



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106841288 B

(45)授权公告日 2019. 09. 06

(21)申请号 201710178525.8

(22)申请日 2017.03.23

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106841288 A

(43)申请公布日 2017.06.13

(73)专利权人 北京临近空间飞行器系统工程研究所

地址 100076 北京市丰台区南大红门路1号

专利权人 中国运载火箭技术研究院

(72)发明人 杨红亮 刘国仟 崔占中 檀妹静
尘军 马宝海 孙学功 李霄
周永平 张建民 陈伟华 徐聪
初立民

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心
11009

代理人 范晓毅

(51)Int.Cl.

G01N 25/20(2006.01)

审查员 王佳

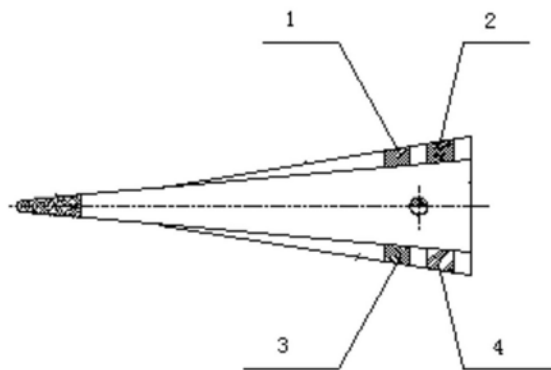
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54)发明名称

基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法

(57)摘要

本发明公开了一种基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,所述方法包括以下步骤:步骤一:在第一凹槽上安装超高温陶瓷材料、在第二凹槽上安装第一C/SiC材料,在第三凹槽上安装抗氧化碳/碳材料、在第四凹槽上安装第二C/SiC材料;步骤二:布置距离几何前缘线不同深度的三个温度传感器;步骤三:通过气动热数值计算得到热流变化,并与超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料几何前缘线处热流变化进行对比,获得超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料在临近空间高超声速条件下的催化特性。本发明根据获取的热响应数据辨识前缘区域热流并结合飞试材料微结构的变化,为翼前缘防热设计提供支撑。



1. 一种基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,所述方法包括以下步骤:

步骤一:在飞行器的第一翼前缘上开设第一凹槽(1)和第二凹槽(2),并在第一凹槽(1)上安装超高温陶瓷材料、在第二凹槽(2)上安装第一C/SiC材料,在飞行器的第二翼前缘上开设第三凹槽(3)和第四凹槽(4),并在第三凹槽(3)上安装抗氧化碳/碳材料、在第四凹槽(4)上安装第二C/SiC材料;

步骤二:在超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC材料和第二C/SiC材料内部布置距离几何前缘线不同深度的三个温度传感器;

步骤三:飞行器在临近空间高超声速飞行条件下,通过三个温度传感器获取的温度数据,得到超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料几何前缘线处热流变化,通过气动热数值计算得到在已知的一系列催化系数条件下第一翼前缘和第二翼前缘几何前缘线的热流变化,并与超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料几何前缘线处热流变化进行对比,获得超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料在临近空间高超声速条件下的催化特性;

步骤四:获取飞行器的飞试残骸,对超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料翼前缘残骸进行切片,采用显微镜和XRD对切片的微观结构变化、材料成分变化进行分析,得到超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料经历的温度条件;其中,抗氧化碳/碳材料几何翼前缘的峰值温度超过1800℃;超高温陶瓷材料几何翼前缘线峰值温度超过1300℃;第一C/SiC材料几何前缘线附近温度超过1800℃;第二C/SiC材料几何翼前缘线的温度为1700℃~1800℃。

2. 根据权利要求1所述的基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,在所述步骤一中,第一凹槽(1)的横截面形状为梯形,第二凹槽(2)的横截面形状为梯形。

3. 根据权利要求1所述的基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,在所述步骤一中,第三凹槽(3)的横截面形状为梯形,第四凹槽(4)的横截面形状为梯形。

4. 根据权利要求1所述的基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,在所述步骤一中,超高温陶瓷材料设置于第一凹槽(1)内并与第一翼前缘胶接。

5. 根据权利要求1所述的基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,在所述步骤一中,第一C/SiC材料设置于第二凹槽(2)内并与第一翼前缘胶接。

6. 根据权利要求1所述的基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,在所述步骤一中,抗氧化碳/碳材料设置于第三凹槽(3)内并与第二翼前缘胶接。

