



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 109573094 B

(45)授权公告日 2020.08.18

(21)申请号 201811481114.7

审查员 李春洋

(22)申请日 2018.12.05

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 109573094 A

(43)申请公布日 2019.04.05

(73)专利权人 湖北航天技术研究院总体设计所

地址 430040 湖北省武汉市金山大道9号

(72)发明人 徐国伟 戴肇鹏 程昌 卢迪

张正义 杨发权 汪文龙

(74)专利代理机构 武汉智权专利代理事务所

(特殊普通合伙) 42225

代理人 余浩

(51)Int.Cl.

B64F 5/10(2017.01)

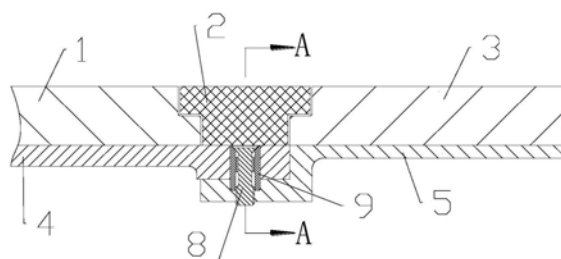
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54)发明名称

一种基于飞行器舱段对接的热防护装置

(57)摘要

本发明公开了一种基于飞行器舱段对接的热防护装置,所述热防护装置包括:第一舱段壳体,其外覆有第一舱段防护层;第二舱段壳体,其与所述第一舱段壳体相连;所述第二舱段壳体外覆有与所述第一舱段防护层相连的第二舱段防护层;搭接盖板,其适配于所述第一舱段防护层和所述第二舱段防护层形成的双边台阶状腔内并抵接于所述第一舱段壳体上。本发明其舱段壳体和舱段防护层、舱段防护层和搭接盖板独立安装,搭接盖板使得第一舱段防护层和第二舱段防护层相互独立,有效避免了第一舱段防护层和第二舱段防护层在高温高压下滑移的影响;搭接盖板的台阶状结构有效阻止高速热流对于舱段壳体加热或进入舱段内部。



1. 一种基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述热防护装置包括:  
第一舱段壳体(4),其外覆有第一舱段防护层(1);  
第二舱段壳体(5),其与所述第一舱段壳体(4)相连;所述第二舱段壳体(5)外覆有与所述第一舱段防护层(1)相连的第二舱段防护层(3);  
搭接盖板(2),其适配于所述第一舱段防护层(1)和所述第二舱段防护层(3)形成的双边台阶状腔内并抵接于所述第一舱段壳体(4)上。
2. 根据权利要求1所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述搭接盖板(2)呈“T”型结构;  
所述搭接盖板(2)适配于所述第一舱段防护层(1)和所述第二舱段防护层(3)形成的双边单台阶状腔内。
3. 根据权利要求1所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述搭接盖板(2)与所述第一舱段防护层(1)、所述第二舱段防护层(3)形成的双边台阶状腔的侧面存在缝隙。
4. 根据权利要求1所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述第二舱段壳体(5)具有折弯部,所述折弯部上承接有所述第一舱段壳体(4);其中,所述第一舱段壳体(4)通过紧固件(8)固定于所述第二舱段壳体(5)上。
5. 根据权利要求4所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,位于所述折弯部上的所述第一舱段壳体(4)中设有空腔(41),所述空腔(41)用于容纳部分用于连接所述第一舱段壳体(4)与所述第二舱段壳体(5)的楔块连接组件。
6. 根据权利要求5所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述楔块连接组件包括:  
至少两楔块连接件(7),其置于所述第二舱段壳体(5)上,且部分内置于所述空腔(41)中;  
防窜块(9),其设于所述楔块连接件(7)空间均布形成的内腔中,用于防止所述楔块连接件(7)在飞行器飞行振动中脱离;其中,所述防窜块(9)采用紧固件(8)固定于所述第二舱段壳体(5)上;所述紧固件(8)的拧进方向为自所述第一舱段壳体(4)向所述第二舱段壳体(5)。
7. 根据权利要求6所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述楔块连接件(7)剩余部分适配于所述第二舱段壳体(5)上的第二槽口(51)内。
8. 根据权利要求7所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述第一舱段壳体(4)上设有与所述第二槽口(51)相对的第一槽口(42),所述楔块连接件(7)剩余部分适配于所述第一槽口(42)和所述第二槽口(51)形成的槽道内。
9. 根据权利要求6所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述防窜块(9)的形状适配于所述楔块连接件(7)形成的内腔中。
10. 根据权利要求1所述的基于飞行器舱段对接的热防护装置,其特征在于,所述搭接盖板(2)通过若干隔热连接件(6)安装在所述第一舱段壳体(4)上。

