

重复使用金属热防护系统研究进展

姚草根 吕宏军 贾新朝 + 李海刚 贾中华

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

文 摘 综述了金属热防护系统的国外研究最新进展,重点介绍了国内相关研究和试验的最新情况。指出金属热防护系统仍是下一代重复使用运载器大面积表面热防护系统的优选方案之一。

关键词 金属热防护系统,重复使用运载器,隔热结构

Reusable Metallic Thermal Protection System

Yao Caogen Lü Hongjun Jia Xinchao Li Haigang Jia Zhonghua

(Aerospace Research Institute of Material & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract The development of foreign metallic thermal protection system (TPS) is briefly reviewed. And the up-to-the-minute study and test of the metallic TPS in China is introduced emphatically. It is indicated that the metallic TPS is the one of top-priority blue prints of the acreage TPS for the next generation reusable launch vehicle.

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

0 引言

由于重复使用运载器(RLV)能够廉价、迅速、机动、可靠地完成天地往返运输任务,也可以较长时间在轨停留和在轨机动,完成各种任务,具有军民两用等特点^[1],世界各国一直在开展RLV的研究。当今美、俄、日、欧都将RLV作为下一代运载火箭的重要选择,印度也明确提出了RLV的发展规划,积极开展相关研究工作^[2]。而对于RLV来说,金属热防护系统(TPS)是其达到大大减少进入空间所需费用这一目标的关键技术^[3-4]。金属本身固有的韧性以及金属TPS的设计灵活性,使得金属TPS与相关竞争系统相比,具有更好的耐久性以及更低的维护和维修成本,在重复使用上优势明显^[5],因此,金属TPS一直是各国RLV大面积热防护的研究热点之一。本文介绍了国内外相关金属TPS研究进展。

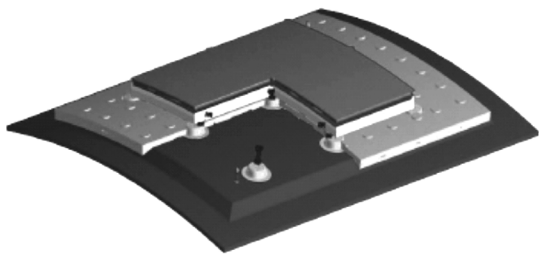
1 国外金属TPS的研究最新进展

金属TPS在美国的X-20计划、航天飞机计划中,就作为方案之一在开展研究^[3-4,6-9],到1996年的X-33计划,出现第一个研究高潮,成为X-33单级入轨RLV大面积防热的方案,并通过了一系列的地面

和飞行考核^[10-12]。

虽然美国X-33计划于2001年3月被中止,但是其针对下一代RLV及高超声速飞行器的金属TPS仍在进一步研究和发展。例如,针对NASA的下一代发射技术计划(Next Generation Launch Technology Program),研制了海洋工程金属TPS(the Oceanering Metallic TPS)^[13]。跟以往结构的主要区别在于:在两个相邻金属防热瓦的上表面,增加了线密封条,以进一步增强防雨水和承压的能力,并完成了线密封条的验证试验。此外,在X-33的Inconel 617高温合金TPS的基础上,研究出了新一代可适应的、耐久的、可操作的、可重复使用的热防护系统(ARMOR TPS)^[14]。ARMOR TPS跟X-33迎风面使用的金属TPS相比,在密封、刚度、与机身一体化设计和制造等方面加以了改进和提高。

美国NASA的兰利研究中心在ARMOR TPS研究基础上,针对新一代RLV曲面贮箱用金属TPS,设计了曲面金属TPS与贮箱的一体化连接结构,并研究出了与贮箱一体化的、由4个瓦组成的曲面金属TPS阵列,见图1^[15]。



(a) Schematic of composite tank panel with metallic TPS



(b) Schematic of composite tank panel with metallic TPS

图1 NASA的曲面金属TPS阵列与贮箱一体化连接模型以及研制出曲面金属TPS阵列

Fig. 1 Integrative join model and sample for curve metal TPS array and tank in NASA

FALCON 是一项由美国国防高级研究计划局全面负责的项目,旨在为可重复使用快速响应全球打击高超声速巡航武器系统开发相关技术,该飞行器可在 2 h 内到达地球上的任何地方,美国针对其最新的 FALCON (Force App lication and Launch from CONUS),正在研制 HTV-2 无动力高超声速技术试验飞行器和 HTV-3X 重复使用高超声速推进系统试验飞行器,HTV-2 由于无动力、一次性使用,其外壳主要采用抗氧化 C/C、C/SiC 等复合材料;然而针对可重复使用的 HTV-3X 高超声速推进系统试验飞行器,其大面积以及机翼前缘、垂直尾翼前缘等部位的热防护与热结构大都改为了金属 TPS 及耐高温金属热结构^[16]。

