

中图分类号: V45
文献标识码: A

文献编号: 1005-1198 (2016) 03-0220-07
DOI: 10.16253/j.cnki.37-1226/tq.2016.02.013



盖板式热防护系统研究现状及发展趋势

周长灵¹, 徐鸿照¹, 朱 杉², 陈 斌², 杜 斌³

¹ 山东工业陶瓷研究设计院有限公司, 山东 淄博 255000

² 空军驻山东地区军事代表室, 济南 250023

³ 哈尔滨工业大学 复合材料与结构研究所, 哈尔滨 150001

摘 要: 本文综述了国内外关于盖板式热防护系统的研究及应用现状。盖板式热防护系统主要分为金属式热防护系统及非金属无机复合材料热防护系统, 本文对其各自的优缺点进行了简要的阐述, 并对未来飞行器热防护系统的发展趋势进行了展望。

关键词: 高超声速飞行器; 热防护系统; 盖板式

新一代航天器、运载器和空天飞行器等高速飞行器对结构轻质化提出了苛刻的要求, 有氧环境、高动压与高超声速气动热/力耦合等因素对飞行器的热防护技术提出了严峻的挑战^[1,2]。以 NASA 两级轨道飞行器为例, 图 1 显示的两级轨道飞行器飞行高度和马赫数之间的关系^[1]表明飞行器在低空高速飞行时具有较高的气动压力和气动加热。对于吸气式飞行器来说, 既要保证较高的飞行速度, 又要降低由于在高速飞行过程造成的前缘及机身温度升高的问题。图 2 所示为直径 1 英寸 (2.5 cm) 的球体在三种不同轨道飞行器上表面热流随温度的变化关系。第一种为载人航天飞行器近地轨道载入, 第二种为单级轨道吸气式飞行器上升阶段, 第三种为航天飞机轨道器下降过程。从图中可以看出, 在第一种情况下, 球体表面热流在很短的时间内就能达到最大值; 而在第三种情况下, 较长时间内球体表面仍保持着最大的热流密度。目前, 对于航天器、运载器和空天飞行器而言, 热防护系统和热结构是目前研究热点之一, 也是制约飞行器发展的关键技术之一。

热防护系统 (Thermal Protection System, TPS) 的主要功能是控制进入飞行器的热流, 使底层主体结构维持在所允许的温度范围内^[3]。TPS 的研制和优化设计是先进天地往返运载器及武器系统成败的关键。热防护结构按照原理可分为^[4]: (1) 被动热防护系统 (包括热沉结构、隔热结构、热结构等); (2) 半被动热防护结构 (如热管结构、烧蚀结构等), 多用于不可重复使用的飞船或飞行器; (3) 主动防热系统 (包括发汗冷却、薄膜冷却、对流冷却结构等)。目前, 可重复使用飞行器热防护技术中, 被动防热技术发展比较成熟, 应用也较为普遍。图 3 为航天飞机轨道器表面最高温度示意图。

收稿日期: 2016-02-16

收到修改稿日期: 2016-02-28

通讯作者: 周长灵 (1978-), 男, 山东梁山人, 教授级高工。E-mail: zcl189@163.com。

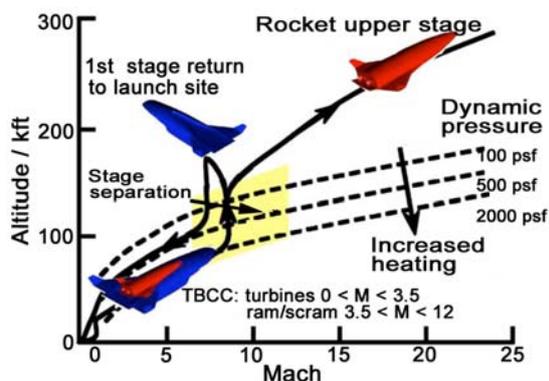


图1 两级轨道飞行器飞行高度与马赫数的关系
Figure 1 Relationship between the altitude and March number for the two-stage to orbit concept of operations

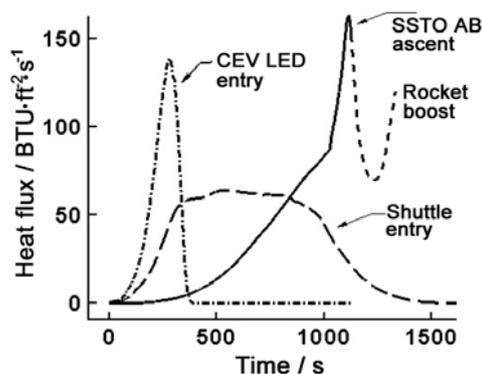


图2 直径为1英寸的球体在三种不同轨道飞行器上表面热流密度与时间的关系
Figure 2 Heating on a reference one-foot diameter sphere for three different trajectories

