



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110001181 A

(43)申请公布日 2019.07.12

(21)申请号 201910272651.9 *B32B 37/10*(2006.01)  
 (22)申请日 2019.04.04 *B32B 37/14*(2006.01)  
 (71)申请人 北京卫星制造厂有限公司 *B32B 38/00*(2006.01)  
 地址 100190 北京市海淀区知春路63号 *B64G 1/58*(2006.01)  
*B64G 1/66*(2006.01)

(72)发明人 陶积柏 尉世厚 张明 韩建超  
 张鹏飞 张璇 董薇 宫頔 刘佳  
 陈维强 黎昱 赖小明 张玉生  
 孙天峰 关鑫 沈淑康 郑建虎  
 杜巍

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心  
 11009  
 代理人 高志瑞

(51)Int.Cl.  
*B32B 37/12*(2006.01)  
*B32B 37/06*(2006.01)

权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54)发明名称

返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法

(57)摘要

本发明公开了一种返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,该方法包括如下步骤:步骤一:制备夹层结构的芯材、内面板和外面板;步骤二:制备头罩的防热层,并在防热层进行打孔;步骤三:将外面板与防热层的内表面胶接并固化,并在外面板上开设预埋件孔,在外面板及防热层的内侧机加螺孔;步骤四:将夹层结构的芯材与外面板胶接,并通过外面板的预埋件孔将预埋件嵌入芯材中;步骤五:在内面板上开设预埋件孔,将内面板与芯材胶接并固化;步骤六:在内面板加工后埋孔,将后埋件安装于后埋孔中,与内面板胶接并固化;步骤七:对头罩的防热层的外表面刷胶、固化及打磨。本发明实现了承载与防热功能。



1. 一种返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征在于,所述方法包括如下步骤:

步骤一:制备一体化头罩的承载结构中的芯材、内蒙皮和外蒙皮;

步骤二:制备一体化头罩的防热层,并在防热层进行打孔;

步骤三:对防热层的内表面刷胶、固化及打磨,之后将外蒙皮与防热层的内表面胶接并固化,并在外蒙皮上开设预埋件孔,在外蒙皮及防热层的内表面机加螺孔;

步骤四:将芯材与外蒙皮胶接,并通过外蒙皮的预埋件孔将预埋件嵌入芯材中,并进行固化;

步骤五:在内面板上开设预埋件孔,将内蒙皮与芯材胶接并固化;

步骤六:在内蒙皮加工后埋孔,将后埋件安装于后埋孔中,并与内蒙皮胶接并固化;

步骤七:对一体化头罩的防热层的外表面刷胶、固化及打磨。

2. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征在于:步骤一具体包括:

选定内蒙皮的增强体和基体、外蒙皮的增强体和基体、与夹层结构的芯材;

将内蒙皮的增强体和基体通过溶液法或者热熔法排布制备单向预浸料,将单向预浸料手工铺叠或自动铺丝或自动铺带制备内蒙皮预成型坯件,将内蒙皮预成型坯件通过真空袋-热压罐方式固化成型得到一体化头罩的内蒙皮;

将外蒙皮的增强体和基体通过溶液法或者热熔法排布制备单向预浸料,将单向预浸料手工铺叠或自动铺丝或自动铺带制备外蒙皮预成型坯件,将外蒙皮预成型坯件通过真空袋-热压罐方式固化成型得到一体化头罩的外蒙皮。

3. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征在于:在步骤二中,所述防热层的材料为轻质烧蚀防热材料,密度为 $0.2\sim 0.9\text{g}/\text{cm}^3$ ;所述防热层的内表面和外表面的机加方法为数控铣加工,装夹方式为专用支撑工装或者组合夹具装夹。

4. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征在于:在步骤三中,在防热层的内表面刷耐高温酚醛树脂,刷胶量为 $100\sim 500\text{g}/\text{m}^2$ ;然后再耐高温酚醛树脂的外层再涂刷耐高温硅橡胶,胶层厚度为 $0.05\sim 2\text{mm}$ ;

将外蒙皮与防热层的内表面胶接并固化具体包括如下步骤:

步骤一:制备外蒙皮顶部中心位置直径 $\Phi 300\sim \Phi 1500$ 的圆形瓣;

步骤二:制备外蒙皮周边的若干个扇形瓣;

步骤三:将圆形瓣贴到头罩的防热层内表面顶部,使得外蒙皮的圆形瓣的圆心与头罩防热层顶部圆心同心;