7. 根据权利要求1所述的基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,其特征在于,在所述步骤一中,第二C/SiC材料设置于第四凹槽(4)内并与第二翼前缘胶接。

基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器领域,尤其涉及一种基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法。

背景技术

[0002] 高超声速飞行是指飞行速度 ≥ 5 马赫,高超声速飞行器的有效载荷和最大射程与飞行器的设计重量息息相关,热环境和防热的精细化设计对高超声速飞行器的重量优化具有重要的意义。但耐热材料在天地热响应之间的差异性对热环境和防热设计的精细化程度影响较大,针对真实服役环境下多种耐热材料在相同热流条件下,热响应机制天地差异的综合研究分析工作国内外未见报道。需要发展一种综合评估分析技术,为高超声速飞行条件下的热环境和防热精细化设计提供技术支撑。

发明内容

[0003] 本发明解决的技术问题是:相比于现有技术,提供了一种基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,通过测点布局方案设计获取飞试条件下多种耐热材料前缘区域材料热响应数据、根据获取的热响应数据辨识前缘区域热流并结合飞试材料微结构的变化,为翼前缘耐热设计提供支撑。

[0004] 本发明目的通过以下技术方案予以实现:一种基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,所述方法包括以下步骤:

[0005] 步骤一:在飞行器的第一翼前缘上开设第一凹槽和第二凹槽,并在第一凹槽上安装超高温陶瓷材料、在第二凹槽上安装第一C/SiC材料,在飞行器的第二翼前缘上开设第三凹槽和第四凹槽,并在第三凹槽上安装抗氧化碳/碳材料、在第四凹槽上安装第二C/SiC材料;

[0006] 步骤二:在超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC材料和第二C/SiC材料内部布置距离几何前缘线不同深度的三个温度传感器;

[0007] 步骤三:飞行器在临近空间高超声速飞行条件下,通过三个温度传感器获取的温度数据,得到超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料几何前缘线处热流变化,通过气动热数值计算得到在已知的一系列催化系数条件下第一翼前缘和第二翼前缘几何前缘线的热流变化,并与超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料几何前缘线处热流变化进行对比,获得超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料在临近空间高超声速条件下的催化特性。

[0008] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,所述方法还包括以下步骤:步骤四:获取飞行器的飞试残骸,对超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料翼前缘残骸进行切片,得到切片的微观结构变化和材料成分变化,并与参考微观结构图像和参考XRD进行对比,得到超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料经历的真实热环境。

[0009] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,在所述步骤四中,采用显微镜和XRD得到切片的微观结构变化和材料成分。

[0010] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,在所述步骤一中,第一凹槽的横截面形状为梯形,第二凹槽的横截面形状为梯形。

[0011] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,在所述步骤一中,第三凹槽的横截面形状为梯形,第四凹槽的横截面形状为梯形。

[0012] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,在所述步骤一中,超高温陶瓷材料设置于第一凹槽内并与第一翼前缘胶接。

[0013] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,在所述步骤一中,第一C/SiC材料设置于第二凹槽内并与第一翼前缘胶接。

[0014] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,在所述步骤一中,抗氧化碳/碳材料设置于第三凹槽内并与第二翼前缘胶接。

[0015] 上述基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法中,在所述步骤一中,第二C/SiC材料设置于第四凹槽内并与第二翼前缘胶接。

[0016] 本发明与现有技术相比具有如下有益效果:

[0017] 1) 本发明实现多种防热材料在同一飞试热环境下考核,直观对比在同一热环境下材料烧蚀性能、温度响应的差异,指导翼前缘防热精细化设计;

[0018] 2) 本发明采用翼前缘部件内部布置多个温度测点,实现了飞试条件下翼前缘部件温度梯度数据的实时获取。通过温度梯度辨识获得了真实飞行条件下的几何翼前缘线热流,对几何翼前缘热环境的精细化设计具有重要的意义;

[0019] 3) 本发明通过飞试残骸切片进行了微观结构和成分分析,获取了翼前缘剖面微观结构形貌由外向内的变化情况,直观揭示飞试环境下翼前缘材料的热响应机制,为翼前缘材料在飞试条件下的精细化设计提供依据。

附图说明

[0020] 图1是本发明的翼前缘的示意图;

