



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103538732 A

(43) 申请公布日 2014. 01. 29

(21) 申请号 201310460847. 3

(22) 申请日 2013. 09. 30

(71) 申请人 中国人民解放军国防科学技术大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区国防科学技术大学一院 1201 室

(72) 发明人 罗世彬 周进 柳军 杨阳 刘冰
李大鹏 夏智勋 王中伟 金亮
李洁 颜力 黄伟 罗文彩
付博文 隆清贤 梁文鹏

(74) 专利代理机构 国防专利服务中心 11043
代理人 钱立亚

(51) Int. Cl.
B64G 1/58 (2006. 01)

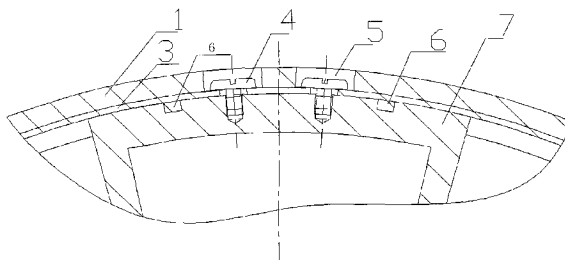
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54) 发明名称

一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置

(57) 摘要

本发明提供了一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置,采用多片复合蒙皮沿飞行器圆周向螺接,俩块复合蒙皮之间其对接面有间隙;在复合蒙皮下方设置散热槽,散热槽内放置热密封胶填充物,螺接的外螺孔的尺寸略大于螺钉头的膨胀长度。复合蒙皮各层采用多项倒锥单埋结构连接。本发明避免高超声速飞行器飞行过程中由烧蚀作用使防护材料造成脱落,而且易于热防护材料及内部结构的装配。



1. 一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置,采用多片复合蒙皮(11)沿飞行器圆周向螺接,俩块复合蒙皮(11)之间其对接面有间隙;在复合蒙皮(11)下方设置散热槽(6),散热槽内放置热密封胶填充物,螺接的外螺孔(5)的尺寸略大于螺钉头的膨胀长度。

2. 如权利要求要求1所述的一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置,其特征在于所述填充物为室温固化有机硅 D03RTV。

3. 如权利要求要求1所述的一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置,其特征在于所述螺钉头的膨胀长度 = 螺钉头金属长度 * 温度差 * 热膨胀系数。

4. 如权利要求要求1、2、3所述的一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置,其特征在于所述复合蒙皮各层采用多项倒锥单埋结构连接。

一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置

技术领域

[0001] 本发明涉及高超声速飞行器技术热防护领域,特别是涉及一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置。

背景技术

[0002] 高超声速飞行器一般是指飞行速度超过 5 倍音速有翼或无翼飞行器。高超声速飞行器研发过程中遇到重大难题就是气动加热问题,即所谓热障。它主要是飞行器飞行时由于激波和粘性的作用,使其周围空气温度急剧升高,形成剧烈的气动加热环境,使一般飞行器结构无法承受。

[0003] 在超声速飞行器外部气动热防护中,硅基复合材料或碳基复合材料是常用的热防护材料,准确预示这类绝热材料烧蚀过程中的温度分布,对于发动机及飞行器结构设计意义重大。其制作工艺有多种,可以将 SiO_2 玻璃纤维浸渍酚醛树脂缠绕固化,或用玻璃纤维织成的布浸渍酚醛树脂叠层固化,或用乱玻璃纤维调入酚醛树脂后模压成形。其烧蚀过程分为四个阶段,如果材料为含有玻璃纤维等的硅基复合材料,其烧蚀过程中除了有碳化层、热解层和基体层外,表面还存在一定的熔融物。这类材料有一个共同点,即在热解碳化过程中,材料内部释放出热解气体,结构逐渐呈现出多孔介质结构。

[0004] 其烧蚀物理过程具体如下:

[0005] (1) 发动机点火开始后,壁面温度不高,尚未达到材料的热解温度,材料机械强度较大,燃气与粒子流对绝热材料表面的烧蚀作用较弱,除了微弱的化学烧蚀外,在绝热层碳化之前,没有机械侵蚀发生。在绝热层内只有热传导发生,且绝热层内只存在基体层。

[0006] (2) 随着烧蚀表面温度的不断升高,材料中的高聚物逐渐开始分解,释放出热解气体,材料密度随之降低。由于材料热解过程中仍具有一定的结构强度,绝热层表面的退移量很小。绝热层内存在热解层和基体层,热解气体的产生使得传导和对流同时存在;

