

高超飞行器尖前缘材料发展及相关气动热试验

张友华 陈连忠 杨汝森 涂建强

(中国航天空气动力技术研究院,北京 100074)

文 摘 回顾了高超声速飞行器建立的几种热防护系统,简要分析了吸气式发动机高超声速飞行器尖前缘的热环境特点及相应防热材料发展的趋势,介绍了近 20 年来美国在吸气式发动机高超声速飞行器相关研究中所开展的 Hytech、X43A 及 NGLT 等三个研究项目,重点介绍这些研究项目中尖前缘材料的发展以及进行的气动热试验。

关键词 尖前缘材料,高超声速飞行器,气动热试验

Development and Aero-Heating Tests of Sharp Leading Edge in Hypersonic Vehicles

Zhang Youhua Chen Lianzhong Yang Rusen Tu Jianqiang

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

Abstract Several thermal protective systems of hypersonic vehicles were reviewed. The aero-thermal characteristics of sharp leading edge and the trend of the corresponding thermal protective materials on hypersonic air-breathing vehicles were analyzed. The research programs including Hytech, X43A and NGLTH which were proposed in recent twenty years in USA were introduced. The development of sharp leading edge materials and the correlative aero-heating tests were described in detail.

Key words Sharp leading edge materials, Hypersonic air-breathing vehicles, Aero-heating tests

0 引言

历经几十年的发展,高超声速飞行器建立了多种热防护系统及相应的防热材料体系,如 Apollo/Cev 的烧蚀防热系统、X-15 的热沉式防热系统、SR-71 的热结构系统或航天飞机的隔热系统,以吸气式发动机为动力的升力体外形高超声速飞行器其热防护系统不同于以往的防热系统,而是集热结构、隔热及主动冷却的新型热防护体系,其防热性质决定了与以往高超声速飞行器相比具有更加复杂的防热设计和试验考核需求。

为发展吸气式发动机为动力的升力体外形高超声速飞行器,美国 20 世纪 90 年代提出了 Hytech、X43A 及 NGLT 等一系列研究项目^[1-4],由于前缘尖化使得前缘的热环境更加严酷,而保形需求要求前缘材料在长时间使用下非烧蚀或微烧蚀,所以除研究发动机技术以外,上述项目的一个重要研究重点均集中在尖前缘材料的研究及相关气动热试验考核方面。

本文先简要分析吸气式发动机高超声速飞行器尖前缘的热环境特点及相应防热材料发展的趋势,再结合美国的研究项目重点介绍尖前缘材料的发展以

收稿日期: 2011-12-20

作者简介:张友华,1974 年出生,硕士,高级工程师,主要从事航天飞行器气动热试验研究工作。E-mail:zhang_you_hua@sina.com

及在此过程中进行的相关气动热试验。

1 尖前缘材料热环境特点及防热材料发展趋势

吸气式发动机飞行器在中低空飞行,为了保证发动机正常点火及产生大推力,其前缘必须尖化且保持形状不变,这对防热材料提出了更高要求。图1给出了前缘的热环境特点,可以看出尖前缘与航天飞机钝

前缘相比,其热流峰值更高,传统的防热材料包括航天飞机头部及翼前缘使用的增强碳/碳(RCC)防热材料均不能满足使用要求,需要发展新型防热材料,而尖前缘使得热管技术等无法很好使用,发展高温难熔被动防热材料成为必然选择^[3]。

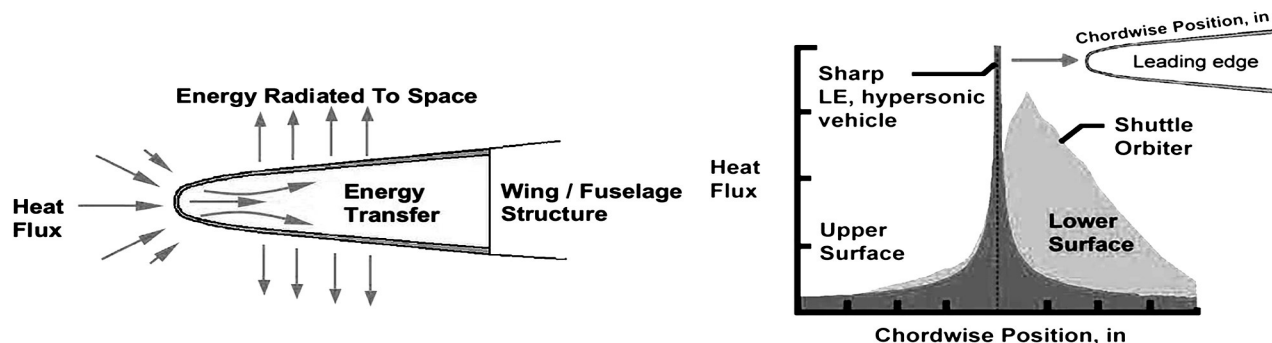


图1 前缘热环境特点

Fig.1 Thermal condition of leading edge

2 尖前缘材料发展及相关气动热试验

2.1 Hytech 项目中尖前缘材料发展及相关气动热试验

1996年美国空军试验室开始实施 Hytech(高超声速技术)项目,其主要目的是演示验证液态碳氢超燃燃烧系统的可行性、性能及结构耐久性。计划的终极目标是研制适于快速反应、Ma8 巡航、射程 1 390 km 的空地导弹超燃推进系统。

