

高超音速飞行器热防护材料技术分析

Analysis of Thermal Protection Materials for Hypersonic Aircraft

中国空空导弹研究院 程功 肖军

[摘要] 热防护材料是高超音速飞行器的重要设计内容,是其在热环境中保持结构完整性的关键因素。随着高超音速飞行器航程和速度的不断增加,热防护材料表现出越来越重要的作用。为了更好地使用热防护材料,简要介绍了热防护材料使用的环境和要求,以及一些飞行器常用的热防护材料,并针对热防护材料的工程应用进行了论述。

关键词: 高超音速飞行器 热防护材料 工程应用

[ABSTRACT] Thermal protection materials are important to the design of hypersonic aircraft, and are the key factors keeping integrate in thermal environment. As the range and speed of aircraft are increasing, thermal protection materials are more and more vital. In order to use these materials better, thermal environment and requirement for thermal protection materials are explained. Some correlative materials for aircraft are introduced, and engineering application for thermal protection materials is discussed.

Keywords: Hypersonic aircraft Thermal protection material Engineering application

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S2.043

美国 Hyper-X 计划中的 X-51A “乘波者”飞行器已于 2013 年 5 月进行了第四次高超音速飞行的测试。X-51A 由 B-52H 轰炸机运载发射,在约 370s 的测试过程中, X-51A 飞行了 425km,最快速度高达 5.1 马赫数(图 1 和图 2)。由于具有无可比拟的优势,高超音速飞行器已经成为当前以及未来航空航天飞行器发展的重要方向。

类似于 X-51A “乘波者”的高超音速飞行器,必须使用热防护材料。作为高超音速飞行器总体结构设计的基础技术和重要内容,热防护材料可以改善表面热性能,有效阻隔气动加热的传导,避免飞行器因气动热造成结构刚度下降而出现的断裂、损毁等故障,还能避免气动热造成内部器件工作温度过高导致的故障^[1]。为了更好地使用热防护材料,本文简要介绍了热防护材料使用的环境和要求,以及国外飞行器使用的热防护系

统与材料,并针对热防护材料的工程应用进行论述。

1 热防护要求

1.1 热环境概况

高超音速飞行器在高速运动时,与空气发生强烈摩擦,产生大量热能,形成气动加热效应,致使飞行器表面将达到很高的温度,前缘驻点的温度高达上千摄氏度,甚至数千摄氏度,如美国 PLS 小型航天飞机头锥驻点温度可达 1810℃,其他部位外表面温度约 1300℃^[2],远远超过常规结构金属材料的熔点。

不同飞行任务的飞行器,其结构和使用要求不同,所面临的热环境亦不同,但是针对苛刻的高温工况,如果只使用传统金属材料,而不使用热防护材料,将难以满足预定的任务要求。

1.2 材料要求

高超音速飞行器的任务剖面 and 寿命剖面不同,对热防护材料的要求亦不同,但作为热防护结构,均要求其具有优异的热防护性能,较高的比强度等常规性能,



图1 X-51A “乘波者”高超音速飞行器图
Fig.1 Image of X-51A WaveRider in flight



图2 挂载于B-52H机翼下的X-51A
Fig.2 X-51A carried under the wing of B-52H

优秀的环境适应性和足够的寿命,以及良好的工艺性维修性,可接受的成本等特点。

2 热防护系统与材料

2.1 热防护系统

受热环境、力学环境、可重复飞行以及成本等因素的限制,飞行器的不同部位可能采用多种不同类型的隔热系统。常见隔热系统是:被动隔热系统、半被动隔热系统和主动隔热系统。上述各隔热系统所用的材料方案截然不同,所涉及的材料包含先进的 C/C、SiC/C、柔性陶瓷隔热毡、陶瓷隔热瓦等。近年来,新型 ARMOR (Adaptable Robust Metallic Operable Reusable) 热防护系统更是受到广泛关注。而大气层内运动的飞行器主要采用被动式隔热材料系统,所用材料多为非金属烧蚀隔热材料和隔热材料等^[3-4]。