[0007] (3) 随着热解进行完毕,表面温度持续升高,材料内逐渐出现碳化物质。本阶段,由内向外分别存在基体层、热解层和碳化层。碳化层物质结构强度明显降低,在碳化层内,孔隙率较大,外界氧化性气体扩散到碳化层内与碳反应,消耗碳化层质量,使得孔隙率逐渐变大,碳化层密度逐渐降低,当密度低于临界值时,由于此部分碳化物质强度太低,将被燃气冲刷烧蚀掉,表面开始产生退移。热解层向内部退移,烧蚀表面也在不断向内推进。由于颗粒撞击,机械侵蚀也发生作用,加速了表面退移率,但是颗粒在表面的沉积对碳化层也起到了一定的隔热保护作用。绝热层内传导和对流同时存在。

[0008] 复合材料通常为整体结构,不方便内部结构的装配,另外由于整体结构其加工精度不高,在高速飞行过程中在烧蚀的作用下容易造成脱落,起不到防护作用。将影响高超声速飞行器的稳定性、落点精度和机动性,以及飞行器的升阻力、稳定性和操纵性。

发明内容

[0009] 本发明针对现有防护材料结构所存在的技术问题,提供了一种轴对称高超声速飞

行器周向热防护装置,避免高超声速飞行器飞行过程中由烧蚀作用使防护材料造成脱落,而且易于热防护材料及内部结构的装配。

[0010] 为实现上述问题,本发明采用如下的技术方案:

[0011] 一种轴对称高超声速飞行器周向热防护装置,采用多片复合蒙皮 11 沿飞行器圆周向螺接,俩块复合蒙皮 11 之间其对接面有间隙;在复合蒙皮 11 下方设置散热槽 6,散热槽内放置热密封胶填充物,螺接的外螺孔 5 的尺寸略大于螺钉头的膨胀长度。

[0012] 所述填充物为室温固化有机硅 D03RTV。

[0013] 所述螺钉头的膨胀长度 = 螺钉头金属长度 * 温度差 * 热膨胀系数。

[0014] 所述复合蒙皮各层采用多项倒锥单埋结构连接。

[0015] 本发明烧蚀热防护还具有:有效、可靠、自适应、重量轻、工艺简单、便于搬运和储存等优点。

附图说明

[0016] 图 1:本发明装配后纵向剖面视图;

[0017] 图 2:复合蒙皮结构铆接示意图;

[0018] 图 3:复合蒙皮装配示意图;

[0019] 图 4:复合蒙皮结构示意图;

具体实施方式

[0020] 下面结合附图对本发明进行详细的描述。

[0021] 本发明采用的技术方案如图 1、3、4 所示,采用多片复合蒙皮 11 沿飞行器圆周向对接,俩块复合蒙皮 11 之间其对接面有间隙。装配后如图 3 所示,高温气体通过热传递通过复合蒙皮 11 对接面缝隙沿飞行器径向游走,在复合蒙皮 11 下方设置散热槽 6,散热槽内放置热密封胶填充物,填充物为室温固化有机硅 D03RTV(沪 Q / GHAG47-98),可有效做好有效的热密封、热防护。

[0022] 一种复合蒙皮 11 的内部结构如图 2 所示,复合蒙皮 11 由玻璃钢 1 和钛合金 3 复合组成,玻璃钢 1 和钛合金 3 利用双面倒锥结构的钛合金连接块 2 复合连接,这种单埋方式可以有效防止脱出。玻璃钢采用高硅氧-酚醛模压成型工艺,原材料为:酚醛树脂(GJB1331-91),高硅氧玻璃纤维(GJB1679-93)。玻璃钢 1 厚度满足热防护设计要求。钛合金 3 厚度由高超声速飞行器结构需求的刚度来确定。

[0023] 在通常情况下,外螺孔 5 与螺钉头 4 设计通常采用紧密配合。但经过多次试验证明,高超声速飞行器在高速飞行的过程中受到高温气流的影响,其外表面受热后复合蒙皮 11 会产生热障效应,裸露在弹径周向复合蒙皮 11 螺接的螺钉头 4 受到烧蚀过程中产生热膨胀,热膨胀后的螺钉头 4 与外螺孔 5 产生挤压,导致了螺钉的损坏。本发明所通过沿弹径周向布置螺接方式,可有效防止应力相对集中,加强外部结构可靠度。按飞行过程中热环境要求设置外螺孔 05 大小,其外螺孔 05 的尺寸按螺钉头 04 膨胀长度计算公式决定:计算公式:膨胀长度 = 螺钉头金属长度 * 温度差 * 热膨胀系数。通过增大外螺孔 05,使其略大于膨胀长度,可有效的防止螺钉头 4 在受热膨胀后与复合蒙皮外螺孔 5 挤压而损坏造成的影响。外螺孔 5 槽内填充物为室温固化有机硅 D03RTV(沪 Q / GHAG47-98),可有效防止螺钉

