

# 金属热防护系统材料与结构研究进展

姚草根 吕宏军 贾新潮 张绪虎 王琪

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

**文 摘** 简要综述了金属热防护系统的国外研究进展,重点介绍了美国高温合金热防护系统材料与结构以及钛合金热防护材料与结构的研究概况,并对国内情况作了一些简介。指出金属热防护系统是下一代重复使用运载器大面积表面热防护的第一方案。

**关键词** 金属热防护系统,重复使用运载器,防热结构

## Development of Metallic Thermal Protection System

Yao Caogen L üHongjun Jia Xinchao Zhang Xuhu Wang Qi

(Aerospace Research Institute of Materials and Processing Technology, Beijing 100076)

**Abstract** The development of the foreign metallic thermal protection system (TPS) is briefly reviewed. The material and structure of superalloy metallic TPS and titanium alloy metallic TPS in USA is introduced in detail. And the development of the domestic metallic TPS is briefly introduced. It is indicated that metallic TPS is the No. 1 blue print of the acreage TPS for the next generation reusable launch vehicle.

**Key words** Metallic thermal protection system, Reusable launch vehicle, Thermal protection structure

### 1 前言

在空间技术开发中,由于重复使用运载器(RLV)及高超音速飞行器具有多方面功能,在当今世界各国高技术开发中占有十分显要地位。因此世界各国经济强国以及一些发展中国家,都着手研制RLV或高超音速飞行器<sup>[1]</sup>。

防热问题是研制RLV最大的技术难题之一。同时,一套轻质、耐用、易操作及成本合理的、可重复使用的热防护系统(TPS),又是RLV为达到大大降低输送有效载荷进入轨道所需费用这一目的要求的关键技术之一<sup>[2]</sup>。为此世界各国特别是美国开展了多种TPS的研制,金属TPS就是其中之一。美国第一代部分RLV——航天飞机约70%的表面使用了陶瓷防热瓦。虽然陶瓷防热瓦基本满足了航天飞机的飞行要求,但其存在质脆、易脱落、吸水、不防

雨、易变形、维修和更换困难等缺点<sup>[3]</sup>,并且至今航天飞机的两次失事,都与陶瓷防热瓦有关。所以近几年来各国都在针对下一代完全RLV和高超音速飞行器,研究新型TPS,而金属TPS成为了各国研究的热点。

### 2 金属热防护系统材料与结构的特点

由于金属本身的内在特性,使得金属TPS材料与结构具有如下特点:(1)高的强韧性;(2)良好的耐冲击性;(3)不吸水,能实现全天候;(4)与主结构连接结构简单、可靠;(5)易于安装、维修和更换;(6)与主结构具有同等的热膨胀特性、易于一体化设计;(7)无需气动外壳,结构质量比美国航天飞机TPS用陶瓷防热瓦显著降低;(8)使用寿命长。

### 3 金属热防护系统材料与结构的研究概况及最新进展

收稿日期:2004-10-18

作者简介:姚草根,1971年出生,高级工程师,主要从事黑色金属材料与工艺及金属热防护系统的研究工作

### 3.1 美国金属热防护系统

#### 3.1.1 金属热防护系统的发展历程及方案简介

早在 20 世纪 50 年代末至 60 年代初,美国空军实施了一个轨道再入滑翔飞行器计划(X-20 计划)。X-20 轨道再入滑翔飞行器的表面被设计成采用难熔金属(Mo 和 Nb)热防护屏。虽然后来 X-20 飞行器被取消,但在该计划的支持下,研制出了一些难熔金属热防护屏样件,并对其进行了一些试验<sup>[4]</sup>。

在美国航天飞机计划初期,包括金属热防护屏、陶瓷耐热瓦在内的几种竞争的 TPS 方案曾都被加以考虑<sup>[5]</sup>。当时金属热防护屏由于过多注重研究结构特性和制造成本,而忽视了热性能的研究,使得当时跟陶瓷耐热瓦竞争中处于劣势,被淘汰。但在该项研究中已发现,蜂窝夹层板结构大致是最轻的金属防护屏结构<sup>[6]</sup>。随后,美国 NASA 兰利研究中心开始致力于金属 TPS 的研究,且一直未间断过。

