



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112858381 B

(45) 授权公告日 2023. 03. 24

(21) 申请号 202011630973.5
 (22) 申请日 2020.12.31
 (65) 同一申请的已公布的文献号
 申请公布号 CN 112858381 A
 (43) 申请公布日 2021.05.28
 (73) 专利权人 中国建筑材料科学研究总院有限公司
 地址 100024 北京市朝阳区管庄东里1号
 专利权人 北京动力机械研究所
 (72) 发明人 孙浩然 杨嘉 陈玉峰 张世超
 孙现凯 方凯 闫达琛 陶柳实
 艾兵 王春朋
 (74) 专利代理机构 北京鼎佳达知识产权代理事务
 所(普通合伙) 11348
 专利代理师 张晓萍 刘铁生

(51) Int.Cl.
 G01N 25/20 (2006.01)
 (56) 对比文件
 CN 109029907 A, 2018.12.18
 CN 202870013 U, 2013.04.10
 CN 109444215 A, 2019.03.08
 CN 112129483 A, 2020.12.25
 CN 104569046 A, 2015.04.29
 CN 110274871 A, 2019.09.24
 CN 110672658 A, 2020.01.10
 JP 2005091110 A, 2005.04.07
 吴大方等.《1700℃有氧环境下高超声速飞行器轻质隔热材料隔热性能试验研究》.《航天器工程环境》.2016,第33卷(第1期),
 陈玉峰等.空天飞行器用热防护陶瓷材料.《现代技术陶瓷》.2017,(第05期),

审查员 刘少帅

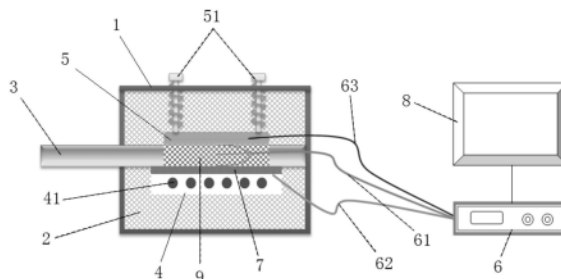
权利要求书2页 说明书7页 附图2页

(54) 发明名称

高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置及试验方法

(57) 摘要

本发明是关于一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置及试验方法,该装置包括:壳体、耐高温隔热材料、样品架、热面加热体、冷面加热体和检测控制系统;耐高温隔热材料填充在壳体内,耐高温隔热材料内设置有供样品架进出的通道,壳体设置有开口,使样品架通过以进出通道内,在通道相对侧的耐高温隔热材料上设置两个相对应的空间,第一空间内设置有热面加热体,第二空间内设置有冷面加热体;样品架包括样品放置区,样品放置区的相对两侧正好位于热面加热体和冷面加热体的中间。本发明能够实现模拟高速飞行器用隔热材料所处的环境条件,具有仿真程度高、操作方便、实用经济等特点。



1. 一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,其特征在于,包括:壳体、耐高温隔热材料、样品架、热面加热体、冷面加热体和检测控制系统;其中,

所述耐高温隔热材料填充在所述壳体内,所述耐高温隔热材料内设置有供所述样品架进出的通道,所述壳体设置有开口,使所述样品架通过以进出所述的通道内,在所述通道相对侧的耐高温隔热材料上设置两个相对应的空间,第一空间内设置有热面加热体,第二空间内设置有冷面加热体;所述样品架包括样品放置区,当所述样品架进入所述通道后,所述样品放置区的相对两侧正好位于所述热面加热体和冷面加热体的中间;

所述检测控制系统包括:

检测单元,用于实时检测待测样品的热面温度和冷面温度、热面加热体的温度以及冷面加热体的温度;

第一控制单元,用于控制所述热面加热体的升温速率和最终温度;

第二控制单元,用于控制所述冷面加热体的升温速率和最终温度;

所述热面加热体与所述样品放置区之间还设有均热板;所述冷面加热体与所述样品放置区之间留有3-5 mm的间隙;

所述冷面加热体通过升降螺栓固定在所述壳体上,所述冷面加热体为铝加热板、铜加热板或陶瓷电热膜;