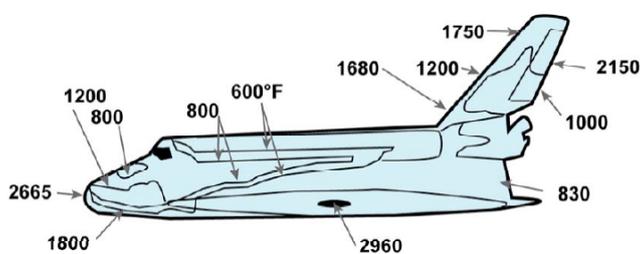


图3 航天飞机轨道器表面最高温度示意图 (图中单位为F°)
Figure 3 Nominal maximum temperatures on the surface of the space shuttle orbiter

航天飞机轨道器采用铝蒙皮结构,表面采用隔热瓦来保证结构温度低于 177°C ,同时温度高达 1260°C 的前缘和燃烧室前部则采用C/C复合材料。

随着高超声速飞行器马赫数及航时的不断增加,机身表面温度不断升高,迎风面的温度高达 1200°C ,端头帽、机翼与尾翼前缘等部位温度更高,传统的热防护结构和材料如陶瓷瓦、隔热毡、金属热防护系统等无法满足要求,必须采用耐温性更高、抗氧化能力更强更优异、承载性能更优良的热防护系统。因此,盖板式防热结构应运而生。所谓盖板式防热结构^[5],就是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。目前得到应用的盖板式结构主要为金属盖板系统^[6]以及陶瓷基复合材料(Ceramic-Matrix Composites, CMC)盖板防热结构^[7]。本文将简要回顾这两类盖板式结构的国内外研究现状。

1 国外研究现状

1.1 金属防热盖板

金属防热盖板可使用在热或冷结构上(图4)。这种热防护系统的优势在于:外部承压盖板

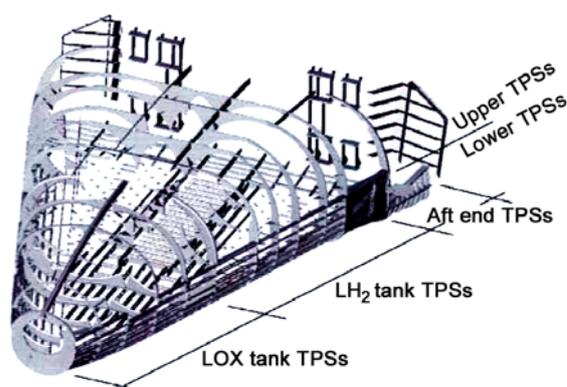


图4 金属盖板式TPS结构示意图
Figure 4 Illustration of the structure of metallic shingle TPS

与内部支撑结构可以具有不一样的轮廓。

盖板式热防护系统主要包含承受机械载荷的元素和承受热载荷的元素, 将机械功能和防热功能分开处理, 以便于在各自领域选择最佳的材料, 集防热-承载-结构功能一体化, 是目前研究及应用比较热门的一个方向^[8]。如图 5 所示, 金属盖板式 TPS 系统由外部金属面板与内部轻质隔热层组成, 通过机械紧固件与底层结构相连。外部面板采用蜂窝夹板形式以增加机械承载能力和耐久性。金属热防护系统的缺点在于初始成本较高, 需要使用特殊设计的紧固件。

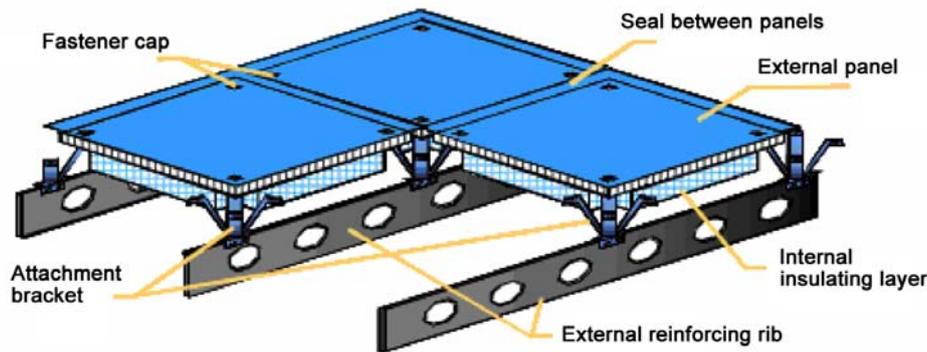


图 5 金属防热盖板结构示意图

Figure 4 Illustration of the structural layout of the metallic thermal protection shingle