美国金属 TPS 的方案模型发展经历了从早期的支座式隔热屏(1977 年)<sup>[7]</sup>,到多层壁模型(1980~1984 年)<sup>[8]</sup>,再到预装式高温合金蜂窝夹层瓦(1985~1993 年)这几个阶段<sup>[9~10]</sup>,如图 1 所示。最后确定金属耐热系统以钛合金多层壁结构、预装式高温合金蜂窝复合结构作为优选方案。金属 TPS 可以进一步减轻结构质量,提高坚固耐用性,减少维护维修成本,是当今研制 RLV 大面积 TPS 的第一方案。

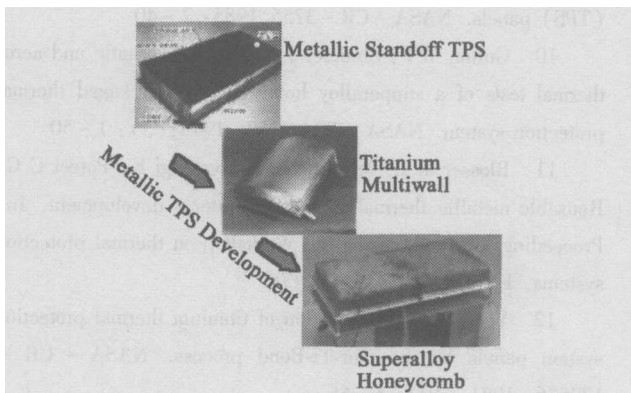


图 1 美国金属 TPS 的方案模型发展<sup>[11]</sup>

Fig 1 Metallic TPS development in USA

#### 3.1.2 钛合金热防护系统

钛合金多层壁瓦用于轨道器背风面温度小于宇航材料工艺 2005 年 第 2 期

650 的区域。第一代(1972~1980 年)钛合金多层壁耐热瓦材料采用 Ti-6Al-4V,耐热瓦的尺寸为 305 mm × 305 mm × 19 mm<sup>[12~13]</sup>;第二代(1980~1985 年)钛合金多层壁瓦中面板材料选用高温性能更好的 Ti-6Al-2V-4Zr-2Mo(Ti-6242)合金,其余与第一代相同<sup>[14]</sup>;第三代(1995 年),为了进一步提高钛合金多层壁耐热瓦的使用温度,美国 RLV 试验飞行器 X-33 上选用 Ti-1100 合金(Ti-6Al-2.75Sn-4Zr-0.4Nb-0.4Si)作面板材料,中间的双向正弦波纹板和隔板仍是 Ti-6Al-4V<sup>[2]</sup>。对曲面钛合金多层壁耐热瓦,美国也进行了研究,并研制出了尺寸为 305 mm × 305 mm × 19 mm 的曲面瓦<sup>[15]</sup>。

#### 3.1.3 高温合金热防护系统

高温合金蜂窝复合耐热瓦用于 RLV 或高超音速飞行器迎风面 600~1200 的区域。美国在研制高温合金蜂窝复合 TPS 过程中,至今,结构形式的发展历经了四代。第一代(1984~1993 年)结构中,外层为高温合金蜂窝夹层板结构,里层为钛合金蜂窝夹层板结构,两层之间夹有封闭式的纤维隔热层,四周由高温合金箔材作侧壁,试验瓦尺寸为 305 mm × 305 mm × 47 mm,高温合金材料为 Inconel 617<sup>[9~10]</sup>。第二代(1993~1996 年)结构中,将里层钛合金蜂窝夹层板结构的中心部分线切割掉,只留下四周固定纤维隔热层,中心除掉的部分焊上钛箔,以封闭纤维隔热层,隔热纤维采用了比第一代质量更轻、隔热效果更好的隔热纤维,其余跟第一代一样,总体效果比第一代结构质量更轻<sup>[2]</sup>。第三代(1996~2000 年)结构中,即应用于 X-33 上的高温合金蜂窝复合耐热瓦结构,其外层为高温合金蜂窝夹层板结构,里层为封装隔热纤维的高温合金箔盒,四周没有侧壁,最下层除掉了钛合金蜂窝夹层的刚性结构。第三代高温合金蜂窝复合耐热瓦的尺寸为 450 mm × 450 mm × 37 mm,其瓦与瓦之间的密封比前两代有了进一步改进,高温合金材料仍为 Inconel 617<sup>[11,16~17]</sup>。

美国第四代金属 TPS 也是最新一代的可适应的、耐久的、可操作的、可重复使用的 TPS(ARMOR TPS)。ARMOR TPS 与 X-33 迎风面使用的金属 TPS 相比,在以下几方面进行了改进和提高:(1)采用了三种密封技术;(2)由于底部采用了箔制框框,