头 04 产生热膨胀,进行热密封。

[0024] 利用本发明,可避免由烧蚀作用产生的气动外形所带来的问题。各种举例说明不对发明的实质内容构成限制,所属技术领域的普通技术人员在阅读了说明书后可以对以前所述的具体实施方式作修改或变形,不背离发明的实质和范围。

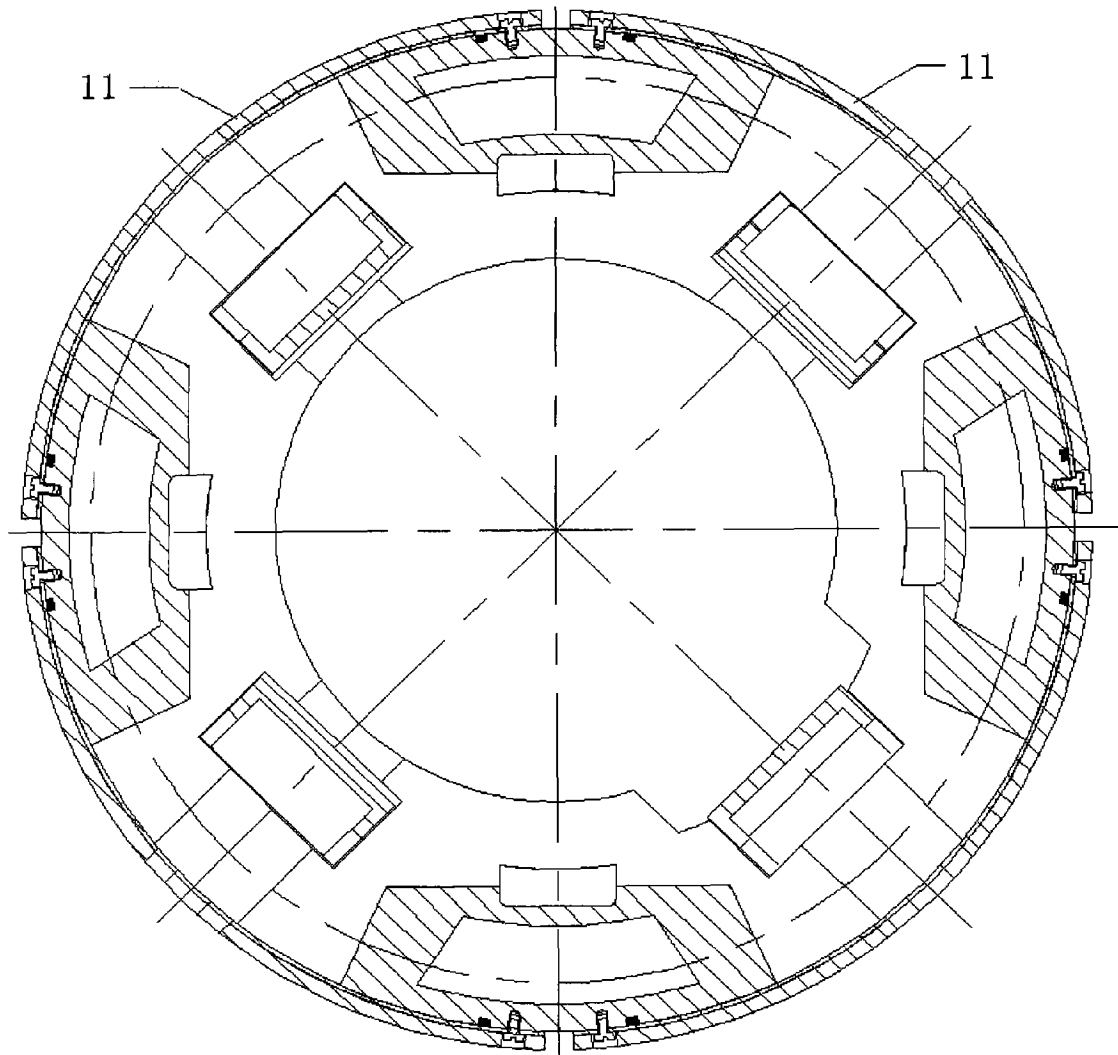


图 1

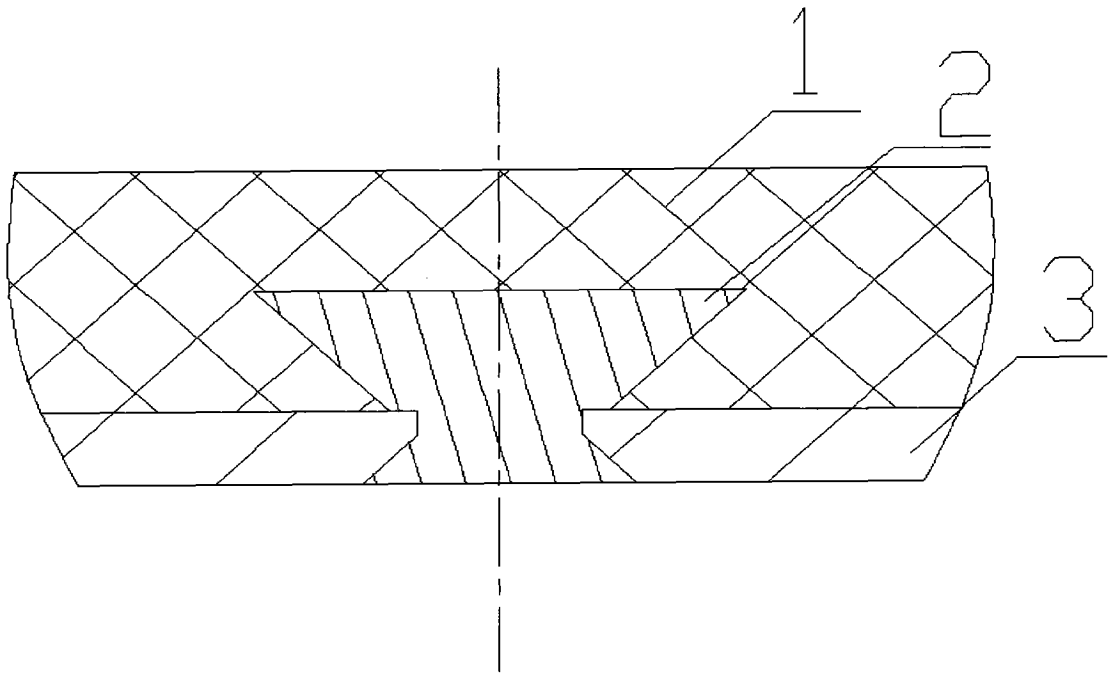


