



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109413831 A

(43)申请公布日 2019.03.01

(21)申请号 201811436276.9

(22)申请日 2018.11.28

(71)申请人 中国航空气动力技术研究院
地址 100074 北京市丰台区云岗西路17号

(72)发明人 魏巍 杨辉 赵永胜

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心
11009

代理人 庞静

(51)Int.Cl.

H05H 1/28(2006.01)

权利要求书1页 说明书3页 附图1页

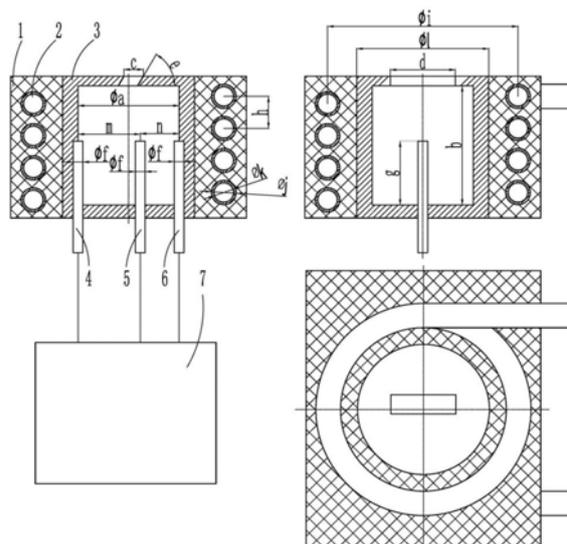
(54)发明名称

一种可控腔内温度的等离子体合成射流发生器及其应用

(57)摘要

一种可控腔内温度的等离子体合成射流发生器及其应用,喷管包括:导热支撑结构、热管、腔体、电极和直流高压脉冲电源;其中所述电极包括阳极、阴极和激励极;所述腔体、所述电极和所述直流高压脉冲电源构成等离子体合成射流发生器;所述热管理部件包括所述导热支撑结构和热管;所述直流高压脉冲电源和所述电极通过导线相连;所述电极在所述直流高压脉冲电源的激励下形成高频电弧,在一个激励周期内,电弧加热所述腔体内气体,并通过所述腔体斜方孔喷入主流,高温气体喷出后所述腔体内密度下降、温度上升,主流气体通过所述腔体斜方孔吸入所述腔体,形成一个工作循环;所述热管理部件将所述腔体高温传导至热管冷端,可以降低所述腔体内温度,进而提高所述腔体内密度。本发明极大提升了等离子体合成射流发生器喷出射流的动量。

CN 109413831 A



1. 一种可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:导热支撑结构(1)、热管(2)、等离子体合成射流发生器;

等离子体合成射流发生器的腔体外部安装支撑结构(1),支撑结构内设置螺旋形的热管(2)。

2. 根据权利要求1所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:所述的热管旋绕直径 Φ_i 与腔体外径 Φ_l 之比为1.1~1.5。

3. 根据权利要求1所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:所述热管外径 Φ_j 与热管旋绕间距 h 之比为0.85~1.0;所述的热管外径 Φ_j 与内径 Φ_k 之比为1.1~1.25。

4. 根据权利要求1所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:所述的支撑结构(1)材料为陶瓷粉末、热管(2)材料为铜,通过一体热压成型。

5. 根据权利要求1所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:所述的等离子体合成射流发生器包括腔体(3)、阳极(4)、触发极(5)、阴极(6)和直流高压脉冲电源(7);其中,

直流高压脉冲电源(7)为安装在腔体3上的阳极(4)、触发极(5)、阴极(6)供电,其中触发极位于阳极和阴极之间,且触发极与阳极之间的距离大于触发极与阴极之间的距离;腔体(3)上方设置与外部连通的气孔,直流高压脉冲电源(7)中的电压范围1.6kV~10kV。

6. 根据权利要求5所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:所述腔体(3)的内径 Φ_a 与腔体高度 b 之比为0.8~1.2。

7. 根据权利要求5所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:所述阳极(4)、触发极(5)、阴极(6)高度一致,且其高度 g 与腔体高度 b 之比为0.4~0.6。