金属 TPS 的发展经历了金属多层壁式结构、超合金金属热防护系统、合金蜂窝夹层热防护系统和先进金属热防护系统四个阶段^[9]。

金属多层壁式结构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要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。美国研制的钛合金多层壁结构是一种在低温 (540°C) 下使用的轻质热防护系统; 德国研制的高温合金多层壁采用了镍基合金, 如能解决涂层问题, 其适用温度则可达 1300°C 。

合金蜂窝夹层热防护系统结构主要包括内外高低温隔热层, 其中外层高温合金板及蜂窝夹层材料为 Inconel617 合金, 内部蜂窝夹层板材料为钛合金。其外层合金板可承受 1093°C 高温, 背面最高温度约为 151°C 。第二代高温合金蜂窝夹层热防护系统的外层与第一代相似, 但是该热防护系统采用了一层轻质的高温隔热材料。由于用薄箔取代底层的钛合金夹层板的中心部分, 所以系统的质量与第一代相比减轻了, 但所能承受的承受温度没有变化^[10]。

1.2 CMC 复合材料防热盖板

CMC 盖板主要有 C/C、SiC/SiC 盖板。Pichon^[11]等提出了一种盖板式陶瓷 TPS 结构, 它将防热、隔热、承载功能分开, 其中防热功能由陶瓷盖板承载, 隔热功能由内部绝热毡来实现, 承载功能由机身蒙皮及桁架来实现。这种 TPS 结构具有使用温度高、抗氧化性能优异、零烧蚀、使用可靠性能高等优点, 因此近年来各国发展的高超声速飞行器研究计划中均积极开展了 CMC 盖板式 TPS 研究。

CMC 盖板防热结构如图 6 所示^[11], 主要由外部 CMC 盖板、内部隔热材料和支撑结构组成, 外防热材料选择耐高温的 C/SiC 或 SiC/SiC 材料, 内部隔热层则选择轻质隔热材料。

美国 X-33 高超声速飞行器的热防护系统除了在气动加热严重的区域采用了强化 C/C 材料外, 其它区域均采用 Inconel617 金属面板热防护系统; 而 X-43A 飞行器则在迎风面区域高温区采用了由 C/SiC 复合材料盖板和轻质柔性的氧化铝或 SiO_2 纤维棉隔热层组成的热防护系统。日本 Hope 航天飞机在较高温区 ($1300\text{ K} \sim 1600\text{ K}$) 采用了碳/碳盖板防热结构。这种结构由表面具有抗氧化涂层的刚

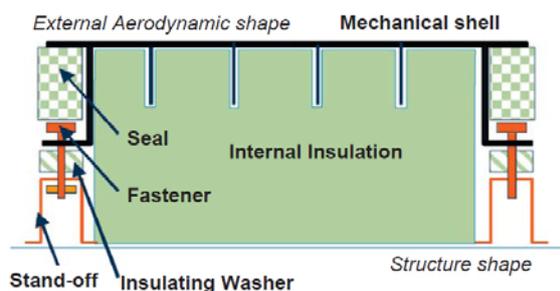


图 6 CMC 盖板式 TPS 示意图

Figure 6 Illustration of CMC TPS shingle

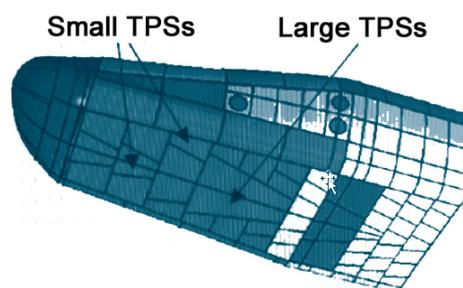


图 7 Pre-X 验证机的 CMC 盖板式热防护系统

Figure 7 Illustration of CMC shingle TPS for Pre-X shuttle

性 ACC 辐射面板、支柱和内部隔热层组成。面板选材之一是高模沥青基碳纤维增强碳/碳材料，具有 10 层以上的铺层。抗氧化涂层为 CVD-SiC，并用密封剂防止由于热应力产生的微裂纹处发生氧化。法国 Hermes 航天飞机在较高温区采用了盖板式热防护系统，隔热盖板采用 C/SiC 陶瓷复合材料瓦楞夹层结构，尺寸为 300 mm × 300 mm，不仅能够耐高温，而且能够承受气动载荷。隔热层采用多层隔热结构，使热防护系统具有良好的隔热效果，温度由表面 1600 K 降至主结构 500 K，最高工作温度高达 1700 K。

