

# 美国金属热防护系统研究进展

曹 义 程海峰 肖加余 李永清

(国防科技大学航天与材料工程学院重点实验室,长沙 410073)

**摘 要** 简述了美国为可重复使用运载器研制的金属热防护系统的研究现状及其发展趋势。详细介绍了金属热防护系统的结构组成及其分析设计和测试。金属热防护系统与传统热防护系统相比,隔热层和承力结构一体化,无需气动外壳,可以减轻系统质量,隔热面板容易安装和拆卸,可以大大节省维护时间和成本,适合可重复使用运载器降低成本、提高可靠性的要求。

**关键词** 金属热防护系统,性能评估,重复使用,运载器

## An Introduction to American Metallic TPS Research Work

Cao Yi Cheng Haifeng Xiao Jiayu Li Yongqing

(Key Lab. of Advanced Ceramic Fiber and Composites, College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073)

**Abstract** The research activities of metallic Thermal Protection Systems (TPS) for Reusable Launch Vehicle (RLV) are reviewed. The configuration, design and tests of the TPS are introduced. In comparison with traditional TPS, the systems introduced are light in mass and easy to assemble and disassemble so that the cost and maintenance time can be saved and the reliability for RLV can be improved.

**Key words** Metallic thermal protection systems, Property evaluation, Reusable, Launch vehicle

### 1 前言

可重复使用运载器(Reusable Launch Vehicle, RLV)是降低天地运输成本,提高运载能力和发射频率的必由之路,因此受到航天发达国家和地区的重视。2000年,美国NASA和SLI(Space Launch Initiative)提出了第二代可重复使用运载器研制计划。计划的目的是研制一种发射价格比现有航天飞机低10倍(每千克有效载荷的发射价格控制在1000美元左右),而可靠性高100倍的可重复使用运载器。

对于可重复使用运载器,热防护系统(TPS)与电子设备、推进和承力结构具有同等重要的作用。它决定了运载器的再入轨道和再入加速度,影响运载器的发射维护费用和运载能力。表1列出了航天飞

机上使用的热防护材料及其一些性能<sup>[1]</sup>。

表1 各种热防护材料的优缺点

Tab.1 Comparison of several TPS

热防护材料	制造	安装	维护	最高使用温度/	生命周期费用
防热毛毡	容易	容易	易于更换	399	最低
陶瓷防热毯	一般	容易	易于更换	815	低
陶瓷防热瓦	难	工作量大	-	649~1260	中等
C/C复合材料	昂贵	难安装	难更换	1627	高

对于防热设计来说,普通的返回式航天器是一次性使用的,因而其再入防热问题较易解决。航天飞机的设计目的是要重复使用,但其热防护材料远不能满足要求。在投入使用后航天飞机发射费用远

收稿日期:2003-01-08;修回日期:2003-03-25

曹义,1978年出生,硕士研究生,主要从事功能材料的研究工作

宇航材料工艺 2003年 第3期

— 9 —

没有象预料的那样便宜;而且每次发射后都要进行检修,不可能按照原目标每年进行 24 次飞行。目前,航天飞机每次飞行后用于更换修复 TPS 的工时数为 17 000 h 左右<sup>[1]</sup>。新一代 RLV 的设计目标中的一个重要方面就是研制先进的 TPS,降低更换维护费用和时间,从而可以使 RLV 在数天后再次飞行。为达成上述目的,金属 TPS 的研究被提上日程。金属 TPS 存在满足 RLV 要求的潜在能力。有关新一代 RLV 的方案有多种,从 1997 年开始由美国洛马公司研制的“X-33 先进技术验证机”,被列入正式研制项目,虽然由于其复合材料液氢储罐出现问题而失败,但其提出的 TPS 概念得到了验证。在 X-33 先进技术验证机上,由覆盖在飞行器大片表面的金属蜂窝 TPS 板构成其气动外壳,而只有鼻锥和机翼前缘用 C/C 复合材料制作。

TPS 是 RLV 项目的第一阶段要求完善的关键技术之一。NASA Langley 研究中心 (NASA LaRC) 和 McDonnell 航天公司达成合作协议,发展金属和耐火复合材料 TPS。根据合作协议,NASA LaRC 主要研究金属 TPS,而 McDonnell 航天公司研究耐火复合材料 TPS,本文提及的大部分金属 TPS 都是出自此协议<sup>[1]</sup>。金属 TPS 的先驱研究大都由 NASA LaRC 领导,目前的工作是对预封装超耐热合金蜂窝板概念的评估和发展。欧洲与日本虽然也积极进行 RLV 的研究<sup>[2~4]</sup>,但是未见其有金属 TPS 的报道。

