，热流密度及热流密度梯度远高于航天飞机的钝前缘，所以对热防护系统提出了更高的要求。从尖前缘热流密度的分布特征看，热流密度峰值很高但范围较小，总的热载荷要小于航天飞机钝前缘结构。

[0020] 热防护系统性能是阻碍高超飞行器发展的主要技术障碍之一，高超飞行器尖前缘区域要求热防护系统具备质量/体积要求低、可长时间使用、保持外形不变等特点，而现有热防护方法尚无法满足要求，亟需新的热防护方法。

[0021] 本发明提出了利用热电子发射效应来解决该难题。热电子发射效应是指当金属温度升高时，金属中电子的动能随之增大，动能超过逸出功要求时，电子从金属表面逸出的现象。热电子发射效应目前被用于真空电子器件中作为电子产生源，如发射管、微波管、显像管等；另一种应用是用作能量转换方式，将热能转换为电能的高温发电装置。

[0022] 本发明中热电子效应被用作热载荷转移方式，将高超飞行器尖前缘高热流密度区域的热载荷转移至低热流密度、结构空间充足的区域，以降低热流密度峰值和梯度。而且，在真空电子器件和高温发电装置中，热电子效应的发射电极和收集电极都工作于真空环境下，而本发明中电极工作于飞行器外流场中，流场电离特性和电子输运特性与热电子发射过程相耦合，与目前热电子效应其它应用的应用场景、技术方案和技术实现路线都截然不同，具体方案内容如下。

[0023] 本发明公开了一种高超飞行器尖前缘热防护方法，方法包括：利用热电子发射效应将高超飞行器尖前缘处高热流密度区域的热载荷转移至低热流密度的区域，以降低热流密度峰值和梯度；然后在热载荷被转移到的区域使用现有热防护技术，以对所述热载荷被转移到的区域进行热防护；其中高热流密度区域是指高超飞行器尖前缘所在的区域，低热流密度区域是指高超飞行器尖前缘的流场下游热流密度低于尖前缘的区域，而且低热流密度区域的结构空间大于高超飞行器尖前缘处的结构空间。

[0024] 本发明提供的热防护方法，能够将高热流密度区域(尖前缘)的热载荷转移至热流密度较低、结构空间充足的区域(尖前缘流场下游)，并在热载荷被转移到的区域结合使用现有热防护技术，利用飞行器自身结构、不需要改造飞行器结构、不需要改变飞行器外形，便可实现对整个尖前缘结构的热防护。

[0025] 在一个具体实施例中，在所述高超飞行器尖前缘和所述热载荷被转移到的区域之间连接有可调电源，以对所述高超飞行器尖前缘施加负偏电压，通过控制可调电源的负偏电压，控制所述发射电极的热电子电流密度，实现对热载荷转移能力的控制。

[0026] 本实施例中，主要是利用了热电子发射效应来实现热载荷的转移。热电子发射效应是指当金属的温度升高时，金属中电子的动能随之增大，动能超过逸出功要求时，大量电子从金属表面逸出，热电子逸出过程可以降低金属温度。图2为热电子发射效应的原理示意图，发射电极1由逸出功较小、耐高温、抗氧化材料制成，收集电极3和导线4要求具有良好的

导电性，采用电导率低的材质。

[0027] 发射电极1受到气动加热后，温度升高，内部电子动能随之增加，当电子动能大于材料逸出功时，电子将从发射电极表面逸出，热电子2运动到收集电极3时被收集电极捕获并释放热量，之后，热电子再通过导线4回到发射电极内部。通过该过程发射电极温度降低，发射电极上的热载荷转移至收集电极，在收集电极处采用现有热防护方法(高温合金、热管等)进行防护，从而实现对整个尖前缘结构的热防护。

[0028] 达到逸出功要求后，热电子发射是自发进行的。理想状态下热电子发射饱和电流密度为：

$$J_e = \frac{4\pi m_e k_B^2 e}{h^3} T_w^2 exp(\frac{-eW_F}{k_B T_w})$$

式中m_e为电子质量，k_B为波尔兹曼常数，h为普朗克常数，e为电子电荷量，T_w为发射电极壁温，W_F为逸出功，J_e为热电子发射饱和电流密度。

[0029] 但实际应用中，逸出的热电子在金属表面附近堆积，形成空间电荷，它将阻止热电子的继续发射。通过在发射电极施加负偏压可以在一定程度上抑制空间电荷的影响，此时为场增强热电子发射，原理示意图如图3所示。