所述样品架由金属边框围成,所述样品放置区位于所述金属边框内,所述样品放置区由冷面、热面和侧面构成,在所述样品放置区的侧面包裹有耐高温隔热材料。

2. 根据权利要求1所述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,其特征在于,所述热面加热体为硅钼加热棒阵列,其是由平行排列的若干硅钼加热棒组成的平面加热阵列,所述硅钼加热棒阵列位于所述的第一空间内,其两端固定在所述耐高温隔热材料内。

3. 根据权利要求2所述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,其特征在于,所述热面加热体上设有高温陶瓷支撑架,放置在硅钼加热棒阵列的中部,用于支撑硅钼加热棒阵列。

4. 根据权利要求1所述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,其特征在于,所述样品架还包括隔热把手,连接在所述金属边框上。

5. 根据权利要求1所述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,其特征在于,还包括计算机,与所述检测控制系统电连接,接收并处理检测控制系统的检测数据,得到待测样品的隔热性能参数。

6. 一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验方法,其特征在于,采用权利要求1-5任一项所述的试验装置,包括:

分别控制热面加热体的加热功率和冷面加热体的加热功率,并实时检测热面加热体的表面温度和冷面加热体的表面温度;

当热面加热体的表面温度和冷面加热体的表面温度都达到设定值时,开始保温,直到试验结束;

将样品置于样品架的样品放置区,推入所述热面加热体和冷面加热体中间,其中,样品与所述热面加热体的接触面为热面,样品与所述冷面加热体的接触面为冷面;

实时检测样品的热面温度和冷面温度,当达到设定时间后,得到样品的隔热性能参数。

7. 根据权利要求6所述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验方法,其特征
在于,所述热面加热体的表面温度的设定值为500-1600℃,所述冷面加热体的表面温度的
设定值为50-300℃,保温时间为5-60 min。

高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置及试验方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种高速飞行器发动机用隔热材料检测技术,特别涉及一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置及试验方法。

背景技术

[0002] 目前针对隔热材料高温隔热性能的测试装置可以分为如下几类,第一类材料隔热性能测试装置为辐照式隔热测试装置,其中辐照光源主要为石英灯,另有少量装置的光源为激光,此类装置仅采用红外辐照对样品加热,且测量环境多为开放式或半封闭式(样品部分保温),样品接受热流升温的同时也会向空间进行自发辐射及与周围空气进行对流传热。第二类隔热性能测试装置加热源为火焰,包括氧乙炔火焰及等离子焰,二者共同的特点是测试温度较高,火焰温度可达2000℃以上,其中等离子焰可达4000℃。由于火焰加热产生大量废气,因此,此类装置都为开放式。而且由于火焰直接对样品进行加热,会对样品产生气流冲蚀作用。第三类是采用发热体电加热的平板隔热性能测量装置,主要采用碳化硅或二硅化钼发热体,最高温度不超过1700℃,且该类装置只能在空气气氛测量,测试环境多为开放式。第四类为封闭式超高温隔热性能考核装置,此类装置可实现超高温环境(2000℃以上)的隔热性能评价,但此类装置在1700℃以上必须采用惰性气体进行保护。

[0003] 上述几类隔热性能测试装置对于航天高速飞行器实际应用环境的模拟来说,虽然实现了高温、超高温的热面环境,实现了氧化气氛、还原气氛的等环境条件,但是由于高速飞行器内部隔热不仅有来自发动机传导过来的热量,同时由于高速飞行,飞行器外壳在高速运动时也会产生气动加热,内部的隔热材料实际收到内、外两侧加热。上述几类隔热性能测试装置样品主要集中在样品热面环境温度的变化调节,而样品的背面基本采取开放式或者采用水冷冷却的恒温时,与实际应用的环境条件有一定区别。

发明内容

[0004] 本发明的主要目的在于,提供一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置及其制备方法,所要解决的技术问题是现有试验环境与实际应用环境不一致,影响试验结果的准确性。

[0005] 本发明的目的及解决其技术问题是采用以下技术方案来实现的。依据本发明提出的一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,其包括:壳体、耐高温隔热材料、样品架、热面加热体、冷面加热体和检测控制系统;其中,