步骤四:将扇形瓣沿母线方向的两边沿着周向各剪 $1\sim 5$ 处开口,开口长度 $5\sim 150\text{mm}$ ;

步骤五:将所有的扇形瓣拼接成一个整体,各个扇形瓣拼接时预留 $0.5\sim 3\text{mm}$ 拼缝,通过真空袋-烘箱抽真空加压固化。

5. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征在于:在步骤四中,在预埋件高度方向的外表面包裹发泡胶并嵌入芯材装配到位,通过真空袋-热压罐抽真空加压固化;其中,

芯材与外蒙皮胶接用胶黏剂为J47C胶膜或者J310B胶膜。

6. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征  
在于:在步骤五中,内蒙皮与芯材胶接并固化具体包括如下步骤:

步骤一:制备内蒙皮顶部中心位置直径 $\Phi 300\sim\Phi 1500$ 的圆形瓣;

步骤二:制备内蒙皮周边的若干个扇形瓣;

步骤三:将圆形瓣贴到头罩的芯材的顶部,要求内蒙皮圆形瓣的圆心与芯材的顶部圆  
心同心;

步骤四:将扇形瓣沿母线方向的两边沿着周向各剪1~5处开口,开口长度5~150mm;

步骤五:将所有分瓣拼接成一个整体,各瓣拼接时预留0.5~3mm拼缝;

其中,内蒙皮与芯材的胶接用胶黏剂为J47C胶膜或者J310B胶膜,并通过真空袋-热压  
罐抽真空加压固化。

7. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征  
在于:在步骤六中,后埋件与内蒙皮胶接用胶黏剂为EA934NA或Redux420胶或J133胶。

8. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征  
在于:在步骤七中,隔热层的外表面刷胶为耐高温酚醛树脂,刷胶量为 $100\sim 500\text{g}/\text{m}^2$ 。

9. 根据权利要求1所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征  
在于:半球体半径 $r$ 为 $500\text{mm}\sim 2000\text{mm}$ ,总高度 $h$ 为不大于 $2\text{m}$ ,隔热层厚度 $\delta_f$ 在 $20\sim 100\text{mm}$ 范  
围,夹层结构厚度 $\delta_c$ 在 $10\sim 80\text{mm}$ 范围,夹层结构的外蒙皮厚度 $\delta_m$ 在 $0.1\sim 4\text{mm}$ 范围,夹层结构  
隔热芯材厚度 $\delta_x$ 在 $2\sim 79.6\text{mm}$ 范围。

10. 根据权利要求2所述的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,其特征  
在于:夹层结构为X-cor夹层结构、蜂窝夹层结构、泡沫夹层结构或点阵结构。

## 返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于第二宇宙速度的返回式飞船热防护系统技术领域,尤其涉及一种返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法。

### 背景技术

[0002] 返回式飞船以第二宇宙飞行速度再入飞行过程,大部分动能转变为空气的热能,而这些热能又以边界层对流和激波辐射形式在飞船表面形成极高的气动加热环境,飞船外表面须有可靠、耐冲刷的热防护系统,保护航天员的生命安全及航天器内部的设备。表面的隔热材料结构稳定性和完整性要求更高,同时隔热层与内部结构相连接,要求具有很高的承载能力,所以返回式飞船对热防护系统的轻量化、热防护性能及承载能力提出更高要求。国外航天飞机多采用大量、低密度的隔热瓦拼接而成,这种拼接方式存在结构稳定性差、安全性差、装配复杂、研制周期长等问题。国内神舟飞船返回舱采用将隔热层直接胶接在金属内壳上的结构形式。为解决国外航天飞机隔热瓦拼接成型带来的不足、国内飞船返回舱隔热材料不具备承载功能的不足,急需研制隔热材料低密度、高尺寸精度、整体成型的一体化隔热结构中的头罩成型工艺方法。

### 发明内容

[0003] 本发明解决的技术问题是:克服现有技术的不足,提供了一种返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,解决了国外航天飞机隔热瓦拼接成型带来的不足及国内飞船返回舱隔热材料不具备承载功能的不足,实现了承载与隔热功能。