## 一种基于飞行器舱段对接的热防护装置

### 技术领域

[0001] 本发明涉及高速飞行器舱段对接结构的热防护技术领域,具体涉及一种基于飞行器舱段对接的热防护装置。

### 背景技术

[0002] 飞行器各舱段连接一般采用“U”形框、“L”形框、双“L形”形框连接,这些类型连接占用舱内空间较大;舱段对接或连接后,舱段间会形成一道缝隙,若不对缝隙进行处理,会导致高速热流进入舱内影响舱内单机工作,尤其对于飞行环境恶劣的飞行器,舱段防护层,即舱段隔热层,会发生滑移或变形,导致对接缝隙逐渐变大,高速热流直接对舱段金属壳体加热,导致舱段失效影响飞行成败。

[0003] 目前对于飞行环境恶劣的舱段对接热防护结构一般均采用防护层单边搭接结构或嵌入结构,保证防护层有轴向滑移后仍可对接缝隙进行防护,此类型的防护层搭接结构与舱段大面积防护层一体化的,适合舱段“U”形框及“L”形框连接结构。

[0004] 对于高马赫长时间大气层内飞行的飞行器,尤其是小直径舱段的飞行器,其舱内空间有限,舱内装填比系数高,径向连接热防护结构设计困难,设计可靠性很难保证,为保证舱段对接后安装的便利性,防护层搭接结构需要独立安装。

### 发明内容

[0005] 针对现有技术中存在的缺陷,本发明的目的在于提供一种基于飞行器舱段对接的热防护装置,其舱段壳体和舱段防护层、舱段防护层和搭接盖板独立安装,搭接盖板使得第一舱段防护层和第二舱段防护层相互独立,有效避免了第一舱段防护层和第二舱段防护层在高温高压下滑移的影响;搭接盖板的台阶状结构有效阻止高速热流对于舱段壳体加热或进入舱段内部。

[0006] 为达到以上目的,本发明采取的技术方案是:

[0007] 一种基于飞行器舱段对接的热防护装置,所述热防护装置包括:

[0008] 第一舱段壳体,其外覆有第一舱段防护层;

[0009] 第二舱段壳体,其与所述第一舱段壳体相连;所述第二舱段壳体外覆有与所述第一舱段防护层相连的第二舱段防护层;

[0010] 搭接盖板,其适配于所述第一舱段防护层和所述第二舱段防护层形成的双边台阶状腔内并抵接于所述第一舱段壳体上。

[0011] 在上述技术方案的基础上,所述搭接盖板呈“T”型结构;

[0012] 所述搭接盖板适配于所述第一舱段防护层和所述第二舱段防护层形成的双边单台阶状腔内。

[0013] 在上述技术方案的基础上,所述搭接盖板与所述第一舱段防护层、所述第二舱段防护层形成的双边台阶状腔的侧面存在缝隙。

[0014] 在上述技术方案的基础上,所述第二舱段壳体具有折弯部,所述折弯部上承接有

所述第一舱段壳体;其中,所述第一舱段壳体通过紧固件固定于所述第二舱段壳体上。

[0015] 在上述技术方案的基础上,位于所述折弯部上的所述第一舱段壳体中设有空腔,所述空腔用于容纳部分用于连接所述第一舱段壳体与所述第二舱段壳体的楔块连接组件。