[0006] 所述耐高温隔热材料填充在所述壳体内,所述耐高温隔热材料内设置有供所述样品架进出的通道,所述壳体设置有开口,使所述样品架通过以进出所述的通道内,在所述通道相对侧的耐高温隔热材料上设置两个相对应的空间,第一空间内设置有热面加热体,第二空间内设置有冷面加热体;所述样品架包括样品放置区,当所述样品架进入所述通道后,所述样品放置区的相对两侧正好位于所述热面加热体和冷面加热体的中间;

[0007] 所述检测控制系统包括：

[0008] 检测单元，用于实时检测待测样品的热面温度和冷面温度、热面加热体的温度以及冷面加热体的温度；

[0009] 第一控制单元，用于控制所述热面加热体的升温速率和最终温度；

[0010] 第二控制单元，用于控制所述冷面加热体的升温速率和最终温度。

[0011] 本发明的目的及解决其技术问题还可采用以下技术措施进一步实现。

[0012] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置，其中所述热面加热体与所述样品放置区之间还设有均热板；所述冷面加热体与所述样品放置区之间留有3-5mm的间隙。

[0013] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置，其中所述热面加热体为硅钼加热棒阵列，其是由平行排列的若干硅钼加热棒组成的平面加热阵列，所述硅钼加热棒阵列位于所述的第一空间内，其两端固定在所述耐高温隔热材料内。

[0014] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置，其中所述热面加热体上设有高温陶瓷支撑架，放置在硅钼加热棒阵列的中部，用于支撑硅钼加热棒阵列。

[0015] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置，其中所述冷面加热体通过升降螺栓固定在所述壳体上，所述冷面加热体为铝加热板、铜加热板或陶瓷电热膜。

[0016] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置，其中所述样品架由金属边框围成，所述样品放置区位于所述金属边框内，所述样品放置区由冷面、热面和侧面构成，在所述样品放置区的侧面包裹有耐高温隔热材料。

[0017] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置，其中所述样品架还包括隔热把手，连接在所述金属边框上。

[0018] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置，其中还包括计算机，与所述检测控制系统电连接，接收并处理检测控制系统的检测数据，得到待测样品的隔热性能参数。

[0019] 本发明的目的及解决其技术问题还采用以下的技术方案来实现。依据本发明提出的一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验方法，其采用前述任一项所述的试验装置，包括：

[0020] 分别控制热面加热体的加热功率和冷面加热体的加热功率，并实时检测热面加热体的表面温度和冷面加热体的表面温度；

[0021] 当热面加热体的表面温度和冷面加热体的表面温度都达到设定值时，开始保温，直到试验结束；

[0022] 将样品置于样品架的样品放置区，推入所述热面加热体和冷面加热体中间，其中，样品与所述热面加热体的接触面为热面，样品与所述冷面加热体的接触面为冷面；

[0023] 实时检测样品的热面温度和冷面温度，当达到设定时间后，得到样品的隔热性能参数。

[0024] 本发明的目的及解决其技术问题还可采用以下技术措施进一步实现。

[0025] 优选的，前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验方法，其中所述热

面加热体的表面温度的设定值为500-1600℃,所述冷面加热体的表面温度的设定值为50-300℃,所述保温时间为5-60min。

[0026] 借由上述技术方案,本发明提出的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置及试验方法至少具有下列优点:

[0027] 1、本发明提出的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置设有热面加热体和冷面加热体,分别用于加热样品的热面和冷面,最大限制模拟了高速飞行器用隔热材料所处环境,即隔热材料背面为非室温的对流环境,由于气动加热作用使的隔热材料背接触的的金属壳体最高可达到300℃以上,利用本装置可有效对上述工作环境进行模拟。

[0028] 本发明能够实现模拟高速飞行器用隔热材料所处的环境条件,即材料内外双向传热的环境条件。采用电加热体发热实现对发动机内部热源的模拟,同时采用金属加热板来实现对样品背面所处的气动加热环境的模拟,进而使测试环境最大限度模拟高速飞行器的实际工作条件。