[0004] 本发明目的通过以下技术方案予以实现:一种返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法,所述方法包括如下步骤:步骤一:制备一体化头罩的承载结构中的芯材、内蒙皮和外蒙皮;步骤二:制备一体化头罩的隔热层,并在隔热层进行打孔;步骤三:对隔热层的内表面刷胶、固化及打磨,之后将外蒙皮与隔热层的内表面胶接并固化,并在外蒙皮上开设预埋件孔,在外蒙皮及隔热层的内表面机加螺孔;步骤四:将芯材的一面与外蒙皮胶接,并通过外蒙皮的预埋件孔将预埋件嵌入芯材中,并进行固化;步骤五:将芯材的另一面与内蒙皮的胶接并固化,并根据预埋件在芯材中的嵌入位置在内蒙皮上开设预埋件孔;步骤六:在内蒙皮加工后埋孔,将后埋件安装于后埋孔中,并与内蒙皮胶接并固化;步骤七:对一体化头罩的隔热层的外表面刷胶、固化及打磨。

[0005] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,步骤一具体包括:选定内蒙皮的增强体和基体、外蒙皮的增强体和基体、与夹层结构的芯材;将内蒙皮的增强体和基体通过溶液法或者热熔法排布制备单向预浸料,将单向预浸料手工铺叠或自动铺丝或自动铺带制备内蒙皮预成型坯件,将内蒙皮预成型坯件通过真空袋-热压罐方式固化成型得到一体化头罩的内蒙皮;将外蒙皮的增强体和基体通过溶液法或者热熔法排布制备单向预浸料,将单向预浸料手工铺叠或自动铺丝或自动铺带制备外蒙皮预成型坯件,将外蒙皮预成型坯件通过真空袋-热压罐方式固化成型得到一体化头罩的内蒙皮。

[0006] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,在步骤二中,所述防热层的材料为轻质烧蚀防热材料,密度为 $0.2\sim 0.9\text{g}/\text{cm}^3$ ;所述防热层的内表面和外表面的机加方法为数控铣加工,装夹方式为专用支撑工装或者组合夹具装夹。

[0007] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,在步骤三中,在防热层的内表面刷耐高温酚醛树脂,刷胶量为 $100\sim 500\text{g}/\text{m}^2$ ;然后再耐高温酚醛树脂的外层再涂刷耐高温硅橡胶,胶层厚度为 $0.05\sim 2\text{mm}$ ;将外蒙皮与防热层的内表面胶接并固化具体包括如下步骤:步骤一:制备外蒙皮顶部中心位置直径 $\Phi 300\sim \Phi 1500$ 的圆形瓣;步骤二:制备外蒙皮周边的若干个扇形瓣;步骤三:将圆形瓣贴到头罩的防热层内表面顶部,使得外蒙皮的圆形瓣的圆心与头罩防热层顶部圆心同心;步骤四:将扇形瓣沿母线方向的两边沿着周向各剪 $1\sim 5$ 处开口,开口长度 $5\sim 150\text{mm}$ ;步骤五:将所有的扇形瓣拼接成一个整体,各个扇形瓣拼接时预留 $0.5\sim 3\text{mm}$ 拼缝,通过真空袋-烘箱抽真空加压固化。

[0008] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,在步骤四中,在预埋件高度方向的外表面包裹发泡胶并嵌入芯材装配到位,通过真空袋-热压罐抽真空加压固化;其中,芯材的一面与外蒙皮胶接用胶黏剂为J47C胶膜或者J310B胶膜。

[0009] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,在步骤五中,内蒙皮与芯材胶接并固化具体包括如下步骤:步骤一:制备内蒙皮顶部中心位置直径 $\Phi 300\sim \Phi 1500$ 的圆形瓣;步骤二:制备内蒙皮周边的若干个扇形瓣;步骤三:将圆形瓣贴到头罩的芯材的顶部,要求内蒙皮圆形瓣的圆心与芯材的顶部圆心同心;步骤四:将扇形瓣沿母线方向的两边沿着周向各剪 $1\sim 5$ 处开口,开口长度 $5\sim 150\text{mm}$ ;步骤五:将所有分瓣拼接成一个整体,各瓣拼接时预留 $0.5\sim 3\text{mm}$ 拼缝;其中,内蒙皮与芯材的胶接用胶黏剂为J47C胶膜或者J310B胶膜,并通过真空袋-热压罐抽真空加压固化。

[0010] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,在步骤六中,后埋件与内蒙皮胶接用胶黏剂为EA934NA或Redux420胶或J133胶;所述垫片为金属或非金属材料,与内蒙皮胶接用胶黏剂为Redux420胶或J133胶。

