

可重复使用热防护系统防热结构及材料的研究现状

关春龙 李 赫晓东

(哈尔滨工业大学复合材料研究所, 哈尔滨 150001)

文 摘 在对国外有关各类航天器的防热结构和材料进行广泛调研的基础上,对陶瓷瓦、柔性毡、盖板等防热结构及材料进行了介绍,并总结了防热结构和防热材料的发展现状及趋势。

关键词 热防护系统,可重复使用航天器,刚性陶瓷瓦,柔性毡,盖板,防热结构

Research Status of Structures and Materials for Reusable TPS

Guan Chunlong Li Yao He Xiaodong

(Center for Composite Materials, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract Based on wide investigation on thermal protection structure and materials for various vehicles, thermal protection structures and materials, including rigid ceramic tiles, flexible ceramic blankets and panels, are described in this paper. The research status and trend of thermal protection structures and materials are reviewed.

Key words Thermal protection system(TPS), Reusable launch vehicle (RLV), Rigid ceramic tile, Flexible ceramic blanket, Panel, Thermal protection structure

1 前言

可重复使用航天器按其使用要求和飞行特征的不同可以分为垂直发射水平着陆、部分重复使用和水平起飞水平着陆及真正意义上的完全重复使用的航天器。无论是哪一种航天器在再入返回时,都会经受严重的气动加热。据文献[1]报道,飞行器以 $Ma = 8$ 的速度在27 km高度飞行时头锥处的温度为1 793,机翼或尾翼前缘的温度高达1 455。为了飞行员的安全和机载设备的正常运转,在高超音速飞行器上敷设热防护系统是必不可少的。它对于全系统总体方案的确定和飞行器的研制具有举足轻重的地位。

本文对国内外各类可重复使用防热系统结构和材料进行了广泛的调研,概括了可重复使用热防护系统、结构和材料的现状及发展趋势,为我国的可重复使用航天器的热防护系统的设计与制造提供依

据。

2 航天器防热系统方案^[2]

防热系统方案的研究基础是加热、传热和防热原理,其决定因素主要是加热环境、力学环境、使用次数、质量和成本限制。所需要的防热系统和结构的类型基本上取决于飞行器表面加热(热流和热载荷)的大小和持续时间,即使是在同一个飞行器上,由于表面加热不同也可能采用几种不同类型的防热系统及结构布局。通常所考虑的主要防热系统方案可分为三大类,即:被动、半主动和主动防热方案。

在被动防热方案中,热量由表面辐射出去或被吸收,而不需要工作流体(工质)来排除热量,它可采用三种防热结构,依次为热沉结构、热结构和隔热结构;在主动冷却(防热)方案中,热量全部或绝大部分由工质或冷却流带走(可能有很小一部分被反射掉),从而被拦堵住不能传至次层结构。它可采用发

收稿日期:2003-04-18;修回日期:2003-06-10

关春龙,1973年出生,博士研究生,主要从事热防护方面的研究工作

汗冷却、薄膜冷却和对流冷却三种冷却方式冷却;半被动(半主动)防热(冷却)方案介于被动防热和主动冷却方案之间。大部分热量要靠工质或(空)气流带走。它可采用两种结构型式,依次为热管结构和烧蚀结构。

主动防热系统的结构和技术较为复杂,检查、维护、维修不便,而被动防热方案结构简单、技术可靠、易于实现,被各国广泛采用。

3 国外航天(空天)飞机防热系统及材料

美国(Shuttle)和前苏联暴风雪号大型航天飞机再入过程中,在最高温区即机头锥帽和机翼前缘峰值温度可达 1 650 ,采用碳/碳薄壳热结构(RCC、ACC);在较高温区即机身机翼下表面温度为 600 ~ 1 260 ,采用陶瓷刚性防热瓦(RSI)、新型材料有纤维耐火复合材料(FRSI)、高温特性材料(HTP)和氧化铝增强热屏蔽材料(AEIB、TUFI)等;而在较低温区即机身机翼上表面温度为 650 以下,采用陶瓷柔性隔热毡,新型材料有先进柔性重复使用隔热毡(AFRSI)、可改制先进柔性隔热毡(TABI)。火箭发射的小型航天飞机,如日本的小型航天飞机(HOPE)方案也采用与上述类似的防热系统和材料;而欧洲的小型航天飞机(Hermes)方案,由于头锥曲率半径小加热更严重,峰值温度达 1 700 以上,因此在最高温区包括机头锥帽、机翼前缘、小翼、升降副翼和机身襟翼采用碳/碳或碳/碳化硅薄壳热结构,在较高温区即机身机翼下表面和机身前部上表面采用碳/碳化硅盖板+隔热层结构,也曾考虑采用陶瓷(或高温合金)防热瓦或 TABI 隔热毡,在较低温区采用新型陶瓷柔性外部隔热毡(FEI)或钛合金多层壁结构。