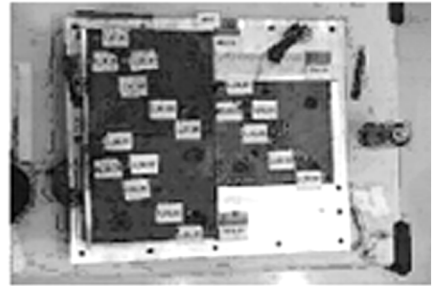
除美国以外,国外许多国家对金属热防护系统也一直在进行研究。

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 PM1000 镍基高温合金金属热护系统^[17]。

德国最近一直在为其 RLV 等高超声速飞行器的应用,开展使用温度在 850℃ 以上的金属 TPS 研究。已经完成了单个金属隔热瓦以及金属 TPS 阵列的噪声试验、振动试验、红外加热的隔热试验以及风洞试验,并且于 2005 年 10 月 23 日,对装有两块金属隔热瓦的飞行器于 90-110 km 高空进行了约 7 Ma、近 23 s 的飞行试验。结果表明,金属隔热瓦及金属 TPS 阵列通过了噪声试验、振动试验以及风洞试验,连接和密封工艺可行,性能可靠。图 2 为其金属 TPS 阵列噪



(a) Panel array during vibration test



(b) Set-up 3 panel acoustic test

图2 德国金属TPS阵列噪声、振动试验情况

Fig. 2 Germany metal TPS array during vibration test and acoustic test

2 国内金属 TPS 的研究最新进展

航天材料及工艺研究所自“七五”、特别是自“十五”以来,一直在针对 RLV 等高超声速再入飞行器,开展金属 TPS 研究。“十五”以来,哈尔滨工业大学针对金属 TPS 也开展了研究。

2.1 金属 TPS 隔热瓦及其阵列的设计与样件研制

针对可重复使用运载器,航天材料及工艺研究所开展了金属热防护结构组件设计与优化技术研究。研制出了多层壁结构、蜂窝复合结构、类似美国 ARMOR TPS 结构等多种结构平面金属隔热瓦样件,单个金属 TPS 瓦的最大尺寸达到 480 mm×450 mm。开展了金属 TPS 阵列的连接和密封技术研究,研制出了“冷连接”的 2×2 的类美国新一代 ARMOR TPS 结构的 Inconel 617 合金金属 TPS 阵列(图 3)。



图3 “冷连接”的2×2的Inconel 617合金金属TPS阵列(类似美国新一代ARMOR TPS结构)

Fig. 3 The 2×2 metal TPS array with “cold fastened” made of Inconel 617 supper alloy

开展了曲面金属隔热瓦用曲面高温合金蜂窝夹层层的研制及其连接技术研究,研制出了曲面高温合金蜂窝夹层相关样件,如图4所示。

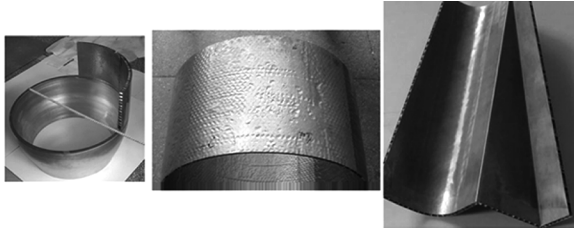


图4 曲面金属隔热瓦用曲面高温合金蜂窝夹层板及其连接

Fig. 4 Curved honey combpanel used for metal TPS

2.2 金属 TPS 涂层技术研究

为了满足抗氧化和高辐射的需求,金属隔热瓦表面的涂层被设计成多层。采用烧结法,在镍基高温合金蜂窝夹层板以及钛合金蜂窝夹层板的外面板上形成了一层铝化物抗氧化涂层;在成形的铝化物抗氧化涂层表面再成形一层高辐射涂层。

从表1可看出,涂层在1100℃保温10h后,质量变化很少,表明该涂层在1100℃下有较好的抗氧化性能。

表1 铝化物抗氧化涂层1100℃静态氧化不同时间试验结果

试样	2 h 后质量变化	4 h 后质量变化	6 h 后质量变化	8 h 后质量变化	10 h 后质量变化
1#	-52.5	-87.5	-113	-150	-175
2#	-50.0	-7.50	-113	-138	-163