常用的结构热防护方案,一般通过提高金属结构耐热性,并结合热防护材料的使用得以实现。提高金属结构耐热性有利于保持原有结构、简化制造工艺,为了实现高比强/比刚度、结构紧凑等要求,通常选择高温铝/镁、钛合金等材料;而采用热防护材料,能够大幅降低金属耐热要求,该方案的适应性更强,外层热防护材料可以提高结构热可靠性,而内层热防护材料能够保障电子部件正常工作。

2.2 耐热结构材料

以小型高速巡航导弹为例,由于飞行速度不断提高,研制中不可避免地面临耐高温热防护结构材料的应用问题。

当飞行速度达到 680~1020m/s 时,弹体表面温度高达 200~300℃,环氧树脂基复合材料以及 2219、7050 等规格的铝合金已无法满足应用要求。因此,国外研究机构和厂商采用钛合金 Ti-6Al-4V 和耐热粉末铝合金 Al-Fe-V-Si 作为结构材料。随着耐热先进复合材料的应用不断成熟,玻璃纤维/聚酰亚胺复合材料与石墨纤维/双马来酰亚胺复合材料逐渐成为钛合金和耐热粉末铝合金的替代品。当飞行速度为 1360~1700m/s 时,巡航导弹表面温度将超过 593℃,国外选用 Inconel718 合金作为基本材料,该材料在 649℃ 时仍有好的力学性能,但是其不足之处是密度过大。随着飞行速度进一步提高,对于弹体表面达到 650℃ 左右高温的国外巡航导弹,则必须研制高温钛合金、钛铝等金属间化合物基金属或者耐高温的聚苯并咪唑(PBI)复合材料^[4-5]。

2.3 热防护材料

常用热防护材料,不仅包含阻隔型、烧蚀型、辐射型等隔热涂层材料,还包括了防热型复合材料以及热控材料。

阻隔型隔热涂层材料通常指在粘合基体(树脂)中加入大量轻质隔热填料制得的一类中空结构的轻质隔热材料,具有热导率低($\leq 0.25\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$)、密度低($\leq 1.0\text{g}/\text{cm}^3$)的特点。

烧蚀型隔热涂层材料通常指在严酷气动热环境中,通过物理或化学反应吸收、消耗大量的热量,防止外部热量传入结构内部的一类工程隔热材料。烧蚀结构通常为单层,也有两层或多层结构,它由烧蚀层与隔热层组成。

国外热防护材料多采用环氧、酚醛、有机硅、双马或高温树脂改性的坚韧基体,填充以软木粉(ARMOR 公司)、玻璃空心微珠、短切纤维等轻质隔热填料和助剂制成隔热涂层材料和防热型复合材料。相关信息有:(1)美国专利(4077921(921))提出低密度烧蚀热防护复合材料以及防止出现裂纹的改进措施;(2)美国空军试验室对多种通用聚合物低密度热防护外用涂层的可行性、经济合理性进行了研究:Dow Corning 提供的宇宙飞船及重返大气装备的一种外用耐烧蚀隔热涂层是双组分 RTV 硅橡胶^[6];美国双子座飞船和阿波罗飞船均采用了低密度烧蚀材料,前者为甲基硅橡胶(DC-325),后者为石英纤维(添加酚醛球)浸渍酚醛环氧树脂材料(AVCO 5026-39),具有更好的烧蚀、隔热性能;NASA 研制了一种超薄的隔热涂层材料,该涂层可用于航天飞行器大气层再入过程高温热防护;(3)法国宇航公司^[1]为战略和战术导弹研制可喷涂隔热涂料,主要成分为硅树脂和中空 SiO₂ 颗粒,导热系数 0.10~0.15W/(m·K)、密度 0.6g/cm³;(4)俄罗斯战术导弹采用 B III027 隔热涂层材料;(5)大型“质子号”运载火箭使用了以氯磺化聚乙烯弹性体为基体的低密度外热防护材料。此外,Specialty Adhesives Inc.(Flame master)、ERG、PRC-Desoto 以及 Dow Corning 等公司也提供了 DE350、CS3802 等型号的抗烧蚀、低密度隔热涂层材料。

在飞行过程中,飞行器内部不承受高速气流的冲刷,内部热防护材料主要考虑隔热问题,低密度隔热材料为首选材料。目前,葡萄牙 ARMOR 公司的软木系列贴片材料具有优异的隔热性能,并且针对形状不规则的部位,还可以采取软木涂层进行热防护。