[0011] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,在步骤七中,防热层的外表面刷胶为耐高温酚醛树脂,刷胶量为 $100\sim 500\text{g}/\text{m}^2$ 。

[0012] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,半球体半径 $r$ 为 $500\text{mm}\sim 2000\text{mm}$ ,总高度 $h$ 为不大于 $2\text{m}$ ,防热层厚度 $\delta_f$ 在 $20\sim 100\text{mm}$ 范围,夹层结构厚度 $\delta_c$ 在 $10\sim 80\text{mm}$ 范围,夹层结构的外蒙皮厚度 $\delta_m$ 在 $0.1\sim 4\text{mm}$ 范围,夹层结构防热芯材厚度 $\delta_x$ 在 $2\sim 79.6\text{mm}$ 范围。

[0013] 上述返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法中,夹层结构为X-cor夹层结构、蜂窝夹层结构、泡沫夹层结构或点阵结构。

[0014] 本发明与现有技术相比具有如下有益效果:

[0015] (1) 本发明解决了国外航天飞机隔热瓦拼接成型带来的不足及国内飞船返回舱防热材料不具备承载功能的不足,实现了承载与防热功能;

[0016] (2) 本发明的制备方法工艺性好,适应性强,易于转化为生产线批量化生产,降低成本。

## 附图说明

[0017] 通过阅读下文优选实施方式的详细描述,各种其他的优点和益处对于本领域普通技术人员将变得清楚明了。附图仅用于示出优选实施方式的目的,而并不认为是对本发明的限制。而且在整个附图中,用相同的参考符号表示相同的部件。在附图中:

[0018] 图1是本发明实施例提供的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的示意图;

[0019] 图1-1是本发明实施例提供的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构中的夹层结构的示意图;

[0020] 图2是本发明实施例提供的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法的流程图;

[0021] 图3是本发明实施例提供的外蒙皮的分瓣结构的示意图;

[0022] 图4是本发明实施例提供的内蒙皮的分瓣结构的示意图。

## 具体实施方式

[0023] 下面将参照附图更详细地描述本公开的示例性实施例。虽然附图中显示了本公开的示例性实施例,然而应当理解,可以以各种形式实现本公开而不应被这里阐述的实施例所限制。相反,提供这些实施例是为了能够更透彻地理解本公开,并且能够将本公开的范围完整的传达给本领域的技术人员。需要说明的是,在不冲突的情况下,本发明中的实施例及实施例中的特征可以相互组合。下面将参考附图并结合实施例来详细说明本发明。

[0024] 返回式飞船采用可拆卸式防热结构,防热层通过承载结构与返回舱金属结构相连,飞船顶部为半球与锥过渡的回转体结构蜂窝夹层与防热材料一体化头罩(构型如图1所示),可以同时实现承载与防热功能。

[0025] 图2是本发明实施例提供的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构的制备方法的流程图。如图2所示,该方法包括如下步骤:

[0026] 第一进行一体化头罩的承载结构中的夹层结构的内蒙皮和外蒙皮的制备。

[0027] 第二进行防热层的内表面和外表面机加及部分打孔。

[0028] 第三进行防热层的内表面刷胶、固化及打磨,之后进行外蒙皮与防热层的内表面胶接并固化,配打外蒙皮的预埋件孔,在外蒙皮及防热层的内表面机加螺孔。

[0029] 第四进行夹层结构的芯材、预埋件与外蒙皮的胶接并固化。

[0030] 第五进行夹层结构的芯材与内蒙皮的胶接、固化;配打内蒙皮的预埋件孔。

[0031] 第六进行夹层结构的内蒙皮的后埋孔加工。

[0032] 第七进行后埋件与内连接套处的垫片胶接。

[0033] 第八进行防热层的外表面及外轮廓机加、夹层外轮廓及大开孔机加,一体化头罩的防热层的外表面刷胶、固化、打磨。

[0034] 所述夹层结构为X-cor夹层结构、蜂窝夹层结构、泡沫夹层结构、点阵结构。

[0035] 所述夹层结构蒙皮为纤维增强树脂基复合材料。纤维种类可以是碳纤维、玻璃纤维、有机纤维、陶瓷纤维和金属纤维等。碳纤维为T300及以上高强碳纤维或M40及以上高模量碳纤维等。玻璃纤维为E玻璃纤维、S玻璃纤维、玄武岩纤维等。有机纤维为芳纶纤维、超高分子量聚乙烯纤维、聚酰亚胺纤维、PBO纤维、PBI纤维等。陶瓷纤维硅酸铝纤维及改性纤维。金属纤维为铜纤维、铝纤维等。