[0029] 本发明可填补高速飞行器用隔热性能测试领域的技术空白,可有效模拟高速飞行器发动机隔热材料的使用工况,该装置通过样品背面设置加热装置,进而实现样品在可变背温环境下的高温隔热性能测试,具有仿真程度高、操作方便、实用经济等特点。

[0030] 2、本发明的装置相比现有的其它隔热性能测试装置的最大优点是实现了高速飞行器用隔热材料所处环境的高度还原模拟,即实现了高热流密度、样品背面环境温度可调、非稳态测试,多样品快速测试等。是一种环境要素模拟程度高,数据结果指导性强且经济便捷的隔热材料超高温测试手段,对于高速飞行器用高温隔热材料的研制有重大推动作用。

[0031] 3、本发明的装置采用活动式样品架,可现实快速装样测试,速短测试时间,使测试更加经济便捷。采用预先加热至高温,再在高温条件下放置冷态样品进行测试,从而实现了样品由室温快速升温至高温条件下的非稳态测试。

[0032] 上述说明仅是本发明技术方案的概述,为了能够更清楚了解本发明的技术手段,并可依照说明书的内容予以实施,以下以本发明的较佳实施例并配合附图详细说明如后。

附图说明

[0033] 图1示出了本发明实施方式提出的一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置的结构示意图;

[0034] 图2示出了本发明实施方式提出的一种热面加热体的示结构意图;

[0035] 图3示出了本发明实施方式提出的一种样品架的示结构意图;

[0036] 图4示出了本发明实施例的三个样品在不同冷面测试温度下的测试结果图。

具体实施方式

[0037] 为更进一步阐述本发明为达成预定发明目的所采取的技术手段及功效,以下结合附图及较佳实施例,对依据本发明提出的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置及试验方法其具体实施方式、结构、特征及其功效,详细说明如后。在下述说明中,不同的“一实施例”或“实施例”指的不一定是同一实施例。此外,一或多个实施例中的特定特征、结构或特点可由任何合适形式组合。

[0038] 如图1-3所示,本发明的一个实施方式提出的一种高速飞行器发动机用隔热材料

的隔热性能试验装置,其包括:壳体1、耐高温隔热材料2、样品架3、热面加热体4、冷面加热体5和检测控制系统6;其中,所述耐高温隔热材料2填充在所述壳体1内,所述耐高温隔热材料2内设置有供所述样品架3进出的通道,所述壳体1设置有开口,使所述样品架3通过以进出所述的通道内,在所述通道相对侧的耐高温隔热材料上设置两个相对应的空间,第一空间内设置有热面加热体4,第二空间内设置有冷面加热体5;所述样品架3包括样品放置区31,当所述样品架3进入所述通道后,所述样品放置区31的相对两侧正好位于所述热面加热体4和冷面加热体5的中间;

[0039] 所述检测控制系统6包括:

[0040] 检测单元,用于实时检测待测样品9的热面温度和冷面温度、热面加热体4的温度以及冷面加热体5的温度;

[0041] 第一控制单元,用于控制所述热面加热体4的升温速率和最终温度;

[0042] 第二控制单元,用于控制所述冷面加热体5的升温速率和最终温度。

[0043] 本实施方式中,耐高温隔热材料选用氧化铝纤维板或氧化锆纤维板,耐1600℃以上,从壳体到热面加热体和冷面加热体之间填充的耐高温隔热材料厚度不能低于40mm。

[0044] 本实施方式中,壳体选择普通钢材即可,并保证其尺寸不小于400mm*400mm。

[0045] 本实施方式中,热面加热体的表面温度和冷面加热体的表面温度都需要根据实际工况需要确定,例如,当发动机的运行时的加热温度为1500℃时,在试验时热面加热体的表面温度设定为1500℃,冷面加热体的表面温度根据飞行器的飞行速度及飞行时间来确定,例如,当飞行器飞行后的环境面的温度为300℃时,在试验时冷面加热体的表面温度设定为300℃。