本世纪初，法国在 Pre-X 计划中系统研究了 CMC 盖板式热防护系统。如图 7 所示，大量的 C/SiC 盖板式 TPS 应用于 Pre-X 验证机的鼻锥下游迎风面。其中在迎风面的高温/高载区域，C/SiC 盖板尺寸为 400 mm × 300 mm，在较低温/低载区域 C/SiC 盖板尺寸可达到 800 mm × 500 mm。

美国 Snecma Propulsion Solide (SPS) 系统也采用了 CMC 隔热盖板结构。其整体由 CMC 盖板、螺栓及支架等结构组成。

2 国内研究现状

目前，国外有关盖板式热防护系统的设计技术已经比较成熟，而国内的工作则主要集中在国际研究进行跟踪及理论分析方面，公开的针对盖板式热防护系统的考核结果鲜有报道。因而本文主要针对国内学者对盖板式热防护系统的理论分析做简要介绍。

热防护系统的设计必须要考虑气动外形强度、热应力、隔热、安全系数和工艺要求等诸多因素，在热防护系统设计中传热分析是一个重要环节。用于热防护系统热分析的模型主要有：TPS 一般热模型、精细的热结构和热防护系统模型、冷结构热模型、内部热交换模型及详细的内部热控系统和热防护系统模型、冷结构模型、内部热交换模型及详细的内部热控系统和设备热模型。

李广德等人^[12]以 C/SiC 复合材料为隔热面板，纳米多孔氧化铝气凝胶复合材料为隔热层，铝合金为机身结构基板，建立了隔热-隔热-承载一体化的盖板式陶瓷 TPS 结构顺态传热模型。主要针对热面载荷为 1200°C、工作时间为 1000 s、环境初始温度为 20°C 的载荷条件，对盖板式热防护系统隔热层的物性参数、厚度尺寸、相变种类、位置等因素进行了模拟计算，结果表明隔热层物性参数及厚度对 TPS 结构传热性能几乎不产生影响，而隔热层物性参数及厚度对 TPS 结构传热性能具有决定性的影响，并且相变材料的引入能够明显改善 TPS 结构的传热性能。

赵玲等^[13]针对 C/SiC 盖板式热防护系统建立了如图 8 所示的传热模型，在进行传热分析时采用了以下基本假设^[13]：(1) 忽略结构在平面方向上及因支撑结构传热所引起的温度变化，假定热流由外向内传递，仅考虑厚度方向的热流梯度，将问题简化为无热源一维非稳态传热；(2) 铝合金结构和

飞行器内部环境间的传热由内部纤维传热模拟, 内部环境做常温面板处理; (3) 在模拟飞行器再入传热时需对热防护系统施加再入初始温度。鉴于目前可重复使用飞行器的再入前温度多为 50°F ~ 60°F, 故分析时选取初始温度为 286 K (55°F); (4) 在分析中考虑材料热物性随温度和压力的变化。采用如图 9 所示的热环境, 赵玲等分析了再入条件下典型盖板热防护系统的复合传热问题, 并对内部多层隔热结构和梯度材料隔热结构进行初步的研究与分析, 讨论了纤维内部气体传导、固体传导和辐射相耦合的辐照传热机理, 给出了相应的有效传导系数求解公式, 并针对广泛使用于航天器的多层隔热结构建立了瞬态传热分析模型, 对影响隔热性能的反射屏层数、分布、厚度等进行分析, 为多层隔热结构的优化设计提供了参考价值。