8. 根据权利要求5所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:所述腔体(3)上方设置的与外部连通的气孔为方斜孔,方斜孔的宽度 c 与腔体内径 Φ_a 之比为0.05~0.1;方斜孔的长度 d 与腔体内径 Φ_a 之比为0.3~0.5;倾斜角度 e 为 20° ~ 45° 。

9. 根据权利要求5所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,其特征包括:阳极触发极间距 m 与阴极触发极间距 n 之比为1.05~1.2。

10. 根据权利要求1-9之一所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,适用于控制高超声速进气道边界层流动、高速翼型表面分离流动、压缩拐角激波控制、超燃发动机辅助点火。

一种可控腔内温度的等离子体合成射流发生器及其应用

技术领域

[0001] 本发明属于空气动力学主动流动控制领域,尤其涉及一种可控腔内温度的等离子体合成射流发生器。

背景技术

[0002] 飞行器在大攻角机动飞行时往往伴随着翼面的流动分离,分离使气流不再附着于机翼表面,产生不稳定涡流。在达到失速攻角时,升力急剧下降,有可能会产生控制反效,导致严重的飞行事故。翼面流体分离的流动控制技术可有效降低流动分离,是飞行器进行大攻角飞行的关键技术之一。

[0003] 目前控制分离的流动控制形式主要有涡流发生器、吹吸气系统、膜片式合成射流发生器、压电式合成射流发生器、活塞式合成射流发生器等。涡流发生器一般布置在机翼或襟翼表面以产生流向涡,增强主流和附面层流动的掺混,达到抑制分离的目的,但其不能在不同飞行状态下均改善性能;吹吸气系统通过外加气源可为附面层注入能量,但其尺寸和功耗过大;膜片式和压电式合成射流发生器等产生的高频射流能量较小,射流速度较小,即使已经针对性地通过多种机制放大其效果,但所产生的作用仍不足以达到实用化标准,因此在鲜有在高速流动中的应用;活塞式合成射流发生器可获得较高的能量输出,但受限于结构形式,其射流频率达不到较高水平。

[0004] 等离子合成射流发生器通过直流高压脉冲放电,在受限腔体内对腔内气体进行瞬间加温,迫使气流喷出,同时获得较高的射流速度和射流频率,但由于其腔体内高温使得腔体内密度降低,因此射流动量降低。

[0005] 因此,需要设计一种可对等离子体合成射流发生器腔体进行热管理的结构形式,对等离子体合成射流发生器的形式和工作原理进行优化设计,以提升等离子体合成射流发生器的射流强度。

发明内容

[0006] 本发明的技术解决问题是:克服现有技术的不足,提供了一种可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,可控腔内温度的工作模式提升了等离子体合成射流的射流强度。

[0007] 本发明的技术解决方案是:一种可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,包括:导热支撑结构、热管、等离子体合成射流发生器;

[0008] 等离子体合成射流发生器的腔体外部安装支撑结构,支撑结构内设置螺旋形的热管。

[0009] 优选的,所述的热管旋绕直径 Φ_i 与腔体外径 Φ_l 之比为1.1~1.5。

[0010] 优选的,所述热管外径 Φ_j 与热管旋绕间距 h 之比为0.85~1.0。

[0011] 优选的,所述的热管外径 Φ_j 与内径 Φ_k 之比为1.1~1.25。

[0012] 优选的,所述的支撑结构材料为陶瓷粉末、热管材料为铜,通过一体热压成型。

[0013] 优选的,所述的等离子体合成射流发生器包括腔体、阳极、触发极、阴极和直流高

压脉冲电源;其中,

[0014] 直流高压脉冲电源为安装在腔体上的阳极、触发极、阴极供电,其中触发极位于阳极和阴极之间,且触发极与阳极之间的距离大于触发极与阴极之间的距离;腔体上方设置与外部连通的气孔,直流高压脉冲电源中的电压范围1.6kV-10kV。