[0021] 图2(a)是本发明的三个温度传感器的布置示意图;

[0022] 图2(b)是本发明的三个温度传感器的布置又一示意图。

具体实施方式

[0023] 下面结合附图对本发明作进一步详细说明:

[0024] 图1是本发明的翼前缘的示意图。结合图1所示,本发明提供了基于一次飞行多种热防护材料的综合分析方法,该方法包括以下步骤:

[0025] 步骤一:在飞行器的第一翼前缘上开设第一凹槽1和第二凹槽2,并在第一凹槽1上安装超高温陶瓷材料、在第二凹槽2上安装第一C/SiC材料,在飞行器的第二翼前缘上开设第三凹槽3和第四凹槽4,并在第三凹槽3上安装抗氧化碳/碳材料、在第四凹槽4上安装第二C/SiC材料。具体的,图1中的上部分为第一翼前缘,下部分为第二翼前缘。

[0026] 步骤二:在超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC材料和第二C/SiC材料内部布置距离几何前缘线不同深度的三个温度传感器。具体的,如图2(a)和图2(b)所示,三

个温度传感器5距离几何前缘线7不同深度。

[0027] 步骤三:飞行器在临近空间高超声速飞行条件下,通过三个温度传感器获取的温度数据,得到超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料几何前缘线处热流变化,通过气动热数值计算得到在已知的一系列催化系数条件下第一翼前缘和第二翼前缘几何前缘线的热流变化,并与超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料几何前缘线处热流变化进行对比,获得超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料在临近空间高超声速条件下的催化特性。需要理解的是,气动热数值计算为比较成熟的技术,本实施例不再详细赘述。

[0028] 步骤四:获取飞行器的飞试残骸,对超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料翼前缘残骸进行切片,采用显微镜和XRD对切片的微观结构变化、材料成分变化进行分析,得到超高温陶瓷材料、抗氧化碳/碳材料、第一C/SiC和第二C/SiC材料经历的温度条件。

[0029] 其中,步骤三中气动热数值计算是将材料表面催化特性作为边界条件,求解一系列表面催化系数下的带组分源项的热化学反应流动N-S方程组,由傅立叶定律求解得到对应的表面热流。步骤四中抗氧化碳/碳材料几何翼前缘线附近SiO₂成分已经耗尽,由于SiO₂在1800℃以下难以耗尽完全,因此判断抗氧化碳/碳材料几何翼前缘附近峰值温度超过1800℃,超高温陶瓷材料几何前缘线附近SiO₂层较薄,SiO₂的生成温度为1300℃,因此判断超高温陶瓷材料几何翼前缘线峰值温度略超1300℃,第一C/SiC材料几何翼前缘线附近SiO₂耗尽,证明第一C/SiC材料几何前缘线附近温度超过1800℃,第二C/SiC材料几何翼前缘附近SiO₂未出现耗尽现象,但SiO₂出现明显的熔融状态,SiO₂熔点为1700℃,SiO₂耗尽的起始温度1800℃,因此,第二C/SiC材料几何翼前缘线附近的温度为1700℃~1800℃。

[0030] 上述实施例中,在步骤一中,第一凹槽1的横截面形状为梯形,第二凹槽2的横截面形状为梯形。具体的,如图1所示,第一凹槽1和第二凹槽2的横截面形状均为梯形,第一凹槽1、第二凹槽2与第一翼前缘的形状相对应,从而能够在第一翼前缘很好的开设第一凹槽1和第二凹槽2。

[0031] 上述实施例中,在步骤一中,第三凹槽3的横截面形状为梯形,第四凹槽4的横截面形状为梯形。具体的,如图1所示,第三凹槽3和第四凹槽4的横截面形状均为梯形,第三凹槽3、第四凹槽4与第二翼前缘的形状相对应,从而能够在第二翼前缘很好的开设第三凹槽3和第四凹槽4。

[0032] 上述实施例中,在步骤一中,超高温陶瓷材料设置于第一凹槽1内并与第一翼前缘胶接。具体的,将超高温陶瓷材料挤压入第一凹槽1内,并将超高温陶瓷材料与所接触的第一翼前缘胶接,从而使得连接牢固。

[0033] 上述实施例中,在步骤一中,第一C/SiC材料设置于第二凹槽2内并与第一翼前缘胶接。具体的,将第一C/SiC材料挤压入第二凹槽2内,并将第一C/SiC材料与所接触的第一翼前缘胶接,从而使得连接牢固。

