

金属热防护系统的研究进展

史丽萍 李 垚 赫晓东

(哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所, 哈尔滨 150001)

文 摘 简述国外几代金属热防护系统的发展概况,并论述金属热防护结构的组成特点,对金属热防护系统与其他传统热防护系统的优缺点进行比较,指出金属热防护系统必将是各种类型可重复使用航天飞行器大面积防热的最佳选择。

关键词 金属热防护系统,可重复使用航天器,防热材料

Research on Metal Thermal Protection System

Shi Liping Li Yao He Xiaodong

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

Abstract General development and general situation of metal thermal protection system (MTPS) in foreign countries for RLV are briefly introduced. Also the constituent feature of metal thermal protection structure is described. In comparison with traditional thermal protection system, the advantage and disadvantage of the metal thermal protection are discussed. The conclusion is that MTPS will be the best selection for all kinds of reusable launch vehicles.

Key words Metal thermal protection system, Reusable launch vehicle (RLV), Thermal protection material

1 前言

在控制空间、主宰机动、全球交战等战略概念的军事背景下,未来航天飞行器正朝着以火箭为动力、使用非低温燃料、跨大气层飞行、高度机动、低维护以及高度可重复使用这个方向发展^[1-4]。绝大多数飞行器尤其是高超声速飞行器将在重返大气层时经受严重的气动加热,航天飞机尤其是空天飞机在上升巡航飞行阶段还要受到更严重的气动加热,所以未来航天器对热防护系统提出了更高的要求:高度可重复使用、全寿命成本低,结构模块化、热防护系统与机体一体化,全天候、易检查、维护、更换,尖锐前缘耐烧蚀等^[5-8]。

当前航天飞机所采用的陶瓷防热瓦热防护系统

存在着强度低、脆性大、耐冲击性差、易吸潮、维护维修成本高且费时费工、与主体结构相容性差等问题,所以为满足新一代航天飞行器的技术发展要求,先进金属热防护系统的出现是必然的。因为它除了具有以上新型航天飞行器所要求的特点外,还具有与主体结构相同的热膨胀特性,易于一体化设计,具有高强韧性和耐冲击性并可进行损伤容限设计的特点。虽然与陶瓷防热瓦相比,金属热防护系统制造成本较高,但由于其高度可重复使用的特点,故全周期成本仍然要低于传统的热防护系统。防热材料是热防护系统的物质基础,防热材料的发展直接制约着热防护系统的发展,为此归纳出在防热材料的不同发展阶段,相应热防护系统的发展历程见图 1。

收稿日期:2004-06-14

基金项目:国家自然科学基金项目(5030400);哈尔滨工业大学交叉基金项目(MD.2002.03)

作者简介:史丽萍,1976年出生,博士研究生,主要从事热防护方案设计与防热材料制备方面的研究工作

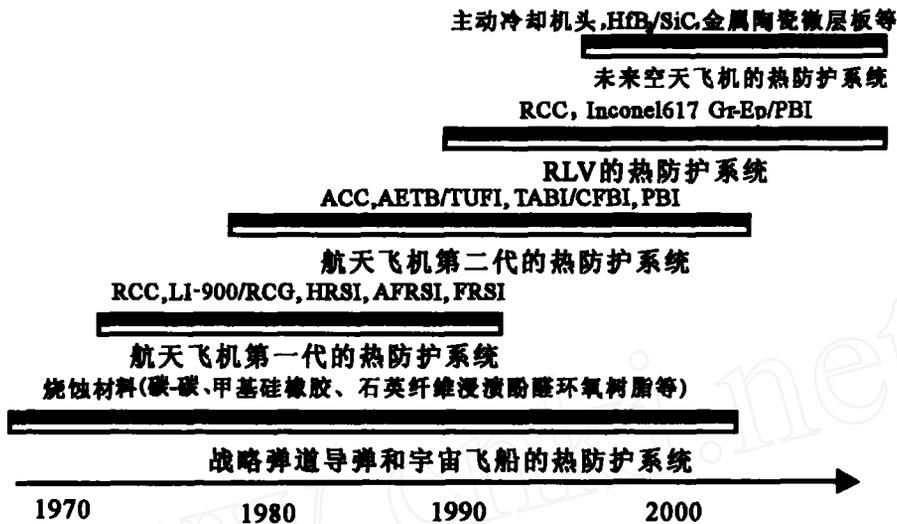


图 1 航天器热防护系统的发展历程

Fig 1 Development of thermal protective system in spacecraft

总之,典型的航天飞行器热防护系统有如下五方面的发展趋势和特点^[5]:

(1) 总体设计思想——从机身采用冷结构而在外部包上防热系统的方式,逐步走向结构和防热系统一体化设计的热结构方式;

(2) 热防护系统设计方法——从热走廊和热设计裕度分析法走向采用最大飞行包线内最严重工况的设计方法;

(3) 热防护结构形式——从瓦到瓦板,到整体机壳式。防热材料与机身结构的连接方式从硅橡胶粘接方式到机械连接,直到结构与防热一体化设计;

(4) 热防护材料——从硅基陶瓷防热瓦发展到由金属或先进碳 碳板和内部隔热材料组成的耐久性防热瓦,再到由大面积碳 碳板和碳化硅纤维增强的复合材料,直至今日由大尺寸金属陶瓷微层板作为面板的先进金属热防护材料;

(5) 热防护概念——由全部被动式热防护方案发展到局部高温区采用半被动甚至主动热防护方案,如采用内表面气体、液体冷却或热管传热等方式。

2 航天器金属热防护系统发展概况

金属热防护系统的发展过程可以分为以下四个阶段^[9-15]:一为金属支架结构(第一代金属热防护系统);二为钛合金多层壁结构(第二代金属热防护系统);三为超合金蜂窝夹层结构(第三代金属热防护系统);四为改进金属防热结构(第四代金属热防护系统)。

第一代金属热防护结构是一种原始的金属支架褶皱结构,内部没有填充任何隔热材料,最早是用于水星、双子星、Apollo号以及 X-15等飞行器背风面。第二代金属热防护结构则是一种钛合金多层壁结构,使用了高熔点芳香族聚酰胺隔热毡,但质量很重且隔热效率较低。第三代金属热防护结构属于超合金蜂窝夹层结构,其上表面为 Inconel 617 蜂窝夹层板,下表面为钛合金蜂窝夹层板,中间金属盒中填充轻质绝热的隔热毡,四周是 Inconel 617 平面侧板,其中超合金蜂窝夹层面板是由超合金金属箔和超合金蜂窝夹层组成,是一种预封装的蜂窝夹芯结构。第四代金属热防护结构是改进的金属热防护系统,夹芯面板主要起到承载和抗氧化的作用,支撑托架则起到了传递载荷、隔热并调节热变形不匹配的作用,而低温机械螺栓及螺栓导管则把热防护系统与主体结构相连接起来。与第三代热防护系统相比,它主要在以下几方面作了改进:

(1) 外蒙皮的外延设计解决了板与板的间隙问题;

(2) 弯曲侧板设计代替了平面侧板,有效地遏制了间隙内的热辐射效应;

(3) 采用轻质钛合金支架,并通过紧固件科学设计减小热膨胀的不匹配性;

(4) 外蒙皮材料采用镍基弥散强化合金和新型的涂层技术保证了表面光滑度和外形稳定性。

美国 X-33 演示样机的热防护系统放弃航天飞机耐高温性能良好和低制造成本的传统陶瓷防护瓦,大量采用体现了当前热防护系统最高水平的金属热防护系统^[16-18]。在气动加热严重的区域采用抗氧化碳 碳复合材料,将来拟用二硼化铝 碳化硅复合材料,而在其他区域均采用 Inconel 617 金属面板热防护结构,只是根据安装区域所承受温度的不同,改变隔热层的厚度。美国 X-33 热防护系统仍然属于第三代热防护系统——超合金蜂窝夹层结构,该系统要比超合金蜂窝金属夹层热防护结构简单,采用的是 Inconel 617 蜂窝夹层板加薄片密封纤维隔热毡再加金属支架的形式,并且增加了插拔功能,大大方便了安装、拆卸和维护。