## 2 金属热防护系统的主要特点

防热结构通常由防热层、隔热层和承力结构三部分组成。金属 TPS 采用预封装蜂窝夹芯结构,防热层和承力结构一体化,都由金属蜂窝夹芯结构承担,隔热层由填在金属盒中的轻质绝热纤维承担,其特点如下:(1)无需气动外壳,质量比航天飞机热防护系统显著降低,经久耐用,无需防水,降低了成本;(2)在通过大气层飞行时,保护运载器免受气动应力和再入大气的高温;(3)保护空间运输系统免受微流星体和空间碎片撞击;(4)金属热防护面板与脆性防热瓦系统相比,可以大大减少维修时间和成本;(5)面板容易安装、拆卸。

## 3 研究现状

### 3.1 超耐热合金蜂窝热防护系统板

超耐热合金蜂窝 TPS 板是热防护系统的最小单元,整个 TPS 由这种 TPS 板拼装而成。

预封装超耐热合金蜂窝 TPS 通过以 RLV 需求为指导作的评估而得到逐步提高。图 1 是这种 TPS 板的结构图。超耐热合金蜂窝 TPS 板由 0.152 mm 厚超耐热合金箔铺在金属蜂窝两面,内部填充绝热纤维材料并封装制得。侧面的金属板做成褶皱状以减少热应力和抵抗受压时的弯曲变形。外层蜂窝夹芯和侧面都由镍基超耐热合金 Inconel 617 制成。这种合金可以承受 982 ~ 1 038 的高温,极限瞬时耐热可达约 1 093 。表 2 列出了在 Metal Suppliers Online 网站找到的 Inconel 617 的一些成分数据。Inconel 617 是固溶体增强的合金,具有优良的抗氧化性,广泛的耐腐蚀性,优良的高温强度;其熔点为 1 362.8 ,密度为 8.6 g/cm<sup>3</sup>;主要应用于需要抵抗高温(超过 982 )腐蚀的应用领域。用于燃气涡轮机的燃烧室和高温管道、工业炉的高温部件等。

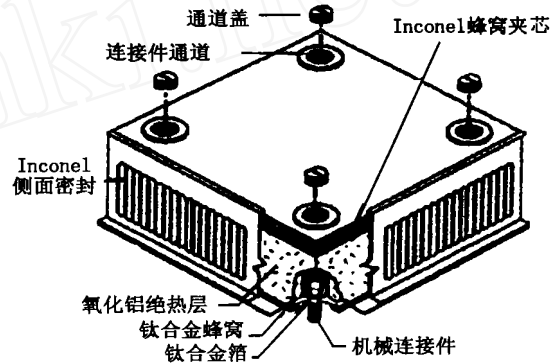


图 1 超耐热合金蜂窝 TPS 板解剖图

Fig. 1 Detailed structure of prepackaged superalloy honeycomb TPS panel

表 2 Inconel 617 的成分

Tab. 2 Chemical composition of inconel 617

% (质量分数)			
元素	含量	元素	含量
Al	0.8 ~ 1.5	Mn	<1.0
B	>0.006	Mo	8 ~ 10
C	0.05 ~ 0.15	Ni	余量
Cr	20 ~ 24	Si	<1.0
Co	10 ~ 15	S	<0.015
Cu	<0.5	Ti	0.2 ~ 0.5
Fe	<3.0		

TPS 装配时板与板之间存在间隙,其上表面密  
宇航材料工艺 2003 年 第 3 期

封由 TPS 板的表层金属箔和褶皱侧面的凸缘外伸约 7.6 mm 来互相配合实现,这样可以阻止热气体在板间空隙的流动。对于这种约 30.5 cm 见方的板,只需要大于 5.1 mm 的间隙来容纳板的外表面的线膨胀;在决定板间距的时候还应考虑应力变形的影响。与之对应,板的底部也有唇缘,用来密封板间空隙的底部,以抑制任何热气体在板间的流动。

金属封装壳的下表面由钛合金(Ti-6Al-4V)制作,与外表面相比,下表面不用承受过高的温度,用钛合金可以大大减轻质量;目前的设计中,下表面仍然采用蜂窝夹芯。覆盖在钛合金蜂窝上的钛合金箔厚约 0.076 mm,由化学蚀刻得到,蜂窝直径约 4.8 mm,壁厚约 0.038 mm。在板的底部开有小孔,用来保持板内气压与周围一致,小孔用 400 目的隔板封住,可以防止水的进入。