[0036] 所述树脂基体为热塑性树脂,包括聚丙烯、聚碳酸酯、聚酰胺和聚砜等。热固性树脂包括环氧树脂、氰酸酯树脂等树脂。所述内、外蒙皮复合成型方法为先手工铺叠或自动铺丝或自动铺带铺叠,再通过真空袋-热压罐固化成型。手工铺叠所用单向预浸料制备方式为热熔法或者溶液法,单层厚度0.02mm~0.5mm范围。

[0037] 所述隔热材料为轻质烧蚀隔热材料,密度在0.2~0.9g/cm<sup>3</sup>范围。

[0038] 所述隔热材料内、外表面机加方法为数控铣加工,装夹方式为专用支撑工装或者组合夹具装夹。

[0039] 所述隔热材料内表面刷胶为耐高温酚醛树脂,刷胶量100~500g/m<sup>2</sup>范围。

[0040] 所述外蒙皮与隔热层胶接用胶黏剂为耐高温硅橡胶,胶层厚度0.05~2mm范围。固化方式为真空袋-烘箱抽真空加压固化。

[0041] 所述夹层结构芯材为有孔铝蜂窝、泡沫、C-corr等。

[0042] 所述芯材、埋件与外蒙皮的胶接用胶黏剂为J47C胶膜或者J310B胶膜及类似产品,发泡胶为J47D或J245D2及类似产品。固化方式为真空袋-热压罐抽真空加压固化。

[0043] 所述后埋机加与组合机加方法为数控铣加工,装夹方式为专用支撑工装或者组合夹具装夹。

[0044] 所述芯材与内蒙皮的胶接用胶黏剂为J47C胶膜或者J310B胶膜及类似产品。

[0045] 所述后埋胶接用胶黏剂为EA934NA或Redux420胶或J133胶。

[0046] 所述连接垫片为金属或非金属材料,胶黏剂为Redux420胶或J133胶。

[0047] 所述隔热材料外表面刷胶为耐高温酚醛树脂,刷胶量100~500g/m<sup>2</sup>范围。

[0048] 所述制备方法设计便于成型操作和为保证尺寸精度的工艺区,采用增大尺寸、增加构型方式进行产品坯件尺寸增大设计。

[0049] 所述头罩支撑工装指按照工艺再设计的气动外型面(凸面)净尺寸设计,外形尺寸大于再设计产品尺寸的整体支撑工装,工装要求能耐200℃以上高温;产品型面区域的气密性要求真空保压10分钟内压力变化值小于0.01MPa。

[0050] 具体的,该方法包括如下步骤:(1)根据产品的目标性能和尺寸选定蒙皮的增强体和树脂基体。

[0051] (2)根据一体化头罩的目标性能选定夹层结构的芯材。

[0052] (3)将步骤(1)中的增强体与基体通过溶液法或者热熔法排布制备单向预浸料用于手工铺叠,或通过浸润用于自动铺丝或者自动铺带。

[0053] (4)用步骤(3)中的预浸料手工铺叠或自动铺丝或自动铺带制备碳纤维复合材料蒙皮预成型坯件。

[0054] (5)将步骤(4)中的蒙皮预成型坯件通过真空袋-热压罐方式固化成型。

[0055] (6)数控铣加工隔热材料内、外表面,装夹方式为专用支撑工装或者组合夹具装夹。

[0056] (7)在步骤(6)加工后的隔热材料内表面刷耐高温酚醛树脂,刷胶量100~500g/m<sup>2</sup>范围。

[0057] (8)在步骤(7)中的隔热材料内表面涂刷耐高温硅橡胶,胶层厚度0.05~2mm范围。

[0058] (9)确定内、外蒙皮分瓣分案,然后依据方案将步骤(5)制备的外蒙皮分瓣后贴在步骤(8)中的隔热材料内表面耐高温硅橡胶层上,通过真空袋-烘箱抽真空加压固化。