[0030] 所以，本实施例中，通过实时测控所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度，以调控对所述高超飞行器尖前缘的热防护性能。结合高超飞行器的飞行参数和所述高超飞行器尖前缘的热电子电流密度，控制所述可调电源，调整负偏电压，进而调节高超飞行器尖前缘的热电子电流密度，达到最优的热防护效果。此外，所述高超飞行器尖前缘和所述热载荷被转移到的区域之间存在距离，两者电绝缘。

[0031] 本发明中，还提供了一种基于上述高超飞行器尖前缘热防护方法的系统，如图4和5所示，包括发射电极、收集电极、可调电源和中央控制模块。

[0032] 发射电极，位于高超飞行器尖前缘，一般位于尖前缘最前端，此部位热流密度最高，发射电极在高温下发射热电子，是热载荷需要被转移的部位。发射电极一般选用熔点高、逸出功低、抗氧化的材料，发射电极的外形根据高超飞行器尖前缘结构设计。发射电极可以是所述高超飞行器尖前缘整体，或者是位于所述高超飞行器尖前缘外表面的镀层。

[0033] 收集电极，位于所述高超飞行器尖前缘的流场下游。由于收集电极布置于流场下游、热流密度较低、内部结构空间充足的区域，所以，所述收集电极接收所述发射电极转移的热载荷后，在所述收集电极处使用现有热防护技术进行热防护。其中，收集电极的外形任意，和发射电极之间留有距离，尺寸参数应以避免转移热载荷过度集中形成新的高热载荷区域为依据。

[0034] 可调电源，与所述发射电极和所述收集电极相连，为所述发射电极提供负偏电压。

[0035] 中央控制模块，连接所述可调电源，结合飞行参数控制所述可调电源，调整负偏电压以控制所述发射电极的热电子电流密度，实现对热载荷转移能力的控制。

[0036] 飞行参数主要由飞行参数获取模块提供，飞行参数获取模块主要获取飞行器飞行速度、高度、姿态信息，为中央控制模块决策提供信息。中央控制模块结合飞行器飞行参数控制可调电源，调整负偏电压，使发射电极处于不同的偏压状态，进而调节发射电极热电子电流密度，使其与飞行器飞行状态相吻合，达到最优的热防护效果。

[0037] 所述系统还包括电压模块和电流模块，所述电压模块用于实时测量所述可调电源

输出的负偏电压值，反馈给所述中央控制模块，监测系统运行状态优化热防护性能；所述电流模块用于实时测量热电子电流密度，反馈给所述中央控制模块，监测系统运行状态、优化热防护性能。

[0038] 本发明提供的高超飞行器尖前缘热防护方法及其系统，将尖前缘结构处的热载荷转移到热流密度较低、结构空间充足的区域，在热载荷被转移到的区域结合使用现有热防护技术，从而实现高超飞行器尖前缘结构整体的热防护，解决了尖前缘结构内部空间狭小对现有热防护技术的限制，具有高温自启动、调控方便、占用体积小、无需冷却工质、不改变飞行器外形、可长时间使用等特点。