[0016] 在上述技术方案的基础上,所述楔块连接组件包括:

[0017] 至少两楔块连接件,其置于所述第二舱段壳体上,且部分内置于所述空腔中;

[0018] 防窜块,其设于所述楔块连接件空间均布形成的内腔中,用于防止所述楔块连接件在飞行器飞行振动中脱离;其中,所述防窜块采用固定于紧固件所述第二舱段壳体上;所述紧固件的拧进方向为自所述第一舱段壳体向所述第二舱段壳体。

[0019] 在上述技术方案的基础上,所述楔块连接件剩余部分适配于所述第二舱段壳体上的第二槽口内。

[0020] 在上述技术方案的基础上,所述第一舱段壳体上设有与所述第二槽口相对的第一槽口,所述楔块连接件剩余部分适配于所述第一槽口和所述第二槽口形成的槽道内。

[0021] 在上述技术方案的基础上,所述防窜块的形状适配于所述楔块连接件形成的内腔中。

[0022] 在上述技术方案的基础上,所述搭接盖板通过若干隔热连接件安装在所述第一舱段壳体上。

[0023] 与现有技术相比,本发明的优点在于:

[0024] 本发明提供一种基于飞行器舱段对接的热防护装置,其舱段壳体和舱段防护层、舱段防护层和搭接盖板独立安装,搭接盖板使得第一舱段防护层和第二舱段防护层相互独立,有效避免了第一舱段防护层和第二舱段防护层在高温高压下滑移的影响;搭接盖板的台阶状结构有效阻止高速热流对于舱段壳体加热或进入舱段内部。对于小直径舱段的飞行器,其舱内空间有限,舱内装填比系数高,采用楔块连接组件连接,减少舱段壳体连接部分所占的内部空间,实现了舱段壳体间的可靠连接。

## 附图说明

[0025] 图1为本发明实施例中一种基于飞行器舱段对接的热防护装置的全剖主视图;

[0026] 图2为图1中A-A向剖视图;

[0027] 图3为本发明实施例中一种基于飞行器舱段对接的热防护装置拆除搭接盖板的全剖主视图;

[0028] 图4为本发明实施例中第一舱段壳体和第二舱段壳体(拆除楔块连接组件)的连接主剖视图;

[0029] 图5为本发明实施例中一种基于飞行器舱段对接的热防护装置拆除搭接盖板的俯视图;

[0030] 图6为本发明实施例中第一舱段壳体和第二舱段壳体的连接俯视图;

[0031] 图7为本发明实施例中第一舱段壳体和第二舱段壳体的连接主视图;

[0032] 图中:1-第一舱段防护层,2-搭接盖板,3-第二舱段防护层,4-第一舱段壳体,41-空腔,42-第一槽口,5-第二舱段壳体,51-第二槽口,6-隔热连接件,7-楔块连接件,8-紧固件,9-防窜块。

## 具体实施方式

[0033] 以下将结合附图对本发明中各实施例的技术方案进行清楚、完整的描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明的一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动的前提下所得到的所有其它实施例,都属于本发明所保护的范围。

[0034] 在本发明的描述中,需要说明的是,术语“中心”、“上”、“下”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,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。此外,术语“第一”、“第二”、“第三”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0035] 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“安装”、“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;可以是直接相连,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。需要指出的是,所有附图均为示例性的表示。对于本领域的普通技术人员而言,可以具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0036] 下面通过具体的实施例子并结合附图对本发明做进一步的详细描述。

### [0037] 实施例1

[0038] 参见图1~7所示,本发明实施例提供一种基于飞行器舱段对接的热防护装置,所述热防护装置包括第一舱段壳体4、第二舱段壳体5、第一舱段防护层1、第二舱段防护层3及搭接盖板2;