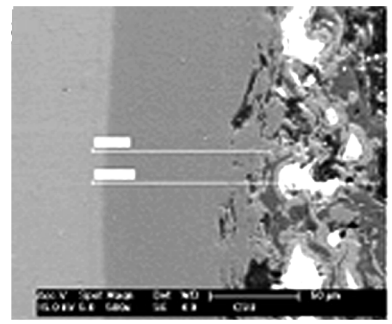
由表2可知,带有高辐射和抗氧化涂层试样的辐射系数在850℃下仍大于0.85,并且比只带抗氧化涂层试样的辐射系数至少提高14%。

表2 不同温度下涂层的辐射系数

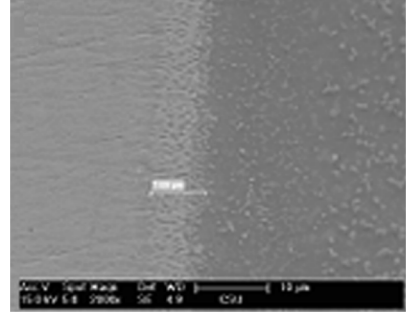
Tab.2 Radiation valve of coat on different temperature

温度/℃	基体+抗氧化涂层	基体+抗氧化涂层+高辐射涂层
400	0.74	0.86
600	0.75	0.86
850	0.75	0.86

图5所示为在镍基高温合金表面成形的抗氧化和高辐射涂层的截面形貌,涂层为三层结构:外层为高辐射涂层;中间为铝化物抗氧化涂层;靠近基体存在扩散层,保证了涂层与基体有较好的结合力。抗氧化涂层较为致密,具有较好的抗氧化性能;高辐射涂层较为疏松,辐射系数较高。



(a) 截面 500×



(b) 截面 2000×

图5 所制备涂层的截面形貌

Fig. 5 Microstructure of coat on cross section

2.3 金属 TPS 性能的初步研究

2.3.1 金属 TPS 的热导率

Inconel 617 合金($0.18 \text{ g}/\text{cm}^3$)蜂窝复合隔热瓦的等效热导率为 $37.3 \text{ mW}/(\text{m}\cdot\text{K})$, 600°C 时为 $50 \text{ mW}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。

2.3.2 金属隔热瓦的振动、噪声、冷热交变试验

Inconel 617 合金蜂窝复合隔热瓦振动试验(图6)后,再进行噪声试验(图7)。

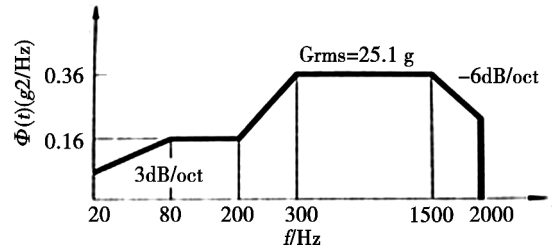


图6 Inconel 617 合金蜂窝复合隔热瓦振动试验

Fig. 6 Metal TPS with Inconel 617 honeycomb during vibration test

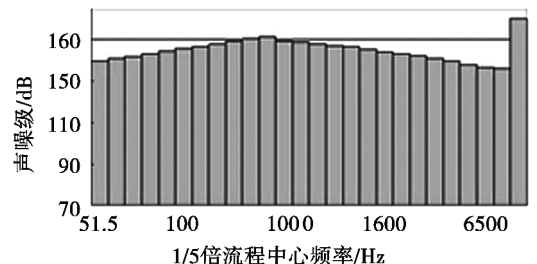


图7 Inconel 617 合金蜂窝复合隔热瓦噪声条件

Fig. 7 Metal TPS with Inconel 617 honeycomb during acoustic test

经过振动及噪声试验后的 Inconel 617 合金蜂窝复合防热瓦完好无损。对 Inconel 617 蜂窝复合防热瓦进行如图 8 所示的 10 次、0-800℃ 冷热交变试验, 并重复 5 次(共经 50 次)。

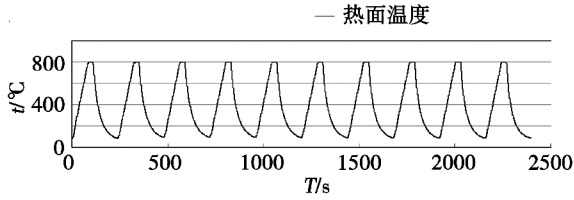


图 8 10 次 0-800℃ 冷热交变试验曲线
Fig. 8 Test curve of temperature alternation from 0°C to 800°C for 10 times