[0046] 由于待测样品不一定为均质材料,如采用梯度结构,使用不同类材料组成的样品,增加待测样品9的中部测温点可以积累数据,用于修正和优化梯度结构。鉴于此,在一些实施方式中,检测单元,还可以用于实时检测待测样品9的中心位置的温度,如图1所示,在待测样品9的热面、冷面及中心位置分别设置热电偶温度传感器,分别用于实时检测待测样品9的热面温度、待测样品9的冷面温度及待测样品9的中心温度,同时在所述热面加热体4附近区域设置热电偶温度传感器,用于检测热面加热体4的温度,在所述冷面加热体5面向样品架的表面设置热电偶温度传感器,用于检测冷面加热体5的表面温度,以上热电偶温度传感器均可通过导线61与所述检测控制系统6中的检测单元连接。

[0047] 热面加热体4通过导线62与所述检测控制系统6的第一控制单元连接,用于控制所述热面加热体4的升温速率和最终温度;冷面加热体5通过导线63与所述检测控制系统6的第二控制单元连接,用于控制所述冷面加热体5的升温速率和最终温度。

[0048] 以上热电偶温度传感器中除了设在待测样品9的热面和热面加热体4的附近的热电偶温度传感器采用双铂铑热电偶温度传感器以外,其余的热电偶温度传感器均采用K型热电偶温度传感器。

[0049] 本实施方式的试验环境不需要完全密封,在空气环境中即可。样品尺寸根据实际需要确定,一般样品尺寸为100mm*100mm*40mm就可以满足大多数的测试要求。

[0050] 通过控制样品热面和冷面的加热温度,并获取样品热面和冷面的温度变化数据,就可以得到隔热材料的隔热性能参数。

[0051] 本发明的设计目的是能够实现模拟高速飞行器用隔热材料所处的环境条件,即材

料内外双向传热的环境条件。采用电加热体发热实现对发动机内部热源的模拟,采用金属加热板来实现对样品背面所处的气动加热环境的模拟,进而使测试环境最大限度模拟高速飞行器的实际工作条件。

[0052] 在一些实施方式中,所述热面加热体4与所述样品放置区31之间还设有均热板7;所述冷面加热体5与所述样品放置区31之间留有3-5mm的间隙。

[0053] 本实施方式中,均热板优选碳化硅板,其传热快且均匀,其尺寸可与热面加热体的加热表面相同,或略大于样品的尺寸。

[0054] 在一些实施方式中,所述热面加热体4为硅钼加热棒阵列,其是由平行排列的若干硅钼加热棒41组成的平面加热阵列,如图2所示,所述硅钼加热棒阵列位于所述的第一空间内,其两端固定在所述耐高温隔热材料内。

[0055] 在优选的实施方式中,硅钼加热棒阵列为水平设置的密集排列的平面加热阵列,其位于样品架的下方。为了使热面加热体更加稳固,优选增加高温陶瓷支座,将硅钼加热棒阵列固定在高温陶瓷支座的圆孔中。

[0056] 热面加热体的升温速率以及最终温度根据工况要求设定,本实施方式的硅钼加热棒阵列通电后可生成高达1700℃的温度,用于加热样品,优选将硅钼加热棒以串联方式连接,以提升硅钼加热棒阵列的供电驱动电压。使用该硅钼加热棒阵列,可测试隔热材料热面在1600℃度左右的隔热性能。

[0057] 热面加热体加热区域的面积要大于样品的尺寸,例如当样品尺寸为100mm*100mm*40mm时,加热区域的面积不小于150mm*150mm。

[0058] 在一些实施方式中,如图2所示,所述热面加热体4上设有高温陶瓷支撑架42,放置在硅钼加热棒阵列的中部,用于支撑硅钼加热棒阵列。

[0059] 该高温陶瓷支撑架由耐1800℃的高温陶瓷制成,用于避免加热棒陈列在高温环境下中部的下垂变形。

[0060] 在一些实施方式中,所述冷面加热体5通过升降螺栓51固定在所述壳体1上,所述冷面加热体5为铝加热板、铜加热板或陶瓷电热膜。

[0061] 加热温度需要根据客户给出的经验值来设定,即根据需要来设定。

[0062] 在一些实施方式中,如图3所示,所述样品架3由金属边框围成,所述样品放置区31位于所述金属边框内,所述样品放置区由冷面、热面和侧面构成,在所述样品放置区31的侧面包裹有耐高温隔热材料32。耐高温隔热材料32优选氧化铝纤维板。