这种超耐热合金蜂窝 TPS 使用机械连接装配到飞行器承力结构上。连接件通道从 TPS 的上表面贯通到内表面,内表面有装配用的孔,这些孔的直径小于连接件通道直径。连接件固定在通道底部,从而使整个板固定在飞行器框架上。固定后,在通道中塞满纤维状绝热材料以降低热传导,然后盖上带螺纹的通道盖封闭这些通道。在 TPS 板与内层结构之间,由一种轻质耐高温的芳香族聚酰胺(商品名为 nomex)毡隔开。在 nomex 毡上涂上 RTV 硅橡胶以阻止其在板下的移动。在板的机械连接件紧固时,nomex 毡被压紧到大约原高度的一半,被压紧的毡不仅阻止了热气体在板下的流动,而且可以起到减震和提供预紧力防止连接件松脱的作用。

封装在金属外壳里的纤维状绝热材料用来实现阻止热流进入飞行器内部结构的基本功能。金属外壳保护了易损伤的高效绝热材料,目前设计使用的纤维绝热材料是 ICI 法制备的氧化铝纤维(商品名为 saffil),密度仅约  $0.05 \text{ g/cm}^3$ 。一些别的纤维被考虑用来进一步减轻系统质量,包括可以更好地反射辐射的表面涂层 saffil 氧化铝和内部多隔离绝热材料(IMI)。

### 3.2 金属热防护系统的性能评估

为了评估超耐热合金蜂窝 TPS 在 RLV 上的适用性,作了一系列的建模计算和重要测试。TPS 试验包括:内部绝热材料的制备和表征,模拟 TPS 外表面的雨水侵蚀试验,以及面板的低、高速冲击,面板

风洞电弧加热射流试验,面板风洞气动热验证试验,面板捆在 F-15 飞机下面所作飞行试验,以及 TPS 试验等。

#### 3.2.1 热防护系统的设计质量比较

研究者编制了简化的一维程序用来设计金属及与之竞争的其他材料的 TPS,NASA LaRC 对它进行了完善,这个程序包含了每种 TPS 的一维非线性有限元模型,计划中有一项内容就是用它比较先进 TPS 和与之竞争的其他 TPS 在一定参数范围及一致性假设下的质量。结果表明,在较高的热载下,先进金属蜂窝(AMHC) TPS 最轻,可裁剪先进绝热毯(TAB)次之,AMHC 的先进性能大部分得益于 IMI 的使用。其他如 LI-900 隔热瓦、AEIB-8 隔热瓦、超耐热合金蜂窝(SA/HC)和先进超耐热合金蜂窝(SA/HC2)在整个参数范围内质量差别不大<sup>[5]</sup>。

#### 3.2.2 内部绝热材料试验

对绝热材料的研究集中在 saffil 氧化铝纤维和内部 IMI 上。saffil 氧化铝纤维用 ICI 法制备,纤维直径约为  $3 \mu\text{m}$ 。IMI 是夹层结构,由纤维绝热材料隔离多层反射屏蔽层构成,用作反射层的箔片是薄的 C/SiC 复合材料,表面有金或铂的反射涂层,反射层之间由 saffil 氧化铝纤维或石英纤维隔离。稳态实验结果表明,IMI 的热导率仅约为等质量 saffil 氧化铝纤维的一半。

NASA LaRC 还尝试在 saffil 氧化铝纤维表面增加高反射涂层,并且成功地用溶胶凝胶法制备了 7 种涂层。还有对一种多层绝热材料也进行了研究。

#### 3.2.3 热防护系统板测试

在模拟的 RLV 飞行环境下,测试了 TPS 板的很多性能。单独对金属面板进行实验,电弧加热射流试验在风洞中进行,电弧提供类似运载器再入时承受的高温气流。试验时将 6 个不同的面板样品放入燃料室中的电弧加热射流环境内,验证面板飞行时承受的热和结构载荷,并验证在高温飞行环境中金属面板之间的密封耐久性。在弗吉尼亚州汉普顿  $Ma = 8$  的风洞进行气动热实验,面板在风洞中模拟高速飞行时承受的高热和风剪切,在  $Ma = 7$  时面板结构承受 1 093 风;该设计模拟 RLV 关键的飞行阶段,验证面板承受高温超声速流时的耐久性和密封性。对 TPS 建模,由模拟计算也可以得出,飞行过程中 TPS 板的外表面最高温可达  $982 \sim 1 037$  ,