2.4 高超音速热防护系统及材料

高超音速飞行器的热防护在保证飞行器安全的前提下,必须同时考虑热防护系统的重量、材料表面的热解烧蚀量以及内部承力结构的使用温度范围。

当飞行器以高超音速飞行时,气动加热现象变得十分显著,表面温度极高,必须进行专项热环境分析,并使用热防护材料。当飞行器在空气中高速飞行时,飞行器表面各部分温度分布不同,前缘、激波入射处等位置温

度较高,其余部分温度则较低。其中前缘处温度可由下式来估算^[7-9],

$$T_b = T_\infty \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} r M_\infty^2 \right),$$

式中, r 为温度恢复系数,可取 $r=0.845$ 。

高超音速飞行器热防护系统主要分主动热防护系统、半主动热防护系统以及被动热防护系统^[9]。主动式热防护方案常采用发汗冷却、薄膜冷却和来流冷却等方式,由工作流(冷却流)带走、耗散全部或绝大部分热量;而被动式热防护方案无须工作流体(工质)来排除热量;半主动式热防护介于两者之间。目前,考虑到结构尺寸、载重、维护保障等诸多限制因素,高超音速飞行器主要采用被动热防护系统。

以 X-43A 为例,其热环境具有时间长、中等焓值、中等热流的特点,巡航时存在层流和湍流加热,在前缘等局部位置气动加热比较严重,由于对飞行器外形变化和隔热层重量均有严格要求,要求在受到气动力、热的环境下多次重复使用,同时超燃发动机对于进入气体的品质有严格要求,不允许耐热材料发生热解、烧蚀以及结构材料脱落等现象,所以耐热方案必须采用无烧蚀的辐射隔热方案,其大面积区域通常采用“辐射蒙皮+隔热层+金属承力件”的组合方案。有报道称其采用了 AETB (Alumina Enhanced Barrier Tiles),舵翼面前缘采用了碳/碳复合材料,其余为高温合金,该类飞行器热防护系统与材料的设计大量借鉴了航天跨大气层飞行器的热防护技术^[8]。

王安龄等^[10]针对高超音速飞行器研究了非均匀材料,其特征为:外层部分为稳定抗烧蚀、抗剪切的紧密结构材料,内层为密度轻、导热效率高的疏松材料,中间为逐渐过渡层。采用这类新型耐热材料代替以往的传统均匀材料,可以减轻耐热重量,大大提高耐热效率。

3 工程应用

热防护材料由设计进展到工程应用,必须经历充分的试验与验证,这一过程不仅涉及了常规性能研究、热防护性能研究、环境适应性与寿命研究,而且涵盖了提高工艺性能与维修性能、降低成本的工程化研究。

3.1 常规性能研究

热防护材料常规性能研究包括不同温度、不同时间的理化性能和力学性能研究,可依据相应的标准、规范 (MilASTM 等) 和专业试验方法进行试验与验证。

热防护材料常规性能的数据积累,能够为热防护材料的工程应用提供初步的参考。

3.2 热防护性能研究

由于常规的理化试验难以模拟真实的热防护环境

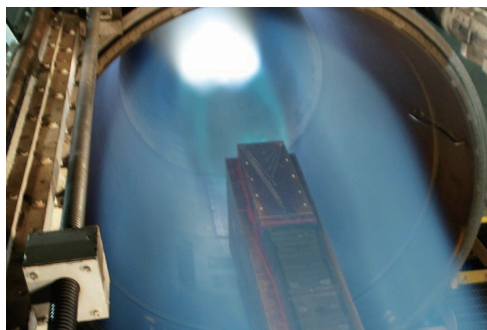


图3 高超音速飞行器风洞试验

Fig.3 Wind tunnel test for hypersonic aircraft

与条件,需要采用特殊工况的静热联合试验、高速风洞试验等(图3),以尽可能地模拟实际环境与条件^[2]。

据报道,美国 General Dynamic 公司建立了利用石英灯配合快速加热,进行热环境的模拟,并且同步进行样机工作性能测试的试验方法^[11]。随着计算机技术的发展,虚拟仿真技术在材料的热防护性能设计中不断发挥作用。除了 FLUENT 软件,CFD-FASTRAN 气动多体运动及气弹分析软件、CFX 商业流体软件等已经广泛应用于材料的热防护性能仿真设计与分析研究。