美国航天飞机运行表明:由于只能部分重复使用、结构复杂、发射操作不灵活、维护和维修时间长,没有达到人们最初设想大幅度降低运输成本的目的。随后,以吸气组合式发动机为动力的空天飞机计划,如美国的 X-30/NASP、俄罗斯的 Op 1、德国的 Sanger、英国的 Hotol 等。这类空天飞机除在最高温区也采用碳/碳或陶瓷基复合材料外,机体大面积防热系统一般采用金属或金属基复合材料热结构或面板结构,在较高温区采用碳/碳面板或陶瓷盖板结构。如 Sanger 空天飞机机头锥、机翼前缘、进气道采用碳/碳或碳/碳化硅薄壳热结构,机身机翼下表面

采用陶瓷盖板+隔热层或金属多层壁(+隔热层)结构,机身机翼上表面采用钛合金面板+隔热层或柔性外部隔热材料。又如美国波音空天飞机采用 21 钛基复合材料机体结构外加新型复合柔性隔热毡和外部刚性碳化硅面板组成的防热结构,比采用碳/碳面板结构质量轻。X-33 基本的区域防热系统(TPS)的设计研究表明,目前已对两种备选设计方案在热性能和设计方面进行评价。第一种备选设计方案是一种完全重复使用的金属 TPS,采用 Inconel 蜂窝面板+高温纤维隔热;第二种备选设计方案是在飞行器金属蒙皮上喷涂一种烧蚀体/隔热体材料。热分析结果表明,第一种典型的金属 TPS 设计采用 Inconel 617 蜂窝面板,面板下面敷有 3.175 cm 的 Q 毡隔热层,这种设计能够符合全部机体测点的加热环境要求。对第二种设计也进行了分析,确定了烧蚀体的厚度,在 10 个同样的基本机体测点上计算了 TPS 构型的瞬时温度响应^[3,4]。表 1 列出了各国航天(空天)飞机在不同温区所采用的热防护系统。

表 1 各国航天(空天)飞机 TPS 方案

Tab. 1 TPS scheme of different space shuttles and aerospace planes

国家	航天(空天)飞机型号	不同温区的 TPS 方案		
		高温区	中温区	低温区
美国	哥伦比亚号	RCC	陶瓷瓦 (HRSI 和 LRSI)	柔性隔热毡 (FRSI)
	第二代航天飞机	ACC	高温合金蜂窝+隔热层	钛合金多层壁
英国	Hotol	C/C 热结构	高温合金瓦+隔热毡	钛合金多层壁
德国	Sanger	C/C 热结构	高温合金瓦	钛合金多层壁
日本	Hope	RCC	ACC 面板或高温合金蜂窝结构	钛合金多层壁
法国	Hermes	C/C 或 C/SiC	陶瓷瓦	柔性隔热毡

4 重复使用的热防护结构及材料

航天器的防热结构基本上可以分为具有承载和防热双重作用的热结构和自身不承载、粘接在蒙皮上主要起防热作用的外敷式外部防热结构(冷结构)两种类型。

4.1 刚性防热瓦防热结构及材料

陶瓷防热瓦体系由陶瓷瓦、Nomex 柔性应变隔离垫(SIP)和室温固化硅胶(RTV)组成。由于陶瓷瓦具有脆性大和强度低的缺点,因此陶瓷瓦热防护系统必须与底层机体结构相隔离,以减小二者由温度等因素引起的应变,这主要靠 SIP 来实现。陶瓷防热瓦防热结构通常用 RTV,通过应变隔离垫间接地将表面涂有辐射涂层的刚性陶瓷瓦粘接在机身蒙皮上,结构示意图如图 1 所示。