[0063] 在一些优选实施方式中,样品放置区的金属边框可以调节,尤其是其上面的边框可以根据材料的厚度上下调整,以适用于不同的尺寸和厚度的材料。

[0064] 在优选实施方式中,所述样品架3还包括隔热把手33,连接在所述金属边框上。所述隔热把可选木质或隔热塑料。

[0065] 在一些实施方式中,所述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,还包括计算机8,与所述检测控制系统6电连接,接收并处理检测控制系统6的检测数据,得到待测样品9的隔热性能参数。

[0066] 本发明的试验装置能够实现模拟高速飞行器用隔热材料所处的环境条件,即材料内外双向传热的环境条件。采用电加热体发热实现对发动机内部热源的模拟,同时采用金属加热板来实现对样品背面所处的气动加热环境的模拟,进而使测试环境最大限度模拟高

速飞行器的实际工作条件。

[0067] 本发明的另一实施方式还提出一种高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验方法,其采用前述的高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验装置,具体包括以下步骤:

[0068] (1) 根据实际工况需要,确定样品的热面温度和冷面温度,分别控制热面加热体的加热功率和冷面加热体的加热功率,并实时检测热面加热体的表面温度和冷面加热体的表面温度;当热面加热体的表面温度和冷面加热体的表面温度都达到设定值时,进入保温程序,直到试验结束;

[0069] (2) 拉出样品架,将样品置于样品架的样品放置区,推入所述热面加热体和冷面加热体中间,其中,样品与所述热面加热体的接触面为热面,样品与所述冷面加热体的接触面为冷面;

[0070] (3) 实时检测样品的热面温度和冷面温度,当达到设定时间后,得到样品的隔热性能参数。

[0071] 在一些实施方式中,所述热面加热体的表面温度的设定值为500-1600℃,所述冷面加热体的表面温度的设定值为50-300℃,所述保温时间为5-60min。

[0072] 在本实施方式中,设定值需要根据样品的实际使用情况来确定,所述热面加热体的表面温度的设定值优选为高速飞行器发动机在飞行时的内部环境温度,所述冷面加热体的表面温度的设定值优选为高速飞行器发动机在飞行时的因气动加热在冷面产生的环境温度,保温时间可以根据高速飞行器的实际飞行时间来确定。

[0073] 本实施方式的测试环境更接近于高速飞行器的实际飞行环境,可以更准确地模拟高速飞行器发动机用隔热材料在实际使用时的隔热性能。

[0074] 在一些实施方式中,前述高速飞行器发动机用隔热材料的隔热性能试验方法,还包括以下步骤:

[0075] (4) 当达到设定时间后,更换样品,获得多个样品的隔热性能参数;

[0076] (5) 全部测量完成后,结束加热程序,待炉体冷却至100℃以下时,关闭电源。

[0077] 下面将结合具体实施例对本发明作进一步说明,但不能理解为是对本发明保护范围的限制,该领域的技术人员根据上述本发明的内容对本发明作出的一些非本质的改进和调整,仍属于本发明的保护范围。

[0078] 实施例

[0079] 采用厚度为10mm的氧化铝纤维材料制作三个相同的样品,在三个样品的热面温度均为1400℃的条件下,设定样品冷面的测试温度分别为室温、100℃和200℃,测试10分钟后,测试结果如图4所示。

[0080] 经上述测试发现,三个样品在相同的热面温度,不同的冷面测试温度下,冷面的升温趋势基本一致,但冷面的最终温度差异较大。当样品的冷面测试温度为室温时,该样品的最终温度约为380℃;当样品的冷面测试温度为100℃时,该样品的最终温度约为440℃;当样品的冷面测试温度为200℃时,该样品的最终温度约为570℃。

[0081] 由上试验结果可以推断,冷面测试温度的异同对样品的换热环境和隔热性能有明显影响。

[0082] 在发明的描述中,需要说明的是,术语“上”、“下”、“水平”、“垂直”等指示的方位或

位置关系为基于附图所示的方法或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此,不能理解为对本发明的限制。