3 金属热防护结构的特点与组成

美国第一代部分可重复使用运载器为航天飞机轨道器,其表面热防护系统的 70%用了约 3×10^4 块陶瓷防热瓦。轨道器机身下面的高温防热瓦为黑色,轨道器机身上面的低温防热瓦为白色,内部填充 Nomex 应变隔离毡,并用室温黏合剂将它们粘接在铝合金蒙皮上。虽然这种热防护系统开创航空史的一个新时代,但它也有着与生俱来的缺陷,如刚性陶瓷瓦的强度低、脆性大、易吸水和脱胶等问题。而金属热防护系统则克服了其一系列的缺点,并可真正实现机体主结构与热防护结构一体化设计。与传统的热防护系统相比,安装方便、每次飞行所需更换量少、维护和维修也较为简单,并可实现高度可重复使用,从而达到全周期成本低的目的。

从组成结构来说,金属热防护结构通常由抗氧化防热层、低密度隔热层和承力结构三部分综合而成。从组成材料来说,金属热防护系统是在金属壳中封入绝缘材料来维持面板的形状和承受外界的热、机械载荷,并在外层金属壳上涂以高辐射率的膜层。而封装在金属外壳里的纤维状隔热材料则起到阻止热流进入机体主结构的作用,常用纤维隔热材料是用卜内门 (ICD) 法制备的低密度氧化铝纤维。

4 结语

从目前热防护系统的发展趋势来看,作为被动热防护方案的可重复使用的金属热防护系统具有潜在的优势,与传统的航天飞机的陶瓷瓦的热防护系统相比,它已经显示出强劲的优势,而且随着新型金属合金、复合材料的不断出现,金属热防护系统必将是各种类型航天飞行器大面积防热的最佳选择。

参考文献

- 1 Correll J T. Destiny in space. Air Force Magazine, 1998; (2): 11 ~ 16
- 2 Correll J T. The integration of aerospace. Air Force Magazine, 1999; (2): 10 ~ 16
- 3 France M E B. Antipodal zones: implications for the future of space surveillance and control. Aipower Journal X, 1996; (1): 94 ~ 106
- 4 Grier Peter. From the battle labs. Air Force Magazine, 1998; (3): 48 ~ 50
- 5 李松年. 航天结构热力学的任务和应用. 力学进展, 1994; 24(1): 1 ~ 23
- 6 Tipak J A. The flight to orbit. Air Force Magazine, 1998: 41 ~ 44
- 7 Chapman Suzann. Toward leaner launchers. Air Force Magazine, 1996: 73 ~ 77
- 8 Anselmo J C. NASA shifts strategy on reusable launchers. Aviation Week & Space Technology, 1999; (13): 82 ~ 89
- 9 Palmer G E, Henline W D et al. High-fidelity thermal protection system sizing of reusable launch vehicle. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997; 34(5): 577 ~ 583
- 10 Grallert H, Keller K. Metallic thermal protection system design for aerospace structures. Thin-walled Structures, 1991; 11(1 ~ 2): 105 ~ 127
- 11 Williamson R A. Entry vehicle heating and thermal protection systems: space shuttle, solar star probe, jupiter galileo probe. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1983; 85: 556 ~ 568
- 12 Giegerich M J. Thermal protection systems for all-weather reusable launch vehicles. NASA Conference Publication, 1991; (2): 3 ~ 26
- 13 夏德顺. 重复运载器金属热防护系统的述评. 导弹与航天运载技术, 2002; (2): 21 ~ 26
- 14 Rasky D J, Milos F S, Squire T H. Thermal protection system materials and costs for future reusable launch vehicles. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001; 38(2): 294 ~ 296
- 15 Reich G, Hinger J, Huchler M. Thermal protection systems for hypersonic transport vehicles. SAE Technical Paper Series, 1990: 9 ~ 12
- 16 Davis J B, Marshall D B, Oka K S et al. Ceramic composites for thermal protection systems. Composites-Part A: Applied Science and Manufacturing, 1997; 30(4): 483 ~ 488
- 17 Olynick D. Trajectory-based thermal protection system sizing for an X-33 winged vehicle concept. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998; 35(3): 249 ~ 257
- 18 Bouslog S A, Moore B, Sawyer J W. X-33 metallic TPS tests in NASA LaRC high temperature tunnel. AIAA, 1999: 1 ~ 22

(编辑 李洪泉)