[0039] 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。

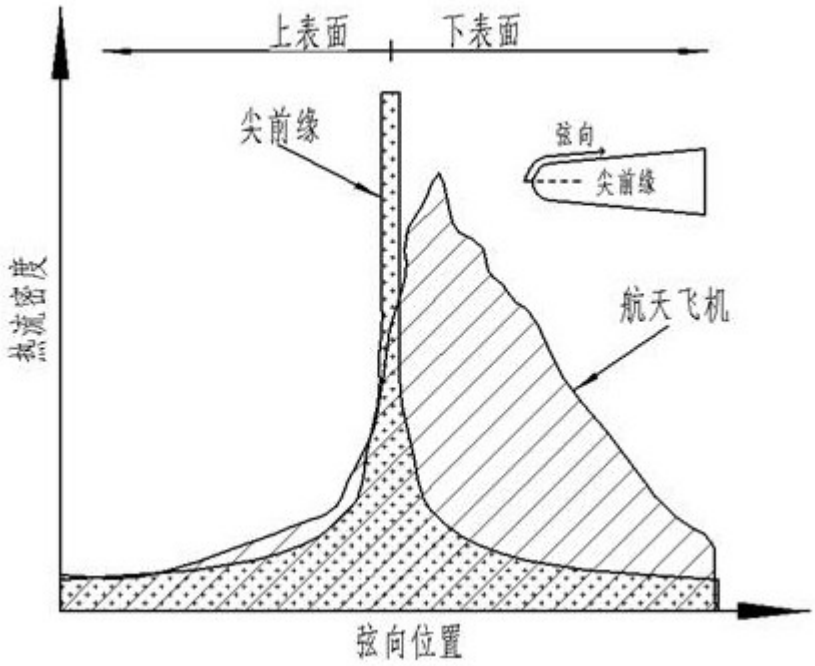


图1

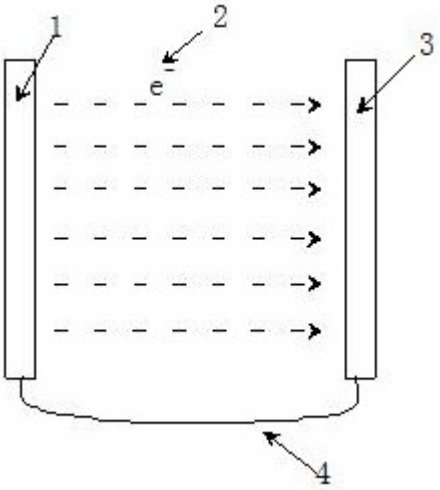


图2

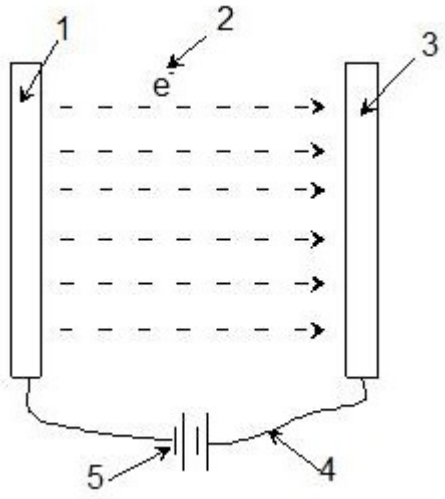


图3

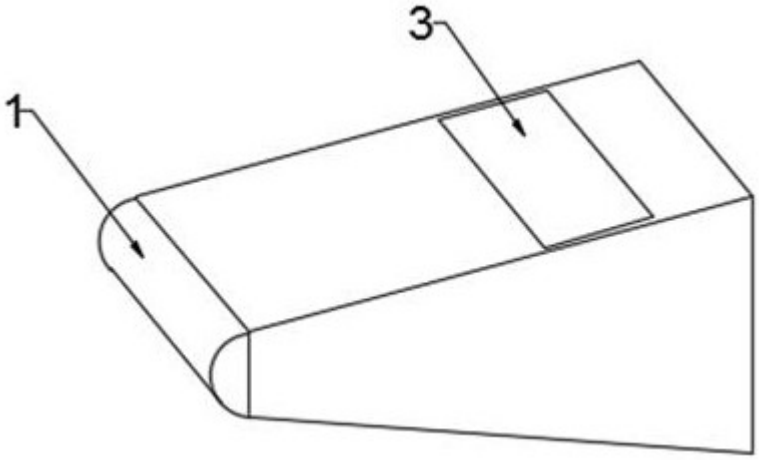


图4

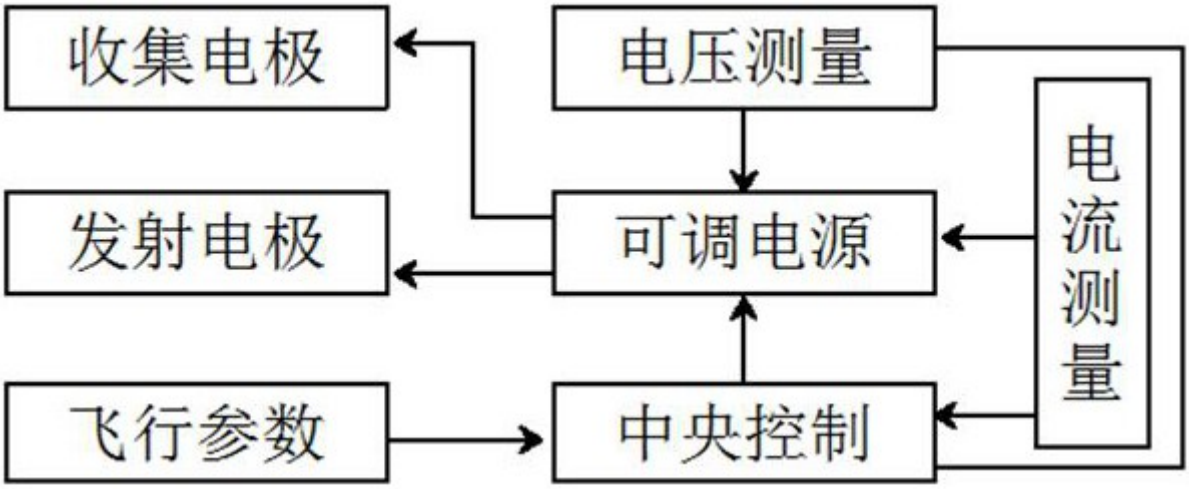


图5