Hytech 项目前缘材料发展主要集中于发动机进气道前缘^[5],进气道前缘头部半径为 0.51 ~ 1.27 mm,前缘夹角为 6° ~ 12°,备选设计方案包括使用辐射冷却的被动防热材料如 C/C、陶瓷基复合材料(CMC)以及其他难熔材料。在其材料发展中开展了相关的气动热试验,试验目的是在地面试验中模拟导弹 Ma8 巡航的热环境,使用真实小半径前缘试验件进行试验考核,决定备选材料的气动热性能。试验在 AEDC(阿诺德工程发展中心)代号为 H2 的电弧加热风洞中进行^[6],试验使用两套锥形喷管:喉道直径为 38.1 mm,出口直径分别为 228.6 和 609.6 mm,测试项目包括加热风洞的运行参数(总压、总焓及质量流量),测试探头包括塞式量热计及皮托压力计,此外还使用了双色高温计及红外热像仪测量模型表面的点温度及面温度分布,其热像仪使用 700、800、900 及 1 050 nm 的近红外波长,能够测得模型的表面温度分布及对应使用波长下的材料发射系数。

试验模型前缘夹角为 12°,前缘头部半径为 0.76 mm,宽度为 50.80 mm,长度为 114.30 mm,对包括高导热率 C/C 在内的 11 种基体材料、航天飞机使用过的涂层在内的 5 种抗氧化涂层材料进行了考核。

通过试验,验证了 2D C/C 材料、2D 和 3D C-SiC 材料及 ZBC 难熔材料及 Si₃N₄、C-CAT SiC 和 SiC 涂层均适合于在前缘头部半径为 0.76 mm、前缘夹角 12°下使用,而随着前缘夹角下降,如前缘夹角 6.5°时,加工过程导致表面破坏和强度降低,使得材料尖部易剥蚀、变形或烧毁。

2.2 X43A 项目中尖前缘材料发展及相关气动热试验

1995年美国开始实施 X43A(Hyper X)计划,其计划主要内容是以气动布局与发动机一体化设计的飞行器飞行演示验证超燃发动机的性能,迄今为止进行过三次飞行试验,第一次飞行试验由于助推器就发生故障,致使试验飞行器偏离正常轨道,并在空中翻转,控制人员被迫将试飞器和助推火箭引爆,以避免发生灾难性的事故。第二及第三次飞行试验取得成功,演示了超燃发动机在 Ma7 及 Ma10 下的性能。

X43A 前缘头部设计半径为 0.76 mm,在 Hytech 项目研究基础上, Ma7 的前缘设计相对容易,选择使用了 GOODRICH 公司的高导 C/C(5:1, K321 织物)以 4:1 方式平织为基体,外加 SiC 涂层,顺利通过 Ma7 的飞行试验考核^[7]。

而相对于 Ma_7 的前缘而言, Ma_{10} 的前缘研制曲折而困难, 2000 年在 AEDC 的 H2 电弧加热风洞中对 X43A 在 Ma_{10} 使用环境下的前缘材料进行试验, 以高导 C/C 作为基体材料, 以含 Hf、Zr、Si 以及 Ir 为基本组成的涂层材料, 涂层工艺包括 CVI、CVD、CVR、等离子喷涂、热压等。前缘试验件头部半径为 0.76 mm, 展宽为 48.26 mm, 长度为 101.60 mm。试验模拟的飞行热环境为: $Ma = 10$, 32 km 高度, 前缘头部热流约 $14\ 764\ \text{kW/m}^2$ 。图 2 给出了 2000 年尖前缘在 H2 电弧射流加热试验照片。