上述试验方法与仿真方法的应用不断完善材料的热防护性能研究,为其工程应用奠定了更为坚实的基础。

3.3 环境适应性与寿命研究

为了实现工程应用,热防护材料不仅需要满足常规性能与热防护性能的指标要求,还必须具有优秀的环境适应性以及足够长的寿命周期。

环境适应性试验通常先采用材料试样进行摸底试验,之后使用样机进行环境适应性试验,一般包含高温储存、低温储存、温度冲击、振动冲击、湿热、盐雾等一系列环境试验,以验证任务剖面下热防护材料的环境适应性与可靠性。

热防护材料还需要考核其寿命周期,通常采用人工加速寿命试验结合自然储存试验,以确定热防护材料的寿命,进而完成综合保障方案的提出与验证^[12]。

3.4 工程化研究

热防护材料的工程应用,不仅考虑其各方面性能,而且需要考核其工艺性、维修性以及成本等因素。因此,还要进行完善工艺路线、增加工艺裕度、提高维修性能、降低生产成本的工程化研究,以实现具有可持续性的工程应用。

4 结束语

热防护材料技术是高超音速飞行器完成预定作战

(下转第 56 页)

[13] 丁兆波, 孙纪国, 吕艳. 氢氧推力室内壁用铜合金疲劳及蠕变性能对比试验研究. 航天推进与动力, 2012,6:1.

[14] JOHN M K, GEORGE A R. Conventionally cast and forged copper alloy for high-heat-flux thrust chambers. NASA,1987.

[15] ROBINSON D N, ARNOLD S M. Effects of state recovery on creep buckling under variable loading. NASA,1990.

[16] SHIH C I. High temperature low cycle fatigue mechanisms for nickel base and a copper base alloy. NASA,1982.

[17] CONWAY J B, STENTZ R H, BERLING J T. High-temperature, low-cycle fatigue of advanced copper-base alloys for rocket nozzles: Part 1 Narloy Z. NASA,1974.

[18] 张超. 航天动力系统用铜合金材料的高温力学行为研究[D]. 镇江: 江苏科技大学, 2010.

[19] Creep testing of high-temperature Cu-8Cr-4Nb alloy completed[EB/OL]. (1995-01-01) [2005]. <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20050169179>.

[20] ROBERT H, TIMOTHY M. Materials properties of vacuum plasma sprayed Cu-8Cr-4Nb for liquid rocket engines. AIAA,2001.

[21] DAVID L E, WILLIAM S L, YUN H M. Tensile properties of GRCop-84. NASA, 2012.

[22] DAVID L E. GRCop-84 a high-temperature copper alloy for high-heat-flux applications. Bibliogov, 2013.

[23] HENRY C D, DAVID L E, WILLIAM S L. Comparison of GRCop-84 to other high thermal conductive Cu alloys. NASA, 2007.

[24] CONWAY J B, STENTZ R H, BERLING J T. High temperature, low-cycle fatigue of copper-base alloys for rocket nozzles:Part 2 Strain range partitioning and low-cycle fatigue results at 538 °C. NASA,1973.

[25] DAVID L E, GARY M M. Mechanical and thermal properties of two Cu-Cr-Nb alloys and Narloy-Z. NASA,1996.

[26] BADLANI M L, POROWSKI J S, O'DONNELL W J, et al. Development of a simplified procedure for rocket engine thrust chamber life prediction with creep. NASA,1983.

[27] Thomas-Ogbuji L U. Oxidation behavior of GRCop-84 copper alloy assessed. NASA Glenn Research Center, 2006.

[28] Thomas-Ogbuji L U, Humphrey D L. Oxidation behavior of GRCop-84(Cu-8Cr-4Nb) at intermediate and high temperatures. NASA, 2000.

[29] Thomas-Ogbuji L U. The General oxidation behavior of Cu-8Cr-4Nb[C]. Conference: High Temperature Corrosion and Materials Chemistry, 1998.