- [0059] (10) 打磨步骤(9)中外蒙皮表面并清理,涂刷底胶与胶膜。
- [0060] (11) 将芯材拼接为目标尺寸,贴在步骤(10)中的外蒙皮上。
- [0061] (12) 在预埋件周围包裹发泡胶或类似产品并嵌入芯材装配到位,通过真空袋-热压罐抽真空加压固化。
- [0062] (13) 将步骤(5)制备的内蒙皮下表面贴胶膜后贴在步骤(12)中的芯材表面。
- [0063] (14) 数控铣加工后埋孔,装夹方式为专用支撑工装或者组合夹具装夹。
- [0064] (15) 在步骤(14)中后埋孔内胶接对应种类与数量的后埋件并固化。
- [0065] (16) 数控组合加工零件高度、孔位及外形轮廓,装夹方式为专用支撑工装或者组合夹具装夹。
- [0066] (17) 在步骤(16) 隔热材料外表面涂刷耐高温酚醛树脂,刷胶量 $100\sim 500\text{g}/\text{m}^2$ 范围,得到一体化头罩。
- [0067] 在步骤(9)中,外蒙皮包括中心圆形分瓣1和若干个周边扇形分瓣2;若干个周边扇形分瓣2沿中心圆形分瓣1的周向设置,相邻两个周边扇形分瓣2之间通过拼缝31相连接。扇形分瓣2上设置有沿着周向的开口4。
- [0068] 外蒙皮为外蒙皮顶部分为一个直径 $\Phi 300\sim \Phi 1500$ 的圆形瓣,与该圆形相连接的周边分成 $2\sim 36$ 个扇形瓣,每瓣沿母线方向的两边沿着周向各剪 $1\sim 5$ 处开口,开口长度 $5\sim 150\text{mm}$ 。将所有分瓣拼接成一个整体,各瓣拼接时预留 $0.5\sim 3\text{mm}$ 拼缝。分瓣方式如图3所示。
- [0069] 内蒙皮包括中心圆形分瓣11和若干个周边扇形分瓣21;若干个周边扇形分瓣21沿中心圆形分瓣11的周向设置,相邻两个周边扇形分瓣21之间通过拼缝31相连接。扇形分瓣21上设置有沿着周向的开口41。
- [0070] 内蒙皮为内蒙皮顶部分为一个直径 $\Phi 300\sim \Phi 1500$ 的圆形瓣,与该圆形相连接的周边分成 $2\sim 36$ 个扇形瓣,每瓣沿母线方向的两边沿着周向各剪 $1\sim 5$ 处开口,开口长度 $5\sim 150\text{mm}$ 。将所有分瓣拼接成一个整体,各瓣拼接时预留 $0.5\sim 3\text{mm}$ 拼缝。分瓣方式如图4所示。
- [0071] 下面1个实施例更加详细的说明制备过程:
- [0072] 一体化头罩的形尺寸为高 $909\text{mm}$ ,最大外径 $\Phi 2256.7\text{mm}$ ,蜂窝夹层厚度 $15\text{mm}$ ,面板材料为M40J/氰酸酯树脂复合材料,面板厚度 $0.32\text{mm}$ ,蜂窝芯规格 $0.03\times 3$ 的一体化头罩制备方法步骤如下:
- [0073] (1) 选定高模量碳纤维M40J作为蒙皮的增强体,高温环氧4211树脂为树脂基体。
- [0074] (2) 选定有孔铝蜂窝芯作为芯材。
- [0075] (3) 将步骤(1)中的增强体与基体通过溶液法排布制备单向预浸料,单层厚度 $0.08\text{mm}$ 。
- [0076] (4) 用步骤(3)中的预浸料手工铺叠制备碳纤维复合材料蒙皮预成型坯件,蒙皮分瓣7瓣。
- [0077] (5) 将步骤(4)中的蒙皮预成型坯件通过真空袋-热压罐方式固化成型。
- [0078] (6) 数控铣加工隔热材料内外表面,装夹方式为专用支撑工装。
- [0079] (7) 在步骤(6)加工后的隔热材料内表面刷192酚醛树脂,刷胶量 $(250\pm 10)\text{g}/\text{m}^2$ 。
- [0080] (8) 在步骤(7)中的隔热材料内表面涂刷RTV560,胶层厚度 $0.15\text{mm}$ 。
- [0081] (9) 确定内、外蒙皮分瓣分案,然后依据方案将步骤(5)制备的碳纤维外蒙皮分为7瓣,顶部为 $\Phi 1200$ 的圆,周边为6瓣扇形,贴在步骤(8)中的隔热材料内表面耐高温硅橡胶层