所以刚度得到进一步提高;(3)更易于同底部低温贮箱等机身结构一体化设计和制造<sup>[18~20]</sup>。

美国最近一直在研究其他高温合金材料制作金属 TPS 上面的蜂窝夹层板,以使金属 TPS 适应更宽的使用温度范围。如采用新型镍基高温合金 Alloy 602CA 或 FM2000 氧化物弥散强化合金替代 Inconel 617 合金,可以使金属 TPS 的使用温度由 1 100 提高到 1 200 ,并且新型镍基合金 Alloy 602CA 比 Inconel 617 合金的密度要低 6%,所以是一种很有前途的合金。另外, TiAl 合金的最高使用温度可达 980 ,但其密度还不到镍基高温合金的一半,所以也在其使用温区非常有吸引力,但其塑性较差,加工困难,难以成形,还需要进一步研究。另外,金属 TPS 的抗氧化涂层研究也一直在进行<sup>[21~22]</sup>。

### 3.2 国外其他国家金属热防护系统

20 世纪 90 年代初期,日本 HOPE 号航天飞机在 550~1 100 温区,采用镍基合金面板防热结构,低于 550 的温区,采用钛合金多层壁防热结构。德国 Sanger 号空天飞机的机翼前缘由预成形钛合金薄板制成,此技术主要用于机体高温区结构,已制成了高效金属防热系统<sup>[11]</sup>。

2001 年,荷兰与俄罗斯等国合作,开展了“Delft 航天再入试验飞行器研究,该飞行器表面,全部采用 FM1000 镍基高温合金 TPS<sup>[23]</sup>。

德国最近一直在为 RLV 的应用开展先进系统和技术研究,其中就包括使用温度在 1000 以上的金属 TPS 研究<sup>[24]</sup>。

德国航天中心的 Klaus D. Berge 等人指出在德国未来完全 RLV 表面大部分的中低温区将采用金属多层壁及 TiAl 合金蜂窝复合结构金属 TPS<sup>[25]</sup>。

### 3.3 国内金属热防护系统

航天材料及工艺研究所一直在开展金属 TPS 材料与结构的研究工作,特别是近 4 年来,研究工作进展较快。金属 TPS 涉及到有关材料与结构的关键技术,部分已经突破,研制出了钛合金多层壁防热瓦样件及 Inconel 617 高温合金蜂窝复合防热瓦样件。这些将为我国研制 RLV 打下坚实的技术基础。

## 4 结语

金属 TPS 由于克服了陶瓷防热瓦的缺点,是下一代 RLV 大面积 TPS 的第一方案,在各航天强国得

到了重视和相应的发展。金属 TPS 用材料和结构将向耐更高温度、更轻质合金和低成本化方向发展。

## 参考文献

- 1 韩鸿硕. 国外航天器防热系统和材料的应用研究现状. 宇航材料工艺, 1994; 24(6): 1~4
- 2 Blosser M L. Development of metallic thermal protection systems for the reusable launch vehicle. NASA Technical Memorandum 110296, 1996: 1~22
- 3 夏德顺. 重复运载器金属 TPS 的述评. 导弹与航天运载技术, 2002; (2): 21~26
- 4 Miller Jay. The X-planes: X-1 to X-29. Specialty Press, Marine on St. Croix, MN, 1983
- 5 Scoville C L, Gorsuch P D. Thermal protection systems for the space shuttle. In: Astronautical research 1970, proceedings of the XX I st congress of the international astronautical federation, Konstanz, West Germany, 1970, Amsterdam: North Holland Publishing Co., 1971: 424~443
- 6 Groninger B V. Titanium and superalloy heat shield design for space shuttle application. In: Technology today and tomorrow, canaveral council of technical societies, 8th Space Congress, Cocoa Beach, Fla., Proceedings, 1971; 1(7): 1~20
- 7 Bohon H L, Shideler J L, Rummeler D R. Radiative metallic thermal protection systems: a status report. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977; 12(10): 626~631
- 8 Shideler J L, Kelly H N, Avery D E, Blosser M L, Adelman H M. Multiwall TPS-An emerging concept. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982; 19(4): 7~8
- 9 Blair W, Meaney J E, Rosenthal H A. Fabrication of prepackaged superalloy honeycomb thermal protection system (TPS) panels. NASA-CR-3755, 1985: 2~40
- 10 Gorton M P, Shideler J L, Web G L. Static and aerothermal tests of a superalloy honeycomb prepackaged thermal protection system. NASA-TP-3257, 1993; (3): 1~50
- 11 Blosser M L, Martin C J, Daryabeigi K, Poteet C C. Reusable metallic thermal protection systems development. In: Proceedings of the 3<sup>rd</sup> European Workshop on thermal protection systems, ESTEC, 1998: 165~176
- 12 Wells R R. Fabrication of titanium thermal protection system panels by the Nor-Ti-Bond process. NASA-CR-123536, 1971; (10): 1~66
- 13 Blair W, Meaney J E Jr, Rosenthal H A. Design and fabrication of titanium multi-wall thermal protection system (TPS) test panels. NASA-CR-159241, 1980; (2): 1~80
- 14 Blair W, Meaney J E, Rosenthal H A. Re-design and fabrication of titanium multi-wall thermal protection system