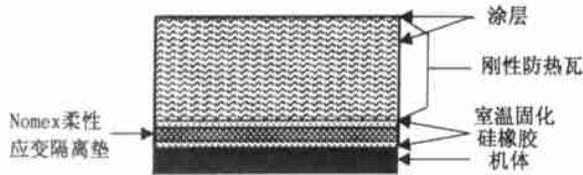


图 1 刚性防热瓦防热系统示意图

Fig. 1 Schematic of rigid ceramic tile TPS

陶瓷刚性防热瓦主要应用于机身机翼下表面温度为 600 ~ 1 260 的较高温区。第一代陶瓷隔热材料为全氧化硅纤维型,如高温可重复使用表面绝缘瓦(HRSI)和低温可重复使用表面绝缘瓦(LRSI)。LRSI 瓦与 HRSI 瓦都是由低密度、高纯度(99.8%)的无定形氧化硅纤维制成,制备工艺相同,只是 LRSI 表面涂覆有一层 10 μm 白色的硅酸盐和氧化铝的防水涂层。另外,LRSI 瓦较 HRSI 瓦薄(只有 0.508 cm ~ 3.556 cm 厚)。第二代陶瓷隔热材料为氧化硅纤维和硼酸铝纤维耐火复合材料,如耐火纤维复合材料绝缘瓦(FRCI)。FRCI 瓦由 20% Nextel 纤维和 80% 氧化硅纤维组成,其强度是 HRSI 瓦的 3 倍,使用温度可提高 38%。FRCI 绝缘瓦主要用于替代 HRSI 瓦。到目前为止,已经发展到第三代陶瓷隔热材料(由氧化硅纤维、氧化铝纤维或再加硼酸铝纤维组成的高温材料),如高温特性材料(HTP)和涂有 TUF1 涂层的氧化铝增强热障瓦(AETB)。AETB 是以二氧化硅纤维和三氧化二铝纤维为主要组成,其性能优于 HRSI^[5]。TUF1 是将玻璃和二硅化钼混合喷涂在 FRSI 衬底上,使瓦顶致密度达 60%,且致密度从表面沿厚度方向递减,其表面多孔性又可阻止裂纹扩展,从而其抗破坏能力比采用反应固化玻璃涂层(RCG)提高几倍,并提高了防热瓦的耐久性。此外,美国近期研制出一种新型刚性陶瓷隔热材料

宇航材料工艺 2003 年 第 6 期

——氧化铝可溶隔热材料(ASMI)。这些材料由于具有隔热效果好、密度低等优点而被优先选用,但是仍存在脆性大、易吸水、强度低的缺点。

4.2 柔性毡防热结构及材料

柔性防热材料是一种棉被式防热结构。它与刚性陶瓷瓦相比,没有热匹配问题,可减少制造和安装方面的复杂性,能制成较大尺寸直接用胶粘接到蒙皮上,并且具有质量轻、耐热震性好及价格便宜的优点。主要用于承载不大的较低温区。美国第一架航天飞机在 370 °C 以下温区最初使用的是 Nomex 毡,后来改用由聚芳酰胺纤维编制而成 FRSI。AFRSI 主要由石英纤维组成,最高使用温度为 750 °C 用于替代 FRSI。目前美国已经发展到第三代新型陶瓷隔热毡材料,如可改制 TABI 和复合柔性隔热毡(CFBI)材料。TABI 是一种由碳化硅织物整体编织、采用二氧化硅、三氧化二铝和硼硅酸铝作为隔热材料的新型可改制性柔性毡,其密度与 AFRSI 相似,热导率与 AFRSI 相近,而抗声振性优于 AFRSI,在 1 480 °C 下仍有良好的稳定性,因而使用温度大幅度提高。CFBI 外部为 SiC 织物、内部由三氧化二铝辐射(屏蔽)和隔热材料组成,其密度与 AFRSI 相近。

4.3 盖板式防热结构及材料

盖板式防热结构,即将盖板材料和隔热材料按照一定的方式组合成结构单元,安装固定在机身结构上,起到承载和防热的作用。按照盖板的材料可将盖板分为非金属无机复合材料和金属盖板。非金属无机复合材料盖板主要有 C/C、SiC/SiC 盖板。金属盖板包括金属多层壁和金属蜂窝夹层结构。金属盖板相对于陶瓷瓦、隔热毡和 C/C 材料而言,具有下列特殊优点:易于制成模块化结构;与主结构具有同等的热膨胀特性,易于一体化设计;高强度和良好的耐冲击性;可进行损伤容限设计;高度可重复使用性;全周期成本低。正因为金属面板有上述特殊优点,使金属盖板防热系统成为可重复使用的航天器,尤其是空间作战飞行器首选的防热系统。

金属多层壁式结构主要是由金属箔和合金蜂窝夹层组成,金属箔与合金蜂窝夹层之间需通过特殊的焊接工艺连接,所选用的材料主要是钛合金和镍合金。美国采用钛合金多层壁结构,它是一种低温下使用的轻质热防护系统(用于 540 °C 以下温区)。德国研制了高温合金多层壁,所选用材料为镍基合