(责编 李丹)

(上接第 45 页)

任务的重要保障,将影响飞行器的综合性能、可靠性、安全性、维修性和环境适应性等诸多指标。借鉴国内外先进热防护材料技术,有助于缩短研制周期、节省研制经费,有助于研制出先进可靠的高超音速飞行器。

参考文献

[1] 韩民, 薛耀辉, 李建生. 导弹气动热防护材料设计. 弹箭与制导学报, 2006, 26(3):59-60.

[2] 肖军, 苏力宏, 张秋禹, 等. 空射导弹弹体用树脂基复合材料的应用和进展. 航空兵器, 2001(5):35-38.

[3] 郭振华, 董长虹. 关于高超声速飞航导弹总体设计问题的探讨. 飞航导弹, 1999(3):9-13.

[4] 邱惠中, 江辉. 国外巡航导弹用材料及工艺. 宇航材料工艺, 1998(4):9-14.

[5] 娄贯涛. 钛合金研究应用现状及其发展趋势. 钛工业进展, 2003(2):9-13.

[6] 王百亚, 王秀云, 张炜. 一种航天器用外热防护涂层材料研究. 固体火箭技术, 2000, 28(3):216-218.

[7] 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. 应用数学和力学, 2008, 29(1):47-56.

[8] 金玲, 王安龄, 桂业伟, 等. X43 高超声速飞行器的飞行热走廊研究. 工程热物理学报, 2007, 28(2):325-327.

[9] 史丽萍, 赫晓东. 可重复使用航天器的热防护系统概述. 航空制造技术, 2004(7): 80-88.

[10] 王安龄, 桂业伟, 贺立新, 等. 采用非均匀防热材料进行高速飞行器防热设计的防热效果研究. 工程热物理学报, 2007, 28(4):655-657.

[11] 李斌, 张长瑞, 曹峰, 等. 高超音速导弹天线罩设计和制备中的关键问题分析. 科技导报, 2006, 24(8):28-31.

[12] 肖军, 高雪梅, 杨庆贺. 机载导弹非金属材料的使用寿命. 航空兵器, 2004(2):38-41.

(责编 大漠)

(上接第 49 页)

glasses for high temperature applications. Journal of the European Ceramic Society, 1999, 19(6/7):1101-1104.

[25] MA W M, WEN L, GUAN R G. Sintering densification, microstructure and transformation behavior of $Al_2O_3/ZrO_2(Y_2O_3)$ composites. Materials Science and Engineering A, 2008, 477(1/2):100-106.

[26] JIMENEZ-MELENDI M, HANEDA H, NOZAWA H. Ytterbium cation diffusion in yttrium aluminum garnet (YAG)-implications for creep mechanisms. Journal of the American Ceramic Society, 2001, 84(10):2356-2360.

[27] CHEN M W, QIU H P, JIAO J. Preparation of high performance SiC_f/SiC composites through PIP process. Key Engineering Materials, 2013, 544: 43-47.

[28] MILLER J H, LIAW P K, LANDS J D. Influence of fiber coating thickness on fracture behavior of continuous woven Nicalon[®] fabric-reinforced silicon-carbide matrix ceramic composites. Materials Science and Engineering A, 2001, 317:49.

[29] 周洋, 周万城, 罗发. SiC_f/SiC 复合材料 BN 界面相研究进展. 材料导报 A, 2013, 27(7):10-15.

[30] 刘海韬, 程海峰, 王军. SiC_f/SiC 复合材料界面相研究进展. 材料导报, 2010, 24(1):10-15.

[31] RICHARD E T. Recent developments in fibers and inter-phases for high temperature ceramic matrix composites. Composites: Part A, 1999, 30(4):429-437.

[32] TRUSTY P A. Novel techniques for manufacturing woven fiber reinforced ceramic matrix composites I: preform fabrication. Materials and Manufacturing Processed, 1995, 10(6):1215-1226.

[33] 王利明. 溶胶凝胶法制备连续莫来石纤维的研究[D]. 上海: 东华大学, 2005.

[34] CHEN X T, GU L X. The sol-gel transition of mullite spinning solution in relation to the formation of ceramic fibers. Journal of Sol-Gel Science and Technology, 2008, 46:23-32.

[35] 张剑峰. 连续氧化铝基纤维的制备研究[D]. 济南: 山东大学, 2004.

(责编 李丹)