图 2

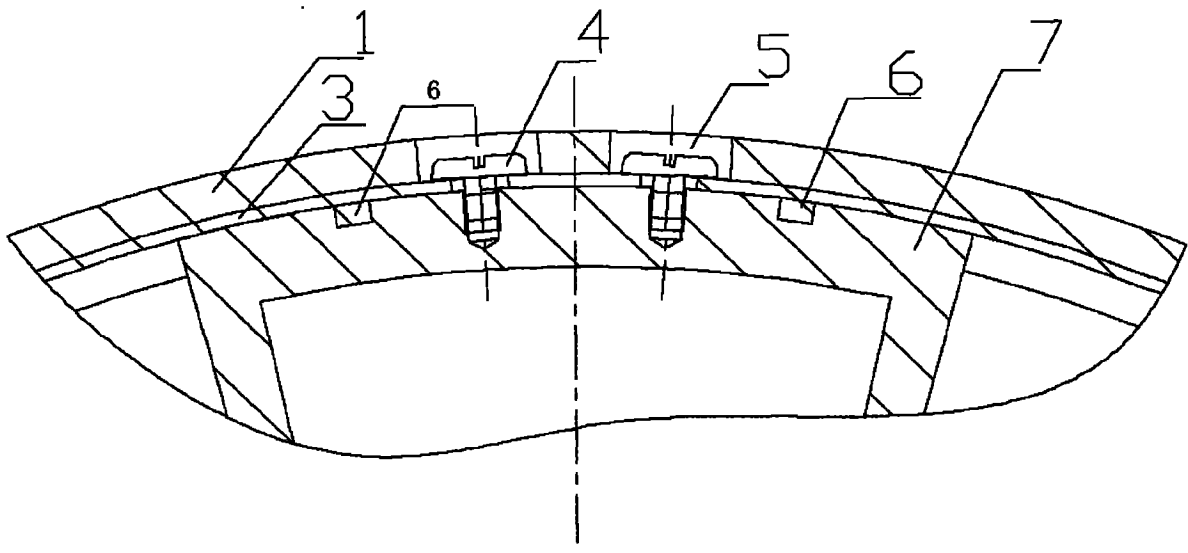


图 3

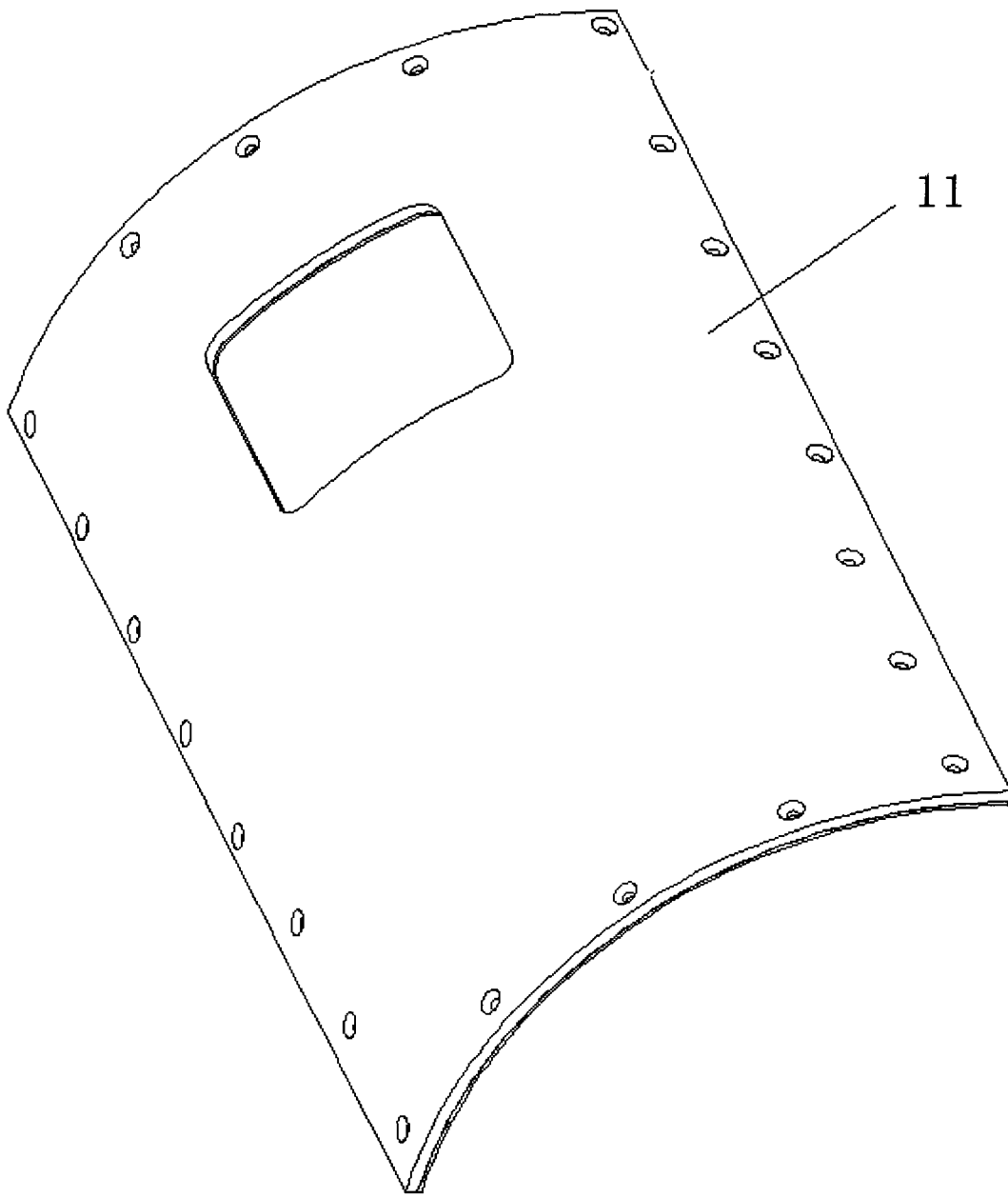


图 4