金 Inconel 718, 据称如解决涂层问题, 适用温度可达 1 300 , 如图 2 所示。

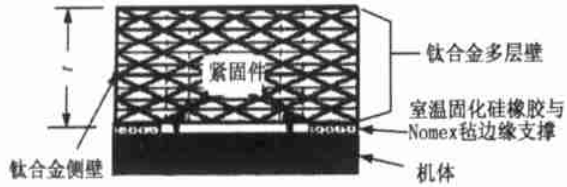


图 2 钛合金多层壁防热系统
Fig. 2 Titanium multi-wall TPS

金属蜂窝夹层结构主要是高温合金蜂窝金属热防护系统 (SA/ HC)。SA/ HC 热防护系统结构包括上、下高低温隔热层 (分别是 Cerrachrome 隔热毡和 Q-纤维隔热毡), 其外层高温合金面板及蜂窝夹层材料为 Inconel 617, 内部蜂窝夹层板材料为钛合金, 如图 3 所示。其外层高温合金面板可承受 1 093 高温, 而背面最高温度约为 151 [6]。

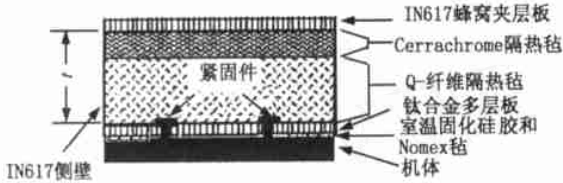


图 3 高温合金蜂窝金属热防护系统
Fig. 3 SA/ HC TPS

第二代高温合金蜂窝夹层热防护系统 (SA/ HC2) 是为了改进 SA/ HC 开发的。SA/ HC2 的外层与 SA/ HC 相似, 但是该防热系统采用一层轻质的高温隔热材料 (Saffil 隔热毡), 如图 4 所示。由于用薄箔取代底层的钛合金夹层板的中心部分, 所以系统的质量与 SA/ HC 相比减轻了, 但最高承受温度没有变化。

先进金属蜂窝防热系统 (AMHC) 是一种对高温合金蜂窝防热系统的改进体系, 如图 5 所示。在外层 PM2000 蜂窝夹层结构与底部的薄钛合金面板之间, 它采用由铝毡和辐射 (屏蔽) 箔构成的低热导率的内部多层绝热材料 (IMI) [7]。为了减轻质量, 采用盒式框架与底部面板连接的结构来代替系统底部的蜂窝夹层结构。该系统采用 PM2000 取代 Inconel 617 蜂窝面板, 使得该系统的最高承受温度为 1 200 , 而且 PM2000 与 Inconel 617 相比具有更低的