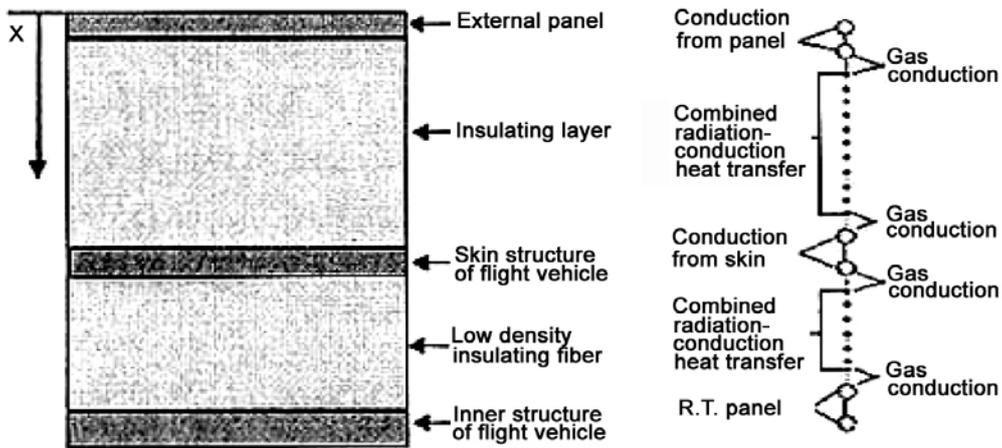


图 8 热防护系统传热模型
Figure 8 Heat transfer model for TPS

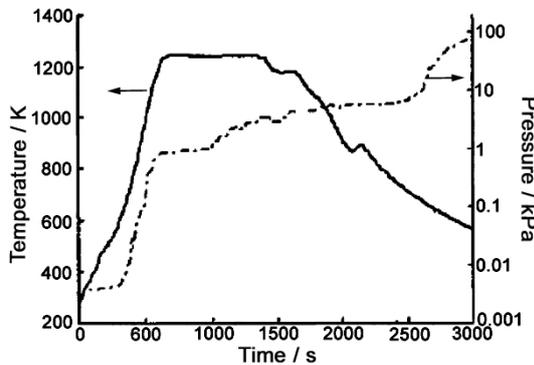


图 9 再入条件下辐射平衡温度和压力图
Figure 9 Radiation temperature and pressure under re-entry shuttle

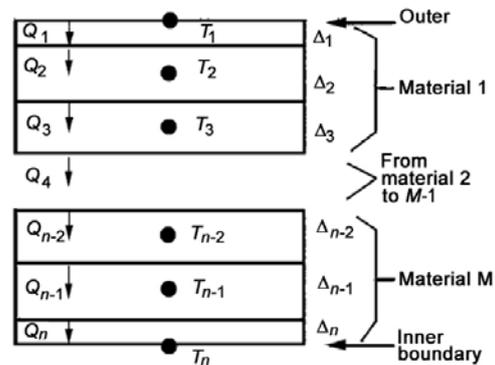


图 10 陶瓷耐热结构离散化分析模型
Figure 10 Discretization analysis model for ceramic TPS

目前, 美国等先进航天大国致力于提高计算流体力学对气动加热环境的预测精度, 改进热防护系统温度场瞬态响应的分析方法, 并且将两个分析过程有机耦合在一起, 提高了热防护系统质量的估算精度^[14,15]。马忠辉等人^[16]对具有多层结构、变物性、外边界具有辐射、对流换热等性质的陶瓷耐热系统瞬态导热过程进行了数值分析, 建立了如图 10 所示的用于温度场分析及结构质量预测的陶瓷耐热系统离散化处理分析模型。应用一维非线性全隐式有限差分格式分析陶瓷耐热系统瞬态温度场分布, 为热防护系统各物理性能参数分析及实现耐热结构优化设计提供了有力的科学依据。

黄世勇^[17]等人对 C/SiC 刚性热防护结构进行了热响应分析及结构响应分析,证明了气动加热/温度场耦合分析方法可以提高 C/SiC 刚性热防护结构热响应预估的精度。任青梅^[18]等在参考国外盖板热防护系统研究情况基础上,结合我国 C/SiC 复合材料和耐高温隔热材料研究现状,进行了盖板热防护系统概念设计与分析,通过热分析及热力联合作用下的结构分析,初步确定了盖板热防护系统的结构形式、材料及几何尺寸。但他们的工作仅基于静强度条件下进行了陶瓷盖板热防护系统的概念设计,而针对于 CMC 盖板式热防护系统结构的性能评估仍需要模拟真实环境来进行验证。