(TPS) test panels NASA - CR - 172247, 1984: 1 ~ 90

15 Blair W. Fabrication of titanium multiwall thermal protection system (TPS) curved panel NASA - CR - 165754, 1981; (8): 1 ~ 120

16 Baumgartner R I VentureStar a revolutionary space transportation launch system. In: The space technology and applications international forum, 3rd Conference on Next Generation Launch Systems, 1998: 867 ~ 874

17 Bousbg SA, Moore B et al X - 33 metallic TPS tests In NASA-larc high temperature tunnel Thermophysics Session A IAA 37<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting, 1999: 1 ~ 15

18 Blosser M. Thermal protection systems for reusable launch vehicles Thermal & Fluids Analysis Workshop. Hampton, VA, 2003

19 Dorsey J T et al Metallic thermal protection system requirements, environments, and integrated concepts Journal of Spacecraft and Rockets, 2004; 41 (2): 162 ~ 172

20 Blosser M L et al Development of advanced metallic

thermal-protection-system prototype hardware Journal of Spacecraft and Rockets, 2004; 41 (2): 183 ~ 194

21 Brewer W D, Wallace T A, Bird K R, Sankaran S N. Alloys and coating development for metallic TPS for reusable launch vehicles In: 2000 national space and missile materials symposium, San Diego, California, 2000

22 Bird R K, Wallace T A. Development of protective coatings for high-temperature metallic materials Journal of Spacecraft and Rockets, 2004; 41 (2): 213 ~ 220

23 Buursink J et al Status of the delft aerospace RE-entry test vehicle In: 52<sup>nd</sup> international astronomical congress, Toulouse, France, 2001: 14 ~ 23

24 Pütman N. A Status report on RLV relevant flight experimentation in Germany In: 52<sup>nd</sup> international astronomical congress, Toulouse, France, 2001: 7 ~ 12

25 Berge K D et al German RLV activities In: 1st AIAA/AF symposium on future reusable launch vehicles, Huntsville, Alabama, 2002: 13 ~ 31

(编辑 李洪泉)

## 特殊材料高纯硼

本成果研制的高纯硼在国防、航空、航天、机械制造等领域的应用广泛。该项特殊材料近日由中普瑞拓科技有限公司研制并推出,填补了国内空白。该公司已建成国内最具规模的高纯硼系列产品生产基地。近年来,由于国防及电子工业对材料高纯度的要求,对 99% 以上的硼粉需求急剧增加。作为用于武器重要部位焊接的焊粉,性能优越。在雷管中加入硼粉,作为延时药,可延长时间。由于高纯硼可显著提高机械传动系统的耐磨性及化学工业的防腐蚀性,因此,在工业生产中有广泛的应用前景。其经济社会效益巨大。

(中普瑞拓科技公司, 010 - 65035350)

## 增压器导风轮等温模锻工艺

本成果开发成功的增压器用铝合金叶轮、导风轮锻件等温模锻技术,也可用于铝合金、镁合金材料的其他复杂锻件。经数年生产实践考核,全套生产技术稳定可靠,锻件表面质量、形状尺寸精度、各项性能指标均满足瑞士 BBC 公司验收标准要求。超声探伤达美国军标 A 级。锻件流线符合 BBC 公司标准要求,晶粒细小,显微结构稳定。成形力只有普通模锻的 1/6 左右,可用较小设备生产较大的锻件,生产成本比普通模锻低 23% ~ 25%。用国产 LC9 铝合金代替进口铝合金,其锻件价格只有进口的 1/5。经济效益和社会效益十分可观。本成果技术先进,性能可靠,并已得到推广应用,曾获船舶工业部科技进步二等奖。

(船舶工业热加工工艺研究所,陕西兴平 44 信箱 713102)

·李连清·