密度。

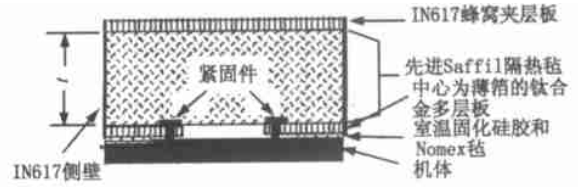


图 4 第二代高温合金蜂窝金属热防护系统
Fig. 4 Next SA/ HC2 TPS

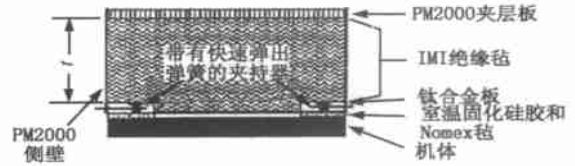


图 5 先进金属蜂窝防热系统
Fig. 5 AMHC TPS

金属面板具有高度的可靠性、质量更轻、安装方便 (具有插拔功能)、防撞和耐用、每次飞行所需更换量少、维护和维修简单等优点, 因此美国的 X-33 的热防护系统放弃了航天飞机耐高温性好和低制造成本的陶瓷防护瓦, 而选择 Inconel 617 金属面板。X-33 除了在气动加热严重的区域宜强化 C/C 材料外 (将来拟用二硼化铝/碳化硅复合材料), 其它区域均采用 Inconel 617 金属面板热防护系统, 只是根据安装区域的不同, 改变绝缘层的厚度。Inconel 617 金属盖板是由 0.1254 mm 厚的 Inconel 617 合金板及其两面的金属蜂窝板和内部的纤维绝缘袋组成。侧边是 0.076 mm 厚的 Inconel 617 波纹薄板。里面用密度为 0.1 g/cm³ 的 Cerrachrome 和密度为 0.056 g/cm³ 的 Q 毡石英纤维防热材料填满, 起隔热并保持热防护结构的完整性。面板上表面 4 角有 4 个固定孔, 供拧螺栓用。Inconel 617 金属面板的每个角上安有插足, 这种插拔功能大大方便了安装和拆卸, 极大地降低了原先设计的金属面板安装和维修的时间和成本, 同时这种金属面板具有自支持、螺栓紧固的表面绝缘材料。Inconel 617 金属盖板使用温度范围为 982 ~ 1 093 [8]。由于 Inconel 617 金属盖板检修和维护成本低, 其将替代大部分陶瓷瓦和毡, 用于 X-33 的大部分外表面。使得 X-33 每千克有效载荷的发射成本低于 2 204.6 美元 (目前为 22 046 美元), 如图 6 所示 [9]。

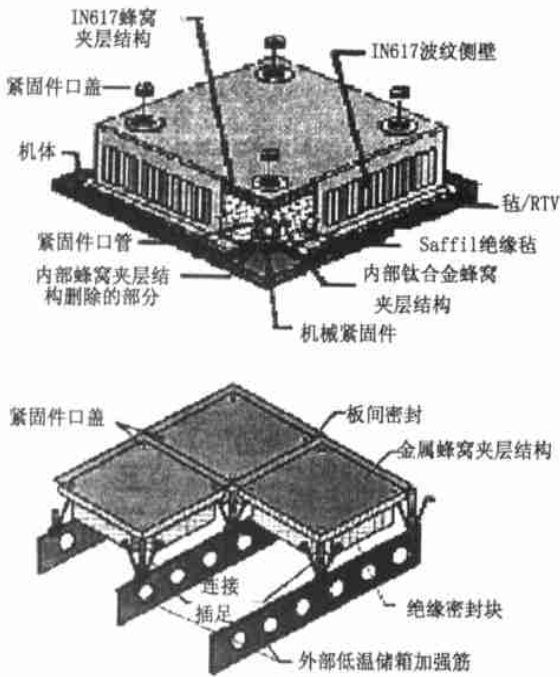


图 6 X-33 选用的金属热防护系统

Fig. 6 Metallic TPS for X-33

4.4 薄壳式防热结构及材料

薄壳式防热结构为空腔薄壳结构,采用耐热高温合金连接件将其机械固定在机身主结构之上,依靠薄壳材料自身辐射掉表面大量的热。该种防热结构通常应用于鼻锥和机翼前缘等高温区。所选材料主要是 C/C 和 C/SiC 等。RCC 使用高温热解方法制成的全碳复合材料,为防止氧化表面用化学方法转化成 SiC。美国又研制出 ACC,它是采用高强度编织碳布制造的,其强度是 RCC 的二倍,抗氧化性能有大幅度提高^[10]。C/SiC 材料属于陶瓷基复合材料,是一种适用于航天最高温度区热结构的理想材料。它具有抗氧化性能好的优点,可作为可重复使用航天器副翼、襟翼和方向舵等大型控制面及固定整流罩等承载热结构部件。最近欧洲国家采用扩散渗硅、聚合物热结合熔化渗透的快速工艺,大大降低了 C/SiC 的制造成本。

5 可重复使用热防护系统的发展趋势

世界各国研究表明,重复使用航天器防热系统方案正从“防热—结构”分开向“防热—结构一体化”

宇航材料工艺 2003 年 第 6 期

发展,由单一陶瓷结构向陶瓷复合材料或金属盖板式结构发展,先进柔性防热材料正在扩大使用温区。除了先进 C/C 和 C/SiC 以外,各国正在研究耐更高温、轻质、维修少、高可靠、能重复使用的新型热结构材料,以达到降低成本,实现最佳效费比的要求。综上所述,国外各类热防护系统防热结构和材料总的发展趋势如下。

(1) 防热系统布局,结构和材料方案变化不大,系统性能逐步提高。

机头锥帽、机翼前缘、小翼、升降副翼和机身襟翼等高温区采用抗氧化 C/C 或 C/SiC 热结构,在较高温区及机翼下表面和机身前部上表面采用陶瓷及其复合材料面板或金属面板+陶瓷隔热层结构,在较低温区采用新型陶瓷柔性外部隔热毡或钛合金多层壁结构。