3 发展趋势

国内外的研究表明,空天飞行器热防护系统方案正从单一隔热方案向主、被动结合的隔热方案发展,“隔热-结构”分开向“隔热-结构一体化”发展,今后空天飞行器的发展趋势将是隔热-结构-推进一体化设计。盖板式热防护系统通过试验和验证,在技术上已日趋成熟,是未来极具竞争力的热防护系统。目前,国内的盖板式热防护系统研究才刚刚起步。如何建立详尽有效的分析模型,如何制备性能更为优异的隔热盖板及隔热材料,对我国今后的天地往返飞行器的发展具有重要意义。

参考文献

- [1] DAVID EG. European directions for hypersonic thermal protection systems and hot structures [R]. Daytona Beach : 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures, 2007.
- [2] 王璐, 王友利. 高超声速飞行器热防护技术研究进展和趋势分析[J]. 宇航材料工艺, 2016, (1): 1-6.
- [3] BEHRENS B, MULLER M. Technologies for thermal protection systems applied on re-usable launcher [J], Acta Astronautica, 2004, 55 [3-9]: 529-536.
- [4] RODRIGUL AC, SNAPP CG. Orbiter thermal protection system lessons learned [R]. AIAA-2011-7308. Long Beach: AIAA Space 2011 Conference & Exposition, 2011.
- [5] 赵玲. 典型盖板隔热结构性能分析与优化设计[D]. 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2007.
- [6] DORSEY JT, POTEET CC, CHEN RR, et al. Metallic thermal protection system technology development: concepts, requirements and assessment overview [R]. AIAA-2002-0502. Reno, Nevada: 40th Aerospace Science Meeting & Exhibition, 2002.
- [7] PICHON T, SOYRIS P, FOUCAULT A, et al. C/SiC based rigid external thermal protection system for future reusable launch vehicles: generic shingle, Pre-X/FLPP anticipated development test studies [R] Noordwijk, The Netherlands: The Fifth European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, 2006.
- [8] FISCHER W. Metallic thermal protection system for future RLV'S: design and performance verification approach [R]. SAE Technical Paper 2004-01-2566, 2004. doi:10.4271/2004-01-2566.
- [9] 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展 [J]. 应用数学和力学, 2008, 29 (1): 47-56.
- [10] 曹义, 程海峰, 肖加余, 等. 美国金属热防护系统研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2003, (3): 9-12.
- [11] PICHON T, BARRETEAU R, SOYRIS P, et al. CMC thermal protection system for future reusable launch vehicles: generic shingle technological maturation and test [J]. Acta Astronautica, 2009, 65 (1-2): 165-176.
- [12] 李广德, 张长瑞, 胡海峰. 盖板式陶瓷热防护层的传热性能优化[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36 (5): 143-148.
- [13] 赵玲, 吕国志. 典型 C/SiC 盖板隔热结构优化分析[J]. 强度与环境 2008, 35 (3): 27-34
- [14] RUTH MA, JOHN AD, MICHAEL CL. Thermal analysis methods for an earth entry vehicle [R]. NASA Langley Research Center, 2004.
- [15] RUTH MA, CHARLES PL, WALTER EB. Hyper-x hot nstructure comparison of thermal analysis and

flight data [R]. NASA Langley Research Center, 2004.

[16] 马忠辉, 孙泰, 王小军, 等. RLV 陶瓷热防护系统热分析模型研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2003, (3): 19-24.

[17] 黄世勇, 杨勇. C/SiC 刚性热防护结构热力耦合分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2012, (3): 15-17.

[18] 任青梅, 张婕. 陶瓷基复合材料盖板式热防护系统的设计与分析[J]. 航空科学技术, 2013, (5): 44-48.

※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※ ※

Research Status and Development of Generic Shingle Thermal Protection System

ZHOU Chang-Ling¹, XU Hong-Zhao¹, ZHU Shan², CHEN Bin², DU Bin³

¹ Shandong Industrial Ceramics Research & Design Institute Co. Ltd., Zibo 255000, China

² Military Representative Office of PLA Air Force in Shandong Region, Jinan 250023, China

³ National Key laboratory of Science and Technology an Advanced Composites in Special Environments, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: The status of research and application of generic shingle thermal protection system (TPS) for hypersonic aircrafts was briefly reviewed in this paper. The generic shingle TPS is mainly divided into two categories, being metallic based and ceramic-matrix composite based, respectively. The advantages and the disadvantages of both categories are discussed. Finally, the development trend of the TPS for hypersonic aircrafts is prospected.

Key words: Hypersonic aircraft; Thermal protection system; Generic shingle