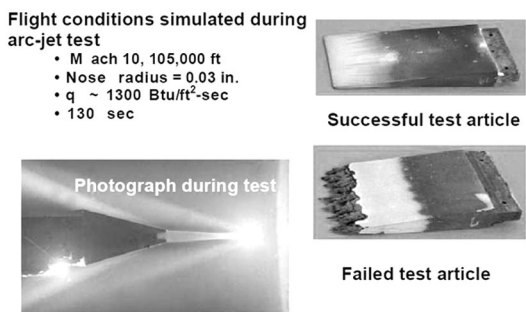


图 2 头部半径 0.762 mm 尖前缘在 H2 电弧射流加热试验及试验后照片

Fig. 2 Arcjet tests of leading edge with nose radius of 0.762 mm in H2

试验后选择了 MER 公司作为 Ma_{10} 前缘部件的生产商。MER 公司使用型号为 P-30X 的高导纤维, 涂层分三层, 底层为高导 C/C 基材上表面的 SiC 转化涂层, 第二层为 CVD 工艺的 SiC 涂层, 第三层为 CVD 工艺的 HfC 涂层。项目组成立了 Ma_{10} 前缘顾问委员会 (M10LEC), 负责 MER 公司研制过程中的监督及技术支持。NASA Langley 进行了气动热及热结构响应计算, 确定了使用 3:1 非平衡编制及 2D 斜铺层压工艺, 以增强前缘头部区域高热梯度下的压缩强度。经过激光加热试验及 4 点弯曲强度试验, 初步解决了高热应力下基材是否会失稳、涂层是否会变形或脱落等问题。由于 Ma_{10} 前缘长达 457.2 mm, 模具的变化导致涂层工艺有所区别, 且在编制工艺及热处理温度上与 2000 年试验件制作时均有所不同, 为慎重起见, 确定恢复 2000 年的试验状态, 模拟 Ma_{10} 气动热环境, 在 AEDC 的 H2 电弧加热风洞中进行试验。试验件展宽扩大到 149.6 mm。试验后发现试验件头部呈锯齿状, 由于展向长度限制未观察到变形或剪切失效, 但所有试验件前缘头部均有剥蚀。图 3 给出了 2004 年尖前缘在 H2 电弧射流加热试验后照片。

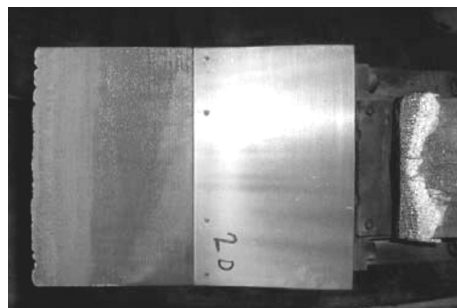


图 3 头部半径 0.762 mm 尖前缘在 H2 电弧射流加热试验后照片

Fig. 3 Leading edge model of 0.762 mm after arcjet testing in H2

试验件前缘头部的剥蚀引起了项目组重视, 分析了 2000 年、2004 年试验件的区别, 除试验件尺度以外, 基本的两处差别是编织工艺及热处理温度, MER 公司有 3:1 非平衡编制未经热处理的原材料, 但没有 4:1 非平衡编制原材料, 所以编织工艺的比较无法进行。分析剥蚀的第一个可能原因是垂直前缘的高导碳纤维过少, 而且由于较低的热处理温度使得这些纤维的热导率较低导致试验件头部过热; 第二个可能原因是较低的热处理温度使得高导碳纤维石墨化程度较低, 在最初的涂层工艺过程中反应生成更多的 SiC, 试验件头部有可能全是 SiC, 更大程度上减少了头部的导热能力。

基于上述分析, MER 公司重新生产 Ma_{10} 前缘部件, 一方面将头部半径改为 1.27 mm, 进一步增强头部强度并降低热流, 此外, 前缘顾问委员会负责对 2000 年、2004 年两次对热处理温度下材料的热导率、沿展向的抗压强度、模量及石墨化度等进行调查分析及相关试验, 结果表明: 在前缘最高使用温度下, 热导率差别不大, 2000 年略高; 抗压强度 2000 年略低; 抗压模量基本相同。2000 年纤维的石墨化度较高, 在初始的涂层工艺下纤维转化为 SiC 的比例较低, 前缘头部有更多的纤维将热量传递到低温区域。在上述结果的基础上, 前缘顾问委员会做出决定在前缘部件的研制中选用 2000 年较高的热处理温度。2004 年 11 月, X43A 的 Ma_{10} 飞行试验成功, Ma_{10} 前缘部件成功经受住了考核。

2.3 NGLT 项目中尖前缘材料发展及相关气动热试验

美国 NASA 实施的 NGLT (Next Generation Launch Technology), 基于 X43A 计划及 Hytech 计划, 总目标是 2025 年前实现 X43A-D 的飞行演示试验。其发展路线见图 4。