上,通过真空袋-烘箱抽真空加压固化。

[0082] (10) 打磨步骤(9)中外蒙皮表面并清理,刷J47B底胶并贴一层J47C胶膜。

[0083] (11) 将蜂窝芯分11瓣拼接,其中顶部为 $\Phi 1200$ 的圆,周边为10瓣扇形,各部分之间用J47D连接,贴在步骤(10)中的外蒙皮上。

[0084] (12) 在预埋件周围包裹发泡胶J47D并嵌入蜂窝芯装配到位,通过真空袋-热压罐抽真空加压固化。

[0085] (13) 将步骤(5)制备的碳纤维内蒙皮下表面刷J47B底胶并贴一层J47C胶膜后分瓣,顶部为 $\Phi 1300$ 的圆,周边为6瓣扇形,后贴在步骤(12)中的蜂窝芯表面,胶膜面与蜂窝芯接触。

[0086] (14) 数控铣加工后埋孔,装夹方式为专用支撑工装。

[0087] (15) 在步骤(14)中后埋孔内胶接对应种类与数量的后埋件并固化。

[0088] (16) 数控组合加工零件高度、孔位及外形轮廓,装夹方式为专用支撑工装。

[0089] (17) 在步骤(16)隔热材料外表面涂刷192酚醛树脂,胶量 $(250 \pm 10) \text{ g/m}^2$ ,得到一体化头罩。

[0090] 图1-1是本发明实施例提供的返回式飞船防热与承载一体化头罩结构中的夹层结构的示意图。如图1-1所示,与现有技术相比,本发明的一体化头罩结构为外层隔热材料与内层夹层结构,兼有隔热性能与承载性能,同时具有可拆卸重复利用功能,且本发明的制备方法产品精度高,尺寸精度优于2mm。可实现尺寸范围宽,半球体半径 $r$ 在SR500mm~SR2000mm范围、总高度 $h$ 为2m以内、隔热层厚度 $\delta_f$ 在20~100mm范围、夹层结构厚度 $\delta_c$ 在10~80mm范围,夹层结构面板厚度 $\delta_m$ 在0.1~4mm范围,夹层结构芯材厚度 $\delta_x$ 在2~79.6mm范围。

[0091] 本发明解决了国外航天飞机隔热瓦拼接成型带来的不足及国内飞船返回舱隔热材料不具备承载功能的不足,实现了承载与隔热功能;本发明的制备方法工艺性好,适应性强,易于转化为生产线批量化生产,降低成本。