而内层结构的温度最大值仅约为 177 ,这也说明其具有良好的热防护效果。

AMHC 面板捆在 F15 飞机下面作飞行试验,验证在高于声速时材料的耐雨水侵蚀能力,试验在  $Ma = 1.4$ 、高度在 10 973 m 时,经过高速飞行,材料没有损伤或磨损痕迹。

热防护系统整体试验也在为 X-33 先进技术验证机专门研制的特殊设施及能够模拟超声速的环境中进行。金属面板组件承受模拟飞行器经受的热、声、压和振动载荷。面板承受相当于 60 次飞行任务时间,即 4 倍于 X-33 先进技术验证机飞行的试验时间。在莱特-普拉特空军基地,试验设施能模拟飞行器起飞、上升和急剧加热时的温度、振动和噪声,X-33 先进技术验证机的面板进行了热、振动和声试验,验证了面板和密封的耐久性及其使用寿命<sup>[1,6]</sup>。

#### 4 金属蜂窝夹芯热防护系统发展方向

随着研究的深入,超耐热合金蜂窝 TPS 将继续向耐用、易维护、减轻质量、降低成本、高可靠性发展。图 2 是下一代预封装超耐热合金蜂窝夹芯 TPS (AMHC) 的设计图,它作了一些重要的改进;其外层的蜂窝夹芯和侧面采用新的更耐高温的合金,比如 PM2000<sup>[7]</sup>。

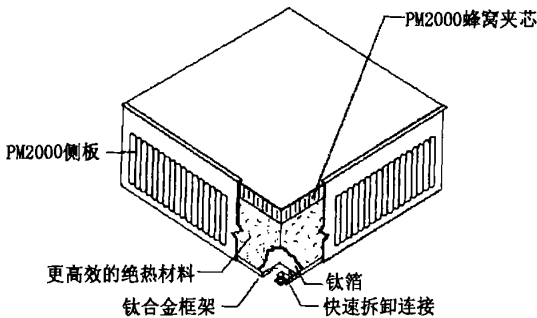


图 2 下一代预封装超耐热合金蜂窝夹芯 TPS

Fig. 2 Next generation prepackaged metallic TPS panel

PM2000 是一种氧化物弥散增强的铁基合金,具有保护性的氧化铝涂层,使得其静态抗氧化温度达

到约 1 315 。先进绝热材料的应用,如 IMI 及对其进行表征所作的努力将会显著地使金属 TPS 的质量得到减轻。另外,焊接制造技术的进步也会为成本的降低和质量减轻提供可能。

结构上的改进可以去掉 TPS 板的下凸缘,这样可以单独拆卸一块板,而不用附带拆除邻近的 TPS 板。下表面可以用简单的钛合金框架和附在上面的箔片代替蜂窝板,从而使之得到简化和减轻质量。最有创意和最有效的修改是快速拆卸连接件的应用,这种连接没有松散部件,操作简单快捷,而且取消了昂贵而麻烦的连接件通道和通道盖。这种设计在表面板与板之间留有狭缝,一种特制的工具可以伸入狭缝,对 TPS 板进行拆卸。板在受热膨胀时,板与板之间的狭缝闭合,有关这方面的详细工作还在进行,而且似乎是可行的。另一方面,增加板的面积,比如由边长 30.5 cm 增加到 45.7 cm,也可以显著地减轻质量和降低成本。

#### 参考文献

- 1 Blosser M L. Development of metallic thermal protection systems for the reusable launch vehicle. NASA Technical Memorandum 110 296, 1996
- 2 赵颖. 2000 年世界运载器发展综述. 导弹与航天运载技术, 2001; (1): 16 ~ 22
- 3 东旭. 欧洲、日本和俄罗斯先进可复用运载器的技术进展. 中国航天, 2001; (8): 22 ~ 24
- 4 韩鸿硕. 国外航天运输系统防热系统、防热结构和材料的总体分析研究. 宇航材料工艺, 1997; 26(4): 1 ~ 4
- 5 Myers D E, Martin C J, Blosser M L. Parametric weight comparison of current and proposed thermal protection system (TPS) concepts. In: 33rd thermophysics conference, Norfolk, VA, 1999
- 6 Cowart K, Olds J. Integrating aeroheating and TPS into conceptual RLV design. In: 9<sup>th</sup> international space planes and hypersonic systems and technologies conference, Norfolk, VA, 1999
- 7 Brewer W D, Bird Keith, Wallace Terry, Sankaran S A. Alloys and coating development for metallic TPS for reusable launch vehicles. National Space & Missile Materials Symposium, San Diego CA, 2000

(编辑 李洪泉)