[0034] 上述实施例中,在步骤一中,抗氧化碳/碳材料设置于第三凹槽3内并与第二翼前缘胶接。具体的,将抗氧化碳/碳材料挤压入第三凹槽3内,并将抗氧化碳/碳材料与所接触的第二翼前缘胶接,从而使得连接牢固。

[0035] 上述实施例中,在步骤一中,第二C/SiC材料设置于第四凹槽4内并与第二翼前缘

胶接。具体的,将第二C/SiC材料挤压入第四凹槽4内,并将第二C/SiC材料与所接触的第二翼前缘胶接,从而使得连接牢固。

[0036] 本发明实现多种耐热材料在同一飞试热环境下考核,直观对比在同一热环境下材料烧蚀性能、温度响应的差异,指导翼前缘耐热精细化设计;并且本发明采用翼前缘部件内部布置多个温度测点,实现了飞试条件下翼前缘部件温度梯度数据的实时获取。通过温度梯度辨识获得了真实飞行条件下的几何翼前缘线热流,对几何翼前缘热环境的精细化设计具有重要的意义;并且本发明通过飞试残骸切片进行了微观结构和成分分析,获取了翼前缘剖面微观结构形貌由外向内的变化情况,直观揭示飞试环境下翼前缘材料的热响应机制,为翼前缘材料在飞试条件下的精细化设计提供依据。

[0037] 以上所述的实施例只是本发明较优选的具体实施方式,本领域的技术人员在本发明技术方案范围内进行的通常变化和替换都应包含在本发明的保护范围内。

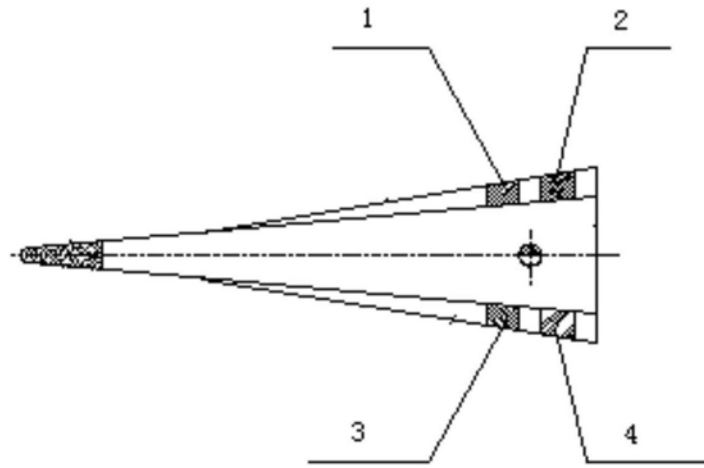


图1

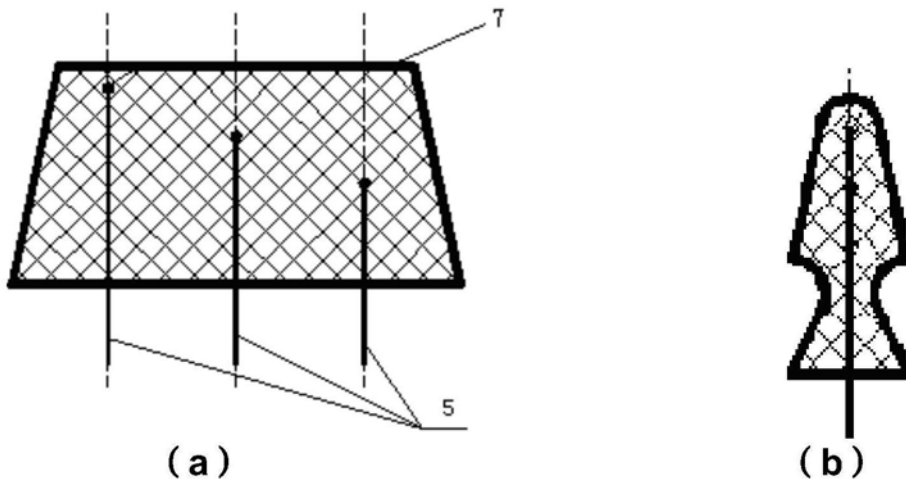


图2