经 50 次冷热交变试验后, Inconel 617 合金蜂窝复合防热瓦的实物照片见图 9。50 次的冷热交变试验后, Inconel 617 合金蜂窝复合防热瓦完好无损, 只是表面以及侧面的氧化比试验前明显加重。

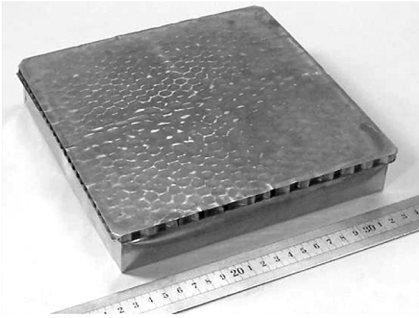


图 9 经 50 次 0-800℃ 冷热交变试验后的 Inconel 617 合金蜂窝复合防热瓦

Fig. 9 Appearance of metal TPS with Inconel 617 honeycomb after temperature alternation from 0°C to 800°C for 50 times

3 结语

金属 TPS 由于克服了陶瓷防热瓦的质脆、易脱落、吸水、易变形、维修和更换困难等缺点, 是下一代 RLV 大面积热防护的主要优选方案之一, 在各航天强国得到了重视和相应的发展。

作为 RLV 的关键技术之一, 金属 TPS 仍将继续得到改进和发展, 主要包括工程样件的研制和考核以及耐更高温度和更轻质的金属 TPS 的研究等。

参考文献

[1] 杨勇, 等. 我国重复使用运载器发展思路探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2006(4): 1-4
[2] 汤一华, 余梦伦, 杨勇, 等. 第二代可重复使用运载器及其再入制导技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(1): 26-31
[3] Blosser M L. Advanced thermal protection systems for reusable launch vehicles[D]. Ph. D. Dissertation. UVA, May 2000
[4] Dorsey John T, Chen Roger, Poteet Carl. Metallic thermal protection systems development: concepts, requirements and

Assessment Overview[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 14-17, 2002

[5] 姚草根, 吕宏军, 贾新潮, 等. 金属热防护系统材料与结构研究[J]. 宇航材料工艺, 2005, 35(2): 5
[6] Bohon H L, Shideler J L, Rummler D R. Radiative metallic thermal protection systems; a status report[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 12(10): 626-631
[7] Shideler J L, Kelly H N, Avery D E, et al. Multiwall TPS - an emerging concept[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(4): 7-8
[8] Blair W, Meaney J E, Rosenthal H A. Fabrication of prepackaged superalloy honeycomb thermal protection system (TPS) panels[R]. NASA CR 3755, October 1985: 2-40
[9] Gorton M P, Shideler J L, Web G L. Static and aerothermal tests of a superalloy honeycomb prepackaged thermal protection system[R]. NASA TP 3257, 1993: 1-50
[10] Blosser M L, Martin C J, Daryabeigi K, et al. Reusable metallic thermal protection systems development[C]//Proceedings of the 3rd European Workshop on Thermal Protection Systems, ESTEC, March 25-27, 1998: 165-176
[11] Blosser M L. Development of metallic thermal protection systems for the reusable launch vehicle[R]. NASA Technical Memorandum 110296, 1996, 10: 1-22
[12] Bouslog S A, Brad Moore, et al. X-33 metallic TPS tests in NASA-Larc high temperature tunnel[C]//Thermophysics Session AIAA 37th Aerospace Sciences Meeting, Jan. 11-14, 1999
[13] Max Blosser. Thermal protection systems for reusable launch vehicles[M]. Thermal & Fluids Analysis Workshop. Hampton, VA, August 22, 2003
[14] Blosser M L, et al. Development of advanced metallic thermal-protection-system prototype hardware[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(2): 183-194
[15] Glass D E. Launch and Reentry Vehicle Structures and Materials[R]. January 11, 2005
[16] Steven Walker, Ming Tang, Sue Morris, et al. Falcon HTV-3X-A reusable hypersonic test Bed[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 28 April - 1 May 2008, Dayton, Ohio, AIAA: 2008-2544
[17] Buursink J, et al. Status of the delft aerospace RE-entry test vehicle[C]//52nd International Astronautical Congress, Toulouse, France, 1-5 Oct, 2001
[18] Wolfgang P P, Fischer, Joerg Bolz. ULTIMATE: Metallic TPS for future RLV's - first results of ground & flight test campaigns[C]//9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 5-8 June 2006, San Francisco, California, AIAA, 2006-2950

(编辑 吴坚)