[0092] 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。

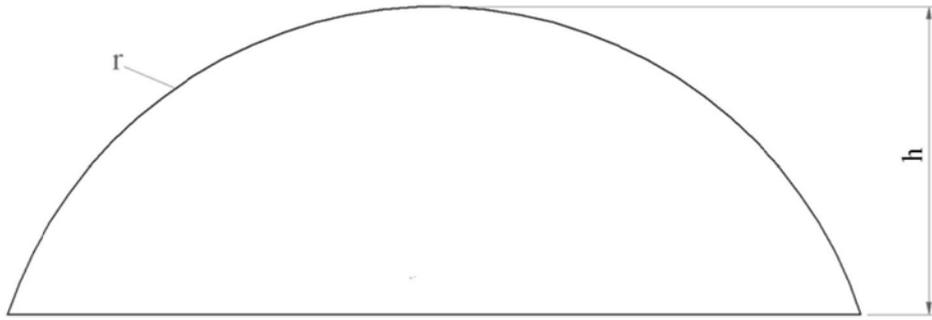


图1

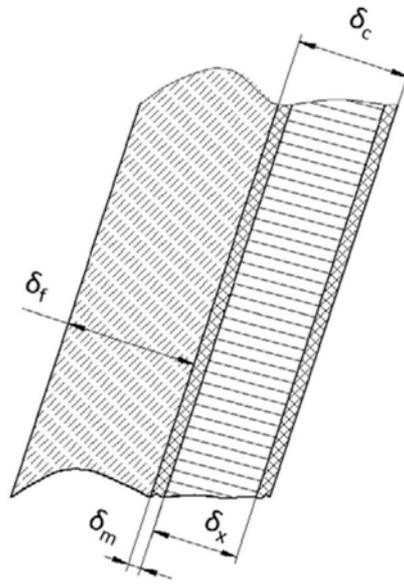


图1-1

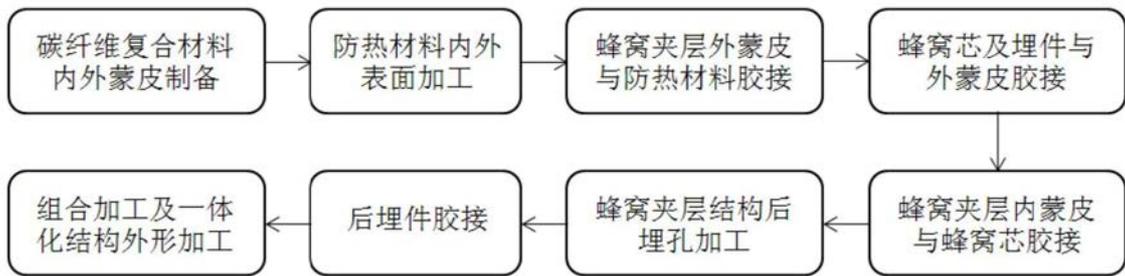


图2

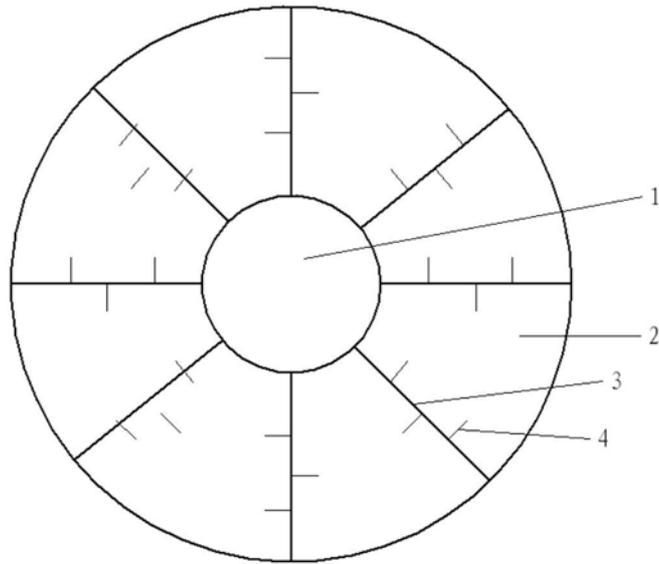


图3

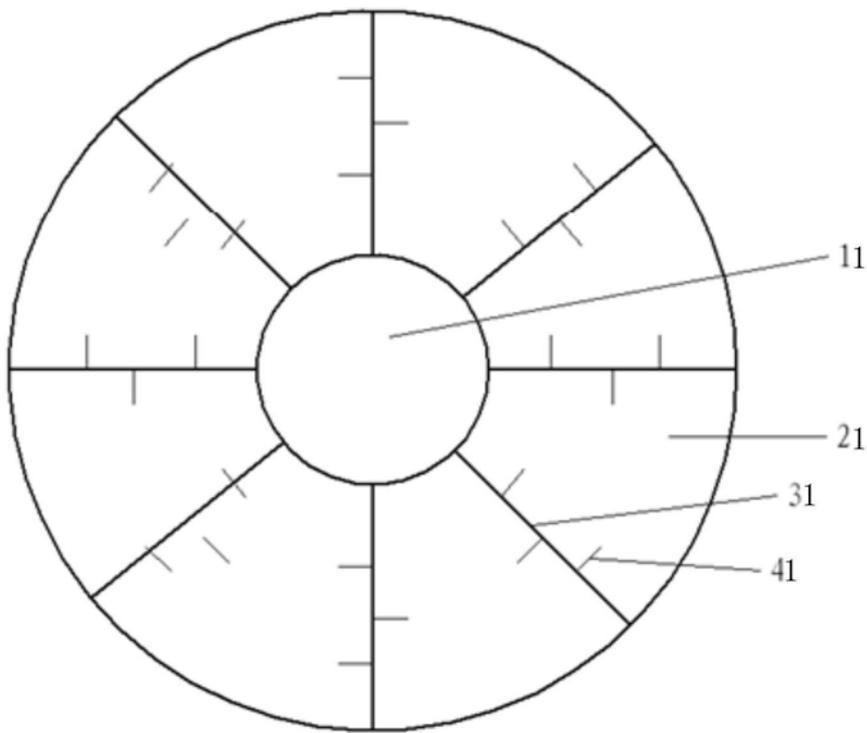


图4