[0039] 所述第一舱段壳体4外覆有第一舱段防护层1;所述第二舱段壳体5与所述第一舱段壳体4相连;所述第二舱段壳体5外覆有与所述第一舱段防护层1相连的第二舱段防护层3;所述第一舱段防护层1、所述第二舱段防护层3均为高效隔热材料,其分别固定安装在所述第一舱段壳体4、所述第二舱段壳体5外。

[0040] 搭接盖板2,其适配于所述第一舱段防护层1和所述第二舱段防护层3形成的双边台阶状腔内并抵接于所述第一舱段壳体4上;且所述搭接盖板2与所述第一舱段防护层1、所述第二舱段防护层3形成的双边台阶状腔的侧面存在缝隙;具体地,所述搭接盖板2通过若干隔热连接件6安装在所述第一舱段壳体4上,在高马赫飞行环境下所述第一舱段防护层1、所述第二舱段防护层3会发生滑移或收缩,双边台阶状的所述搭接盖板2可对舱段壳体进行有效防隔热、阻止高速气流对舱段壳体加热或进入舱段内部;在本发明实施例中,所述搭接盖板2呈“T”型结构;所述搭接盖板2与所述第一舱段防护层1和所述第二舱段防护层3形成双边单台阶结构,“T”型结构为所述搭接盖板2在满足有效防隔热、阻止高速气流对舱段壳体加热或进入舱段内部的前提下的最简结构。在本实施例中,所述搭接盖板2选用高效防隔热材料。

[0041] 作为对本实施例的进一步完善与补充,如图1所示,所述第二舱段壳体5具有折弯部,所述折弯部上承接有所述第一舱段壳体4;其中,所述第一舱段壳体4通过紧固件8固定于所述第二舱段壳体5上。位于所述折弯部上的所述第一舱段壳体4中设有空腔41,所述空腔41用于容纳部分用于连接所述第一舱段壳体4与所述第二舱段壳体5的楔块连接组件。所述第一舱段壳体4承接于所述第二舱段壳体5上,这种连接方式适用于小直径舱段的飞行

器,由于舱内空间有限,舱内装填比系数高,采用楔块连接有效减少舱段连接结构所占内部空间。

[0042] 作为对本实施例的进一步完善与补充,如图2~6所示,所述楔块连接组件包括至少两楔块连接件7、防窜块9;至少两楔块连接件7置于所述第二舱段壳体5上,且部分内置于所述空腔41中。在本实施例中,所述楔块连接件7为两个;所述防窜块9设于所述楔块连接件7空间均布形成的内腔中,且所述防窜块9的形状适配于所述楔块连接件7形成的内腔中,用于防止所述楔块连接件7在飞行器飞行振动中脱离;其中,所述防窜块9采用紧固件8固定于所述第二舱段壳体5上;所述紧固件8的拧进方向为自所述第一舱段壳体4向所述第二舱段壳体5。

[0043] 具体地,如图7所示,所述楔块连接件7剩余部分适配于所述第二舱段壳体5上的第二槽口51内。所述第一舱段壳体4上设有与所述第二槽口51相对的第一槽口42,所述楔块连接件7剩余部分适配于所述第一槽口42和所述第二槽口51形成的槽道内。

[0044] 所述楔块连接件7呈“L”状,其一端横卧于所述第一槽口42和所述第二槽口51中,另一端嵌于所述空腔41中,两所述楔块连接件7之间安装有一呈矩形的防窜块9,且所述防窜块9采用紧固件8固定安装在所述第二舱段壳体5上用于限制所述楔块连接件7的运动,在本实施例中紧固件8为连接螺钉,防止可所述楔块连接件7在飞行器飞行振动中脱离,实现了所述第一舱段壳体4和所述第二舱段壳体5的可靠连接。

[0045] 在所述第一舱段壳体4和所述第二舱段壳体5采用楔块连接组件连接完成后;第一舱段防护层1、第二舱段防护层3在所述第一舱段壳体4和所述第二舱段壳体5连接前就安装在所述第一舱段壳体4和所述第二舱段壳体5上,或是第一舱段防护层1、第二舱段防护层3在所述第一舱段壳体4和所述第二舱段壳体5连接后安装在所述第一舱段壳体4和所述第二舱段壳体5上;具体地,所述楔块连接组件全部落在所述搭接盖板2的底面范围内。