[0015] 优选的,所述腔体的内径 Φ_a 与腔体高度b之比为0.8~1.2。

[0016] 优选的,所述阳极、触发极、阴极高度一致,且其高度g与腔体高度b之比为0.4~0.6。

[0017] 优选的,所述腔体上方设置的与外部连通的气孔为方斜孔,方斜孔的宽度c与腔体内径 Φ_a 之比为0.05~0.1;方斜孔的长度d与腔体内径 Φ_a 之比为0.3~0.5;倾斜角度e为 $20^\circ\sim 45^\circ$ 。

[0018] 优选的,阳极触发极间距m与阴极触发极间距n之比为1.05~1.2。

[0019] 所述的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器,适用于控制高超声速进气道边界层流动、高速翼型表面分离流动、压缩拐角激波控制、超燃发动机辅助点火。

[0020] 本发明与现有技术相比有益效果为:

[0021] (1) 本发明采用热管对腔体内空气进行降温,极大限度的提高了腔体内的密度,进而提高射流强度,其腔体温度可降低150K,腔内密度可提高2~3倍。

[0022] (2) 本发明采用热管理技术降低腔体温度,可显著提高腔体的连续使用寿命。

[0023] (3) 本发明采用热管理技术降低腔体温度,可进一步提高放电能量以获得更强的射流强度,其连续工作(至少15s,单次放电大于0.5J)时激励频率能够达到2kHz,射流动量比达到1.6。

附图说明

[0024] 图1是本发明实施例提供的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器的结构示意图。

具体实施方式

[0025] 下面结合附图及实例对本发明作详细说明。

[0026] 图1是本发明实施例提供的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器的结构示意图。如图1所示,该可控腔内温度的等离子体合成射流发生器包括:热管理部件和等离子体合成射流发生器;电极包括阳极4、阴极6和激励极(亦称触发极)5;所述腔体3、所述电极和所述直流高压脉冲电源7构成等离子体合成射流发生器;所述热管理部件包括所述导热支撑结构1和热管2;所述直流高压脉冲电源和所述电极通过导线相连;所述电极在所述直流高压脉冲电源(电压范围1.6kV-10kV)的激励下形成高频电弧,在一个激励周期内,电弧加热所述腔体内气体,并通过所述腔体斜方孔喷入主流,高温气体喷出后所述腔体内密度下降、温度上升,主流气体通过所述腔体斜方孔吸入所述腔体,形成一个工作循环;所述热管理部件将所述腔体高温传导至热管冷端,可以降低所述腔体内温度,进而提高所述腔体内密度。

[0027] 其中,所述热管旋绕直径 Φ_i 与腔体外径 Φ_l 之比为1.1~1.5;所述腔体内径 Φ_a 与腔体高度b之比为0.8~1.2;所述热管外径 Φ_j 与热管间距h之比为0.85~1.0;所述电极高

度 g 与腔体高度 b 之比为 $0.4\sim 0.6$;腔体3上方设置的与外部连通的气孔为方斜孔,方斜孔的宽度 c 与腔体内径 Φa 之比为 $0.05\sim 0.1$;方斜孔的长度 d 与腔体内径 Φa 之比为 $0.3\sim 0.5$;倾斜角度 e 为 $20^\circ\sim 45^\circ$ 。阳极触发极间距 m 与阴极触发极间距 n 之比为 $1.05\sim 1.2$ 。所述的阳极、所述激励极、所述阴极的直径 Φf 与所述腔体的内径 Φa 之比为 $0.05\sim 0.08$ 。所述的热管外径 Φj 与内径 Φk 之比为 $1.1\sim 1.25$ 。

[0028] 本发明设计的可控腔内温度的等离子体合成射流发生器尤其适用于控制高超声速进气道边界层流动、高速翼型表面分离流动、压缩拐角激波控制、超燃发动机辅助点火等。

[0029] 以高速翼型表面分离流动为例,其布置于翼型前缘处,其产生的周期性逆向射流与高速来流相互作用,产生周期性强展向涡,此涡结构在向下游迁移过程中进入翼型附面层内,可增强附面层/主流掺混,提高翼型的抗分离能力,增强了飞行器机动能力。另外,其可控温度的特性进一步拓展了等离子体合成射流发生器控制分离的攻角范围,并延长了使用寿命。