(2) 金属防热系统技术更加成熟,其高耐久性、维修少、防水、防微流星和空间碎片撞击的优点越来越明显。

金属防热系统结构主要是高温合金、金属间化合物、新型钛合金或多层壁结构。BF Goodrich 为 X-33 研制的 Inconel 617 高温合金面板防热系统已通过飞行试验;德国由预成型钛合金薄板制成了高效防热系统;日本已研制的用于机体表面的功能梯度材料板材。NASA ARMES 研制中心开发了由金属、陶瓷、复合材料构成的多层复合防热结构耐温可达 1 093,且耐久性好、抗撞击、易机械连接、已能进行工业化生产。

(3) 防热结构设计更合理,材料工艺水平更高,制造成本更低。

为 X-33 设计的 Inconel 617 金属面板的每个角上安有插足,这种插拔功能大大方便了安装和拆卸,极大地降低了金属面板的安装和维修的时间及成本,同时这种结构具有自支撑能力。随着材料制备的一些新技术的出现,大大简化了工艺过程,如用 EB-PVD 工艺可快速制造 500 mm × 500 mm 的大尺寸高温合金,钛合金或陶瓷—金属复合箔材。

6 结束语

可重复使用航天器热防护系统设计与材料问题是一个共性的关键性技术问题。世界各国研究表明,防热—结构—推进一体化设计是今后防热系统

(下转第 42 页)

域,主要是由环向拉伸应力引起的。

(3) 由于弯管缠绕过程比较复杂,应将其应力、应变分析与结构的缠绕过程相结合,具体分析特征点的结构形式及其应力和应变值。

(4) 纤维缠绕复合材料弯管的连接形式对其结构中的应力分布影响较大;在对实际弯管结构进行应力、应变分析时应注意考虑弯管连接形式的影响。

参考文献

1 李勇,肖军.纤维缠绕的曲面架空分析及其应用.宇

航材料工艺,2002;32(3):30~32

2 王春香,付云忠,杨汝清等.纤维缠绕过程中的张力分析.复合材料学报,2002;19(3):120~123

3 杨佑发,许绍乾.纤维缠绕圆柱壳前屈曲变形分析.重庆大学学报(自然科学版),2001;24(3):61~64

4 段登平,刘正兴,罗海安.纤维缠绕壳体材料非线性及大变形分析计算.复合材料学报,1999;16(1):142~148

5 陈汝训.纤维缠绕压力容器爆破压强计算.宇航材料工艺,2000;30(6):28~31

(编辑 任涛)

(上接第 11 页)

设计的必然趋势。金属盖板式防热结构克服了陶瓷瓦强度低、性脆和易吸水等缺点,其较高的强度和韧性使其在恶劣的环境中更加显示出结构的高度完整性和可重复使用性,其必将成为世界各国研究的重点。多层复合防热结构代表了今后各类可重复使用航天器防热结构的研究方向。它是综合利用多种防热结构和材料达到最佳的防热效果。总之,开展多种新型防热材料的研究以及多种防热材料在可重复使用航天器上并用,仍然是热防护系统设计的必由之路。

参考文献

1 邱惠中.美国空天飞机用先进材料最新进展.宇航材料工艺,1994;24(6):5~9

2 王克秀.固体火箭发动机复合材料基础.宇航出版社,1994:173~203

3 Korb L J,Marant C A. X-33:Testing the future, part 2: hardware, tests, dates and delays. Spaceflight,1999;(41):212~217

4 Whetsone W D. Follow-on plan key to X-33 win. Aviation Week and Space Technology,1996;(8):20~22

5 Hinkle Karrie A,Staszak Paul R,Watts E T. Advanced ceramic materials development and testing,AIAA Paper 96-1426. In: 37th Structures,structure dynamics,and materials conference,1996:957~961

6 Gorton M K,Shideler J L,Webb G L. Static and aerothermal tests a superalloy honeycomb prepackaged thermal protection system. NASA,TP-3257,1993:50~51

7 黄品秋,王亚文.使神号防热系统内部多层隔热材料.国外导弹与航天运载器,1992;(10):50~55

8 Frank Bokulich. Heat shield ready for X-33. Aerospace Engineering,1999;(4):23~24

9 Bouslog S A,Moore B,Sawyer J W. X-33 metallic TPS tests in NASA-LaRC high temperature tunnel,AIAA Paper 99-1045. In: 37th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit,1999:1~22

10 Maahs H G,Vaughn W I,Kowel W. Four advances in carbon-carbon materials technology. N94-30481,1994:1~15

(编辑 李洪泉)