[0046] 本发明实施例提供一种基于飞行器舱段对接的热防护装置,其舱段壳体和舱段防护层、舱段防护层和搭接盖板独立安装,搭接盖板使得第一舱段防护层1和第二舱段防护层3相互独立,有效避免了第一舱段防护层1和第二舱段防护层3在高温高压下滑移的影响;搭接盖板2的台阶状结构有效阻止高速热流对于舱段壳体加热或进入舱段内部。对于小直径舱段的飞行器,其舱内空间有限,舱内装填比系数高,采用楔块连接组件连接,减少舱段壳体连接部分所占的内部空间,实现了舱段壳体间的可靠连接。

[0047] 本发明不局限于上述实施方式,对于本技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明原理的前提下,还可以做出若干改进和润饰,这些改进和润饰也视为本发明的保护范围之内。本说明书中未作详细描述的内容属于本领域专业技术人员公知的现有技术。

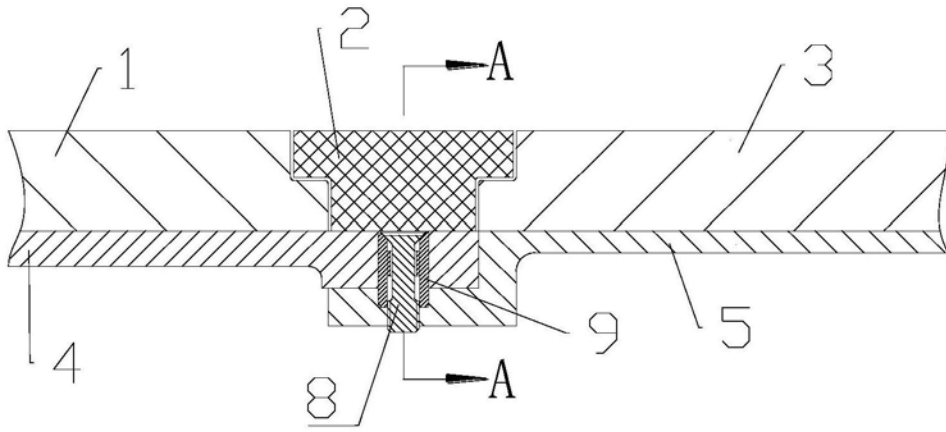


图1

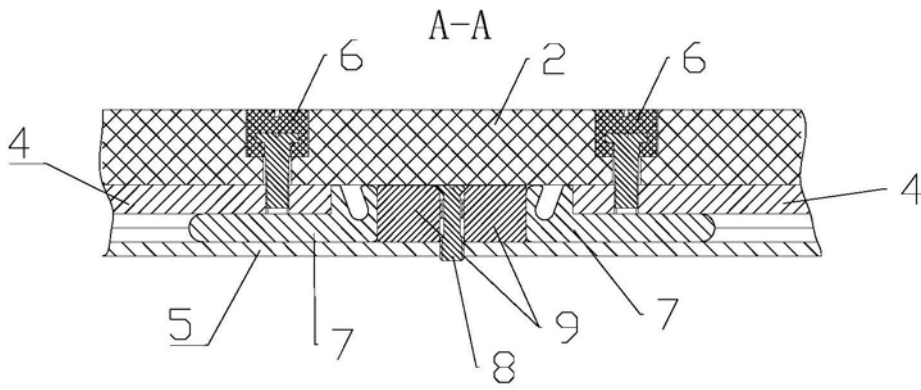


图2

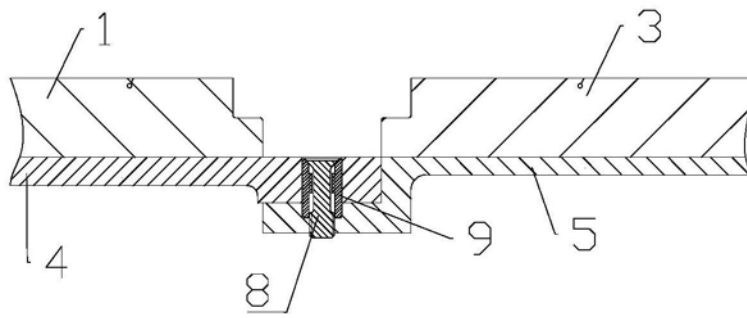


图3

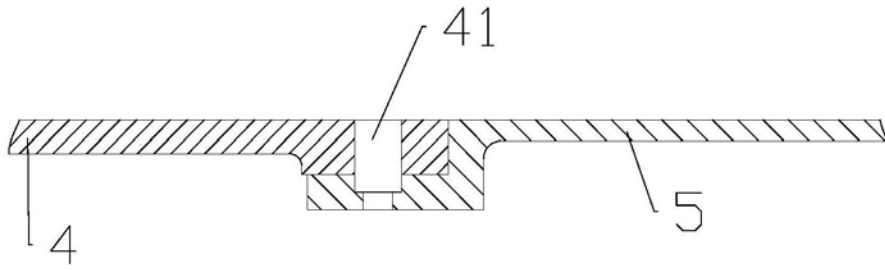


图4

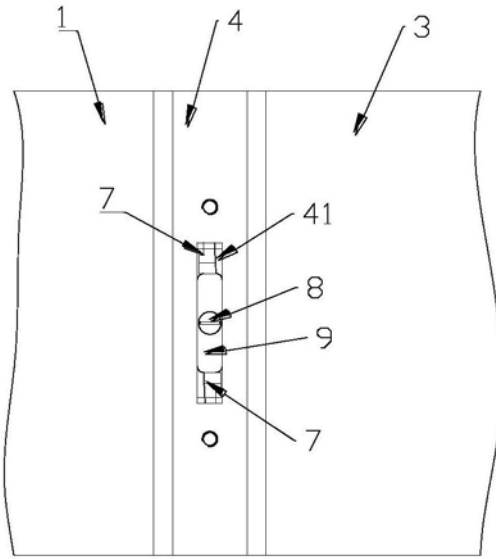


图5

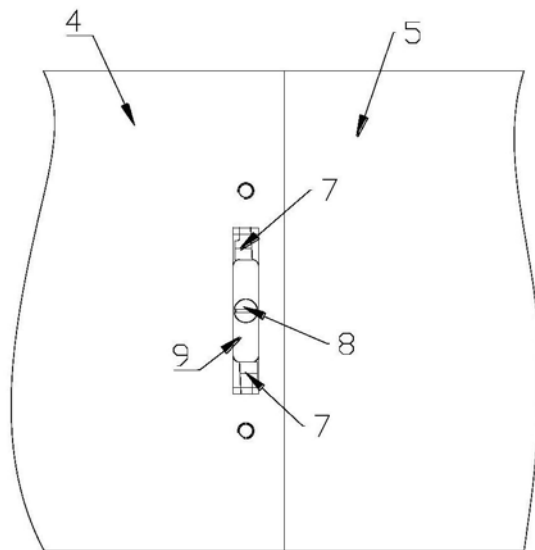


图6



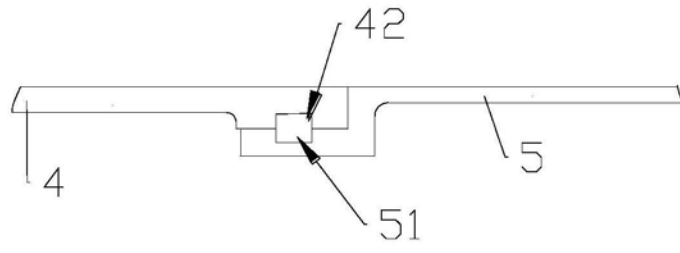


图7