[0030] 本发明未详细说明部分属于本领域技术人员公知常识。

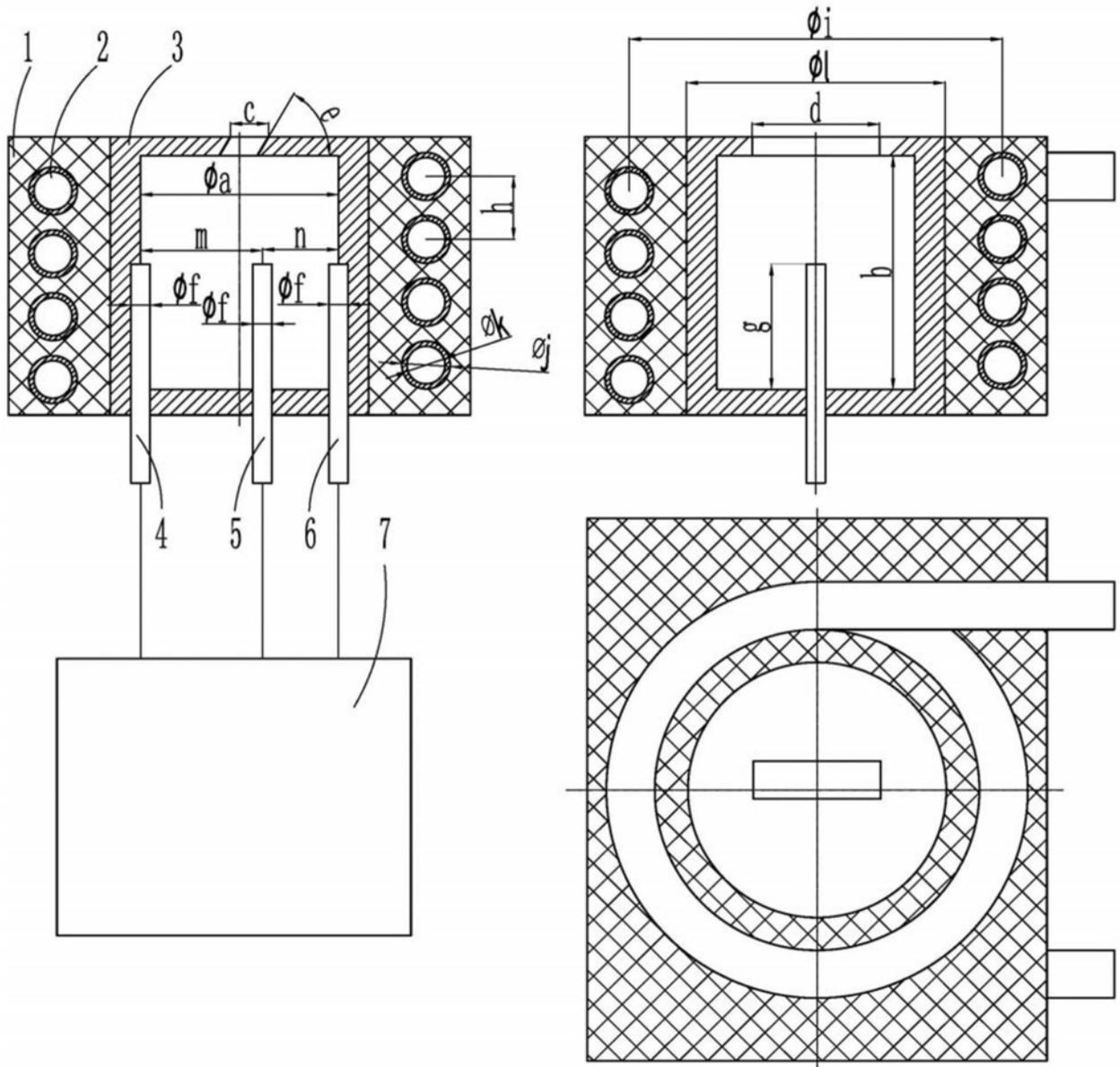


图1