[0083] 此外,在本发明的描述中,需要说明的是,除非另有明确的规定和限定,术语“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接连接,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0084] 在上述实施例中,对各个实施例的描述都各有侧重,某个实施例中未详述的部分,可以参见其他实施例的相关描述。

[0085] 以上所述,仅是本发明的较佳实施例而已,并非对本发明作任何形式上的限制,虽然本发明已以较佳实施例揭露如上,然而并非用以限定本发明,任何熟悉本专业的技术人员,在不脱离本发明技术方案范围内,当可利用上述揭示的技术内容作出些许更动或修饰为等同变化的等效实施例,但凡是未脱离本发明技术方案的内容,依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化与修饰,均仍属于本发明技术方案的范围。

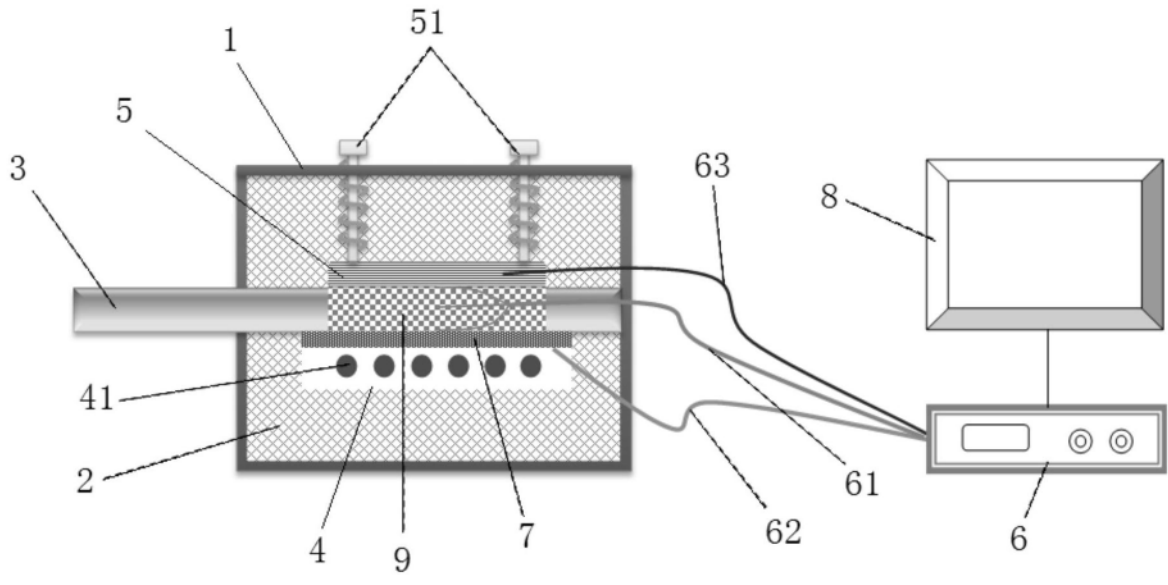


图1

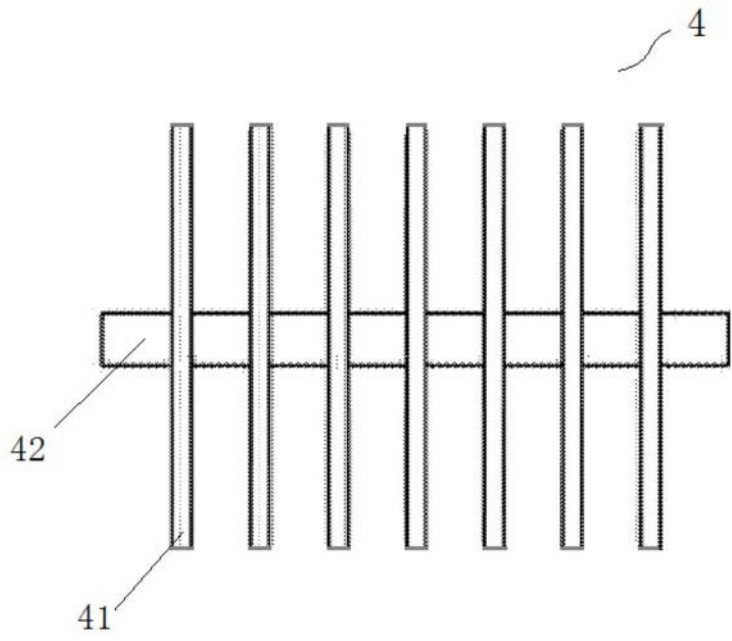


图2

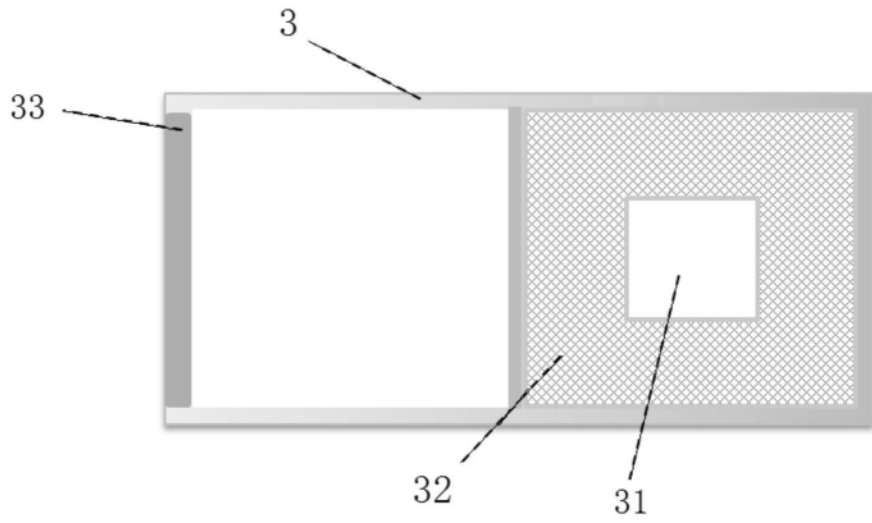


图3

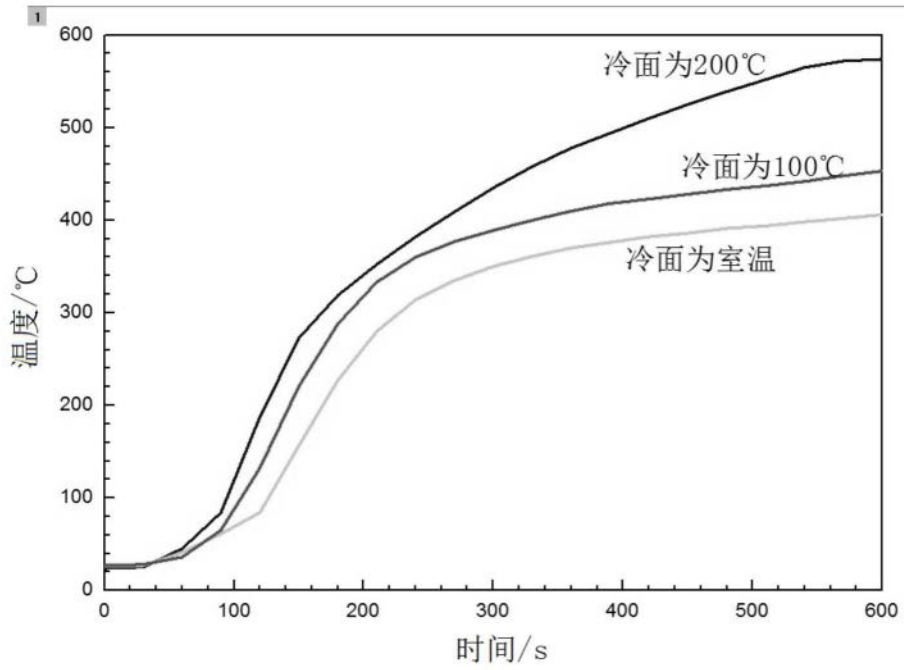


图4