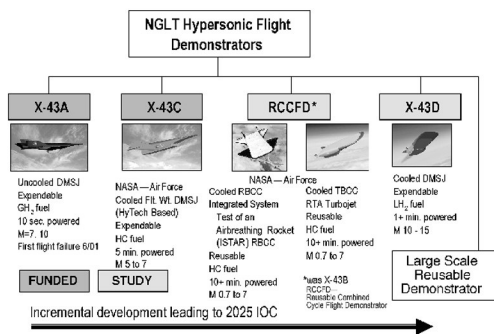


图 4 NGLT 发展路线图

Fig. 4 Development road map of NGLT

NGLT 的尖前缘材料试验分三个阶段^[8-9]: 第一阶段得到材料在不同温度下的发射率; 第二阶段确定材料是否有热循环耐久力, 目标是 10 次, 每次试验时间 10 min; 第三阶段考察材料是否能够经受 1 h 的烧蚀试验。

试验在 JSC(约翰逊航天中心)的大气再入材料和结构评估设备(ARMSEF)上进行, 该设备使用叠片式电弧加热器(Multi-segment Arc Heater)加热空气, 通过超声速喷管在试验段内形成高温超声速流场, 使用的喷管半锥角为 15°, 喉道直径为 57.15 mm, 出口直径为 127.00 mm。试验件为直径 71.12 mm, 厚度分 2.54 及 6.35 mm 两种, 试验使用扫描式光谱辐射计测量试验件表面的温度及发射率, 试验数据涵盖 0.7~8.0 μm 之间 4 个波段 400 个波长, 测量角为偏离法向至 57°。扫描仪通过黑体炉标定, 获取的试验数据通过迭代 Planck 方程计算出最适合的温度和发射率。

试验材料基材为 General Atomics、MER、RCI 等公司提供的各类高导 C/C 或 C/SiC 材料, 涂层材料包括 HfC/HfB₂、Ir/HfO₂、Si₃N₄、SiC/HfC 等。试验结果表明 HfC/HfB₂、Ir/HfO₂ 涂层材料的发射率在 0.25~0.58 之间, 由于发射率较低, 使得试验件辐射出去的热量较少, 与航天飞机使用的 RCC 相比, 相同试验状态下表面温度高出 666 K, 不适合于高温条件下的尖前缘涂层材料使用; 其余涂层材料的发射率初始时约为 0.85, 之后上升到 0.9 或更高, 使得相同试验状态下表面温度略低于 RCC。除 HfC/HfB₂、Ir/HfO₂ 涂层外其余涂层由于主动氧化使得出现热斑, 热斑的发展导致涂层失效。与单一的 SiC 涂层相比, HfC 基涂层材料的主动氧化出现在热流更高的试验状态, 表明 HfC 基涂层材料更适合于在特定的高状态下使用。

在热循环耐久力方面 RCI、GEPS、Ultramet 经过试验考核, 其余材料未能通过。由于材料及试验时间的限制, 第三阶段仅进行了 1 件 RCI 试验, 其失重率仅为 1.12%, 与第二阶段相比失重率大大降低(第二阶段, 经过 5 次 10 min 循环试验后失重率达到 3.28%), 表明多次使用时氧化作用对材料的抗烧蚀更为不利。

3 结语

以吸气式发动机为动力的升力体外形高超声速飞行器对前缘材料的研究提出了新的课题, 耐高温难熔被动式防热材料成为必然选择, 电弧加热风洞配合相关气动热试验技术为研究尖前缘材料的抗烧蚀氧化及热耐久性等方面提供了试验技术支撑。

美国 Hytech、X43A 及 NGLT 等一系列发展计划使得其在尖前缘材料的试验、研制及使用方面领先一步, 相关的方法及经验对于开展此方面的研究工作具有重要借鉴意义。

参考文献

- [1] Glass D E, Mersk N R. Airframe research and technology for hypersonic airbreathing vehicles [R]. NASA/TM-20020211752, 2002
- [2] Walker S P. Sharp refractory composite leading edges on hypersonic vehicles [R]. AIAA, 2003; 2003-6915
- [3] Glass D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles [R]. AIAA, 2008; 2008-2682
- [4] Moses P L. X-43C plans and status [R]. AIAA, 2003; 2003-7084
- [5] Dialing R B. Progress in materials and structures evaluation for the HyTech program [R]. AIAA, 1998; 98-1591
- [6] Bruce W E, Horn D D. Arc heater development at AEDC [R]. AIAA, 1994; 94-2591
- [7] Ohlhorst C W. Development of X-43A mch 10 leading edges [C]//Proceeding of the 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, 2005
- [8] Max E L, Jeremiah J M. Boundary layer transition protuberance tests at NASA JSC arc-jet facility [R]. AIAA, 2010; 2010-1578
- [9] Ohlhorst C W. Arc jet results on candidate high temperature coatings for NASA'S NGLT refractory composite leading edge task [R]. NASA 20040040337, 2004

(编辑 任涛)