

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2520084

高超声速飞行器热流密度测试技术综述

张玉琴 蒋红娜 张晓飞

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

摘要: 热流密度作为高超声速飞行试验热环境评估的主要参数,其准确测量对鉴定飞行器性能和保障飞行安全具有极其重要的作用。本研究系统综述了目前航空航天高超声速试验主要热流测试方法,包括薄膜式、同轴热电偶等接触式热流传感器及红外、磷光等光学测试方法,详细阐述了各类方法的基本原理、技术特征以及在国内外重要的高超声速试验中的应用实践,归纳总结了不同热流测试技术在飞行试验复杂场景和工况中的适用性、优势及局限性,并指出当前仍需进一步解决的关键工程技术难题,并针对中长时高超声速飞行中热流测试技术面临的挑战进行了分析,提出未来研究方向提出的建议,为后续飞行试验热流密度测试提供一定参考。

关键词: 热流密度;高超声速;飞行试验

中图分类号: TN98 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 590.5020

Review of the research of heat flux measurement techniques for hypersonic aircraft

Zhang Yuqin Jiang Hongna Zhang Xiaofei

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Heat flux density, as a key parameter for evaluating the thermal environment in hypersonic flight tests, plays an extremely important role in assessing the performance of aircraft and ensuring flight safety. Focus on overview of the main heat flux measurement methods currently used in aerospace hypersonic tests, including contact sensors such as thin-film and coaxial thermocouples, as well as optical methods such as infrared and phosphorescence. Elaborates on the basic principles, technical features, and application practices of each method in domestic and international significant hypersonic tests. Summarizes the applicability, advantages, and limitations of different heat flux measurement techniques in complex scenarios and conditions of flight tests, point out the key engineering and technical challenges that still need to be addressed. Additionally, it analyzes the challenges faced by heat flux measurement technologies in medium and long-duration hypersonic flights and proposes suggestions for future research directions, providing a certain reference for subsequent heat flux density measurements in flight tests.

Keywords: heat flux; hypersonic aircraft; flight tests

0 引言

高速飞行试验面临气流冲刷、强振动、高温热载荷及电磁辐射等严酷工况环境,同时对安装空间受限性与系统高可靠性提出严格要求。在此背景下,热流测试技术在飞行试验中面临严峻挑战,尤其在中长时高速飞行条件下,热流测量设备易出现氧化失效、信噪比下降等问题。因此,热流测试技术长期以来一直是航空航天飞行试验领域的重要研究方向。

目前热流密度主要测量方式分为两大类:一类为接触式测量如薄膜热流传感器、同轴热流传感器等^[1];另一类采

用非接触光学方法实现面测量包括红外辐射、磷光热图等。本文针对飞行试验热流测试技术,梳理国内外重要的高超声速试验中的应用实践,归纳不同热流测试方法的技术特征,结合高超声速飞行试验特点,对未来热流测试技术在实际飞行试验中应用方向进行思考总结。

1 热流密度测试技术

热流密度指单位时间通过单位面积的能量。一般通过传感器感应面温度随时间的变化曲线和材料热物理特性(密度和比热)计算获得热流数据。

基于热传导原理,随着介质(固体、液体或气体)温度上

升,分子或原子间振动的幅度和频率增加,能量载体分散并与周围分子原子相互作用,使热能通过介质分散,导致热量的传导。如果该介质被视为连续介质且长度和时间尺度相对于微尺度能量载体的距离和相互作用时间较大,那么介质中任何位置的热流密度和该点的温度梯度成正比,即傅立叶热传导定律:

$$q = -\lambda \frac{\Delta T}{\Delta x} \quad (1)$$

其中, q 为热流密度,单位为 W/m^2 ; λ 代表导热系数,单位为 $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

具有一定初始温度的被测部件,置于高速流场中时,被测件与流场构成一个非稳态传热系统,根据各向同性固体内的一维热传导方程^[2]:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{\rho c}{k} \frac{\partial T}{\partial \tau} \quad (2)$$

其中, T 为距离表面 x 处的温度, k 为材料的热传导系数, ρ 为热介质密度,单位为 kg/m^3 , c 为比热容。

边界条件:

$$\begin{cases} t = 0, T(x, 0) = 0 \\ x = 0, q(0, t) = -k \frac{\partial T}{\partial x} \\ x \rightarrow \infty, T(x, t) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

则在 $x=0$ 位置, t 时刻的壁面温度 $T(0, t)$ 和热流 $q(0, t)$ 分别为:

$$T(0, t) = \frac{1}{\sqrt{\pi \rho c k}} \int_0^t \frac{q(0, \tau)}{t - \tau} d\tau \quad (4)$$

$$q(0, t) = \frac{\sqrt{\rho c k}}{\pi} \int_0^t \frac{dT(0, \tau)/d\tau}{\sqrt{t - \tau}} d\tau \quad (5)$$

为了简化计算过程,将温度对时间的导数以试验过程中记录的温度梯度进行计算,则热流密度可表示为^[2]:

$$q_w(0, t) = \frac{\rho c k}{\sqrt{\pi}} \left[\frac{T(t)}{\sqrt{t}} + \frac{1}{2} \int_0^t \frac{T(t) - T(\tau)}{(t - \tau)^{\frac{3}{2}}} d\tau \right] \quad (6)$$

根据式(6),热流可通过温度测量并经过传热计算而间接获得。

1) 薄膜热流传感器

薄膜热流传感器主要包括基底、热阻层、热电偶冷端、热端等组成,其原理图如图 1 所示。在热阻层上表面及基底上表面形成了热电偶节点,当热流垂直施加在传感器表面时,因为基底和热阻层的热导率差异(基底热导率远大于热阻层),热阻层搭接部分的温度将高于基底搭接部分的温度,因此形成了冷热结点。根据塞贝克效应,当两种不同的金属接触时,若冷结点与热结点间存在温差,则会产生热电势。由于热流传感器热阻层通常为微米量级,当热流通过热阻层时,其冷热结点之间产生的温差比较小。为了更加精确地测量,需要对其信号进行放大。通过采用热电堆结构,将多个热电偶串联起来,可形成热电堆式热流传感器^[3-4]。

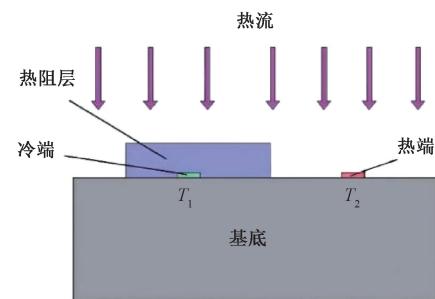


图 1 薄膜热流传感器原理图^[5]

Fig. 1 Schematic diagram of thin-film heat flow sensor^[5]

2) 同轴热流传感器

同轴热电偶主要由管状外电极、芯状内电极组成,内外电极之间通过填充绝缘层进行电气绝缘(如图 2 所示),通过处理(镀膜或打磨)使其表面导通,从而构成热节点,参考端位于传感器尾部或补偿线后的采集前端。在试验过程中,通过电压测量获取温度变化量,根据式(6)进行热流计算。由于热流测量与温度随时间的变化直接相关,热电偶温度响应时间指标十分重要,同轴热电偶设计中绝缘层厚度与温度响应时间密切相关,厚度越薄响应越快。同时热电偶与被测结构的材料热物性匹配也是影响热流密度反问题计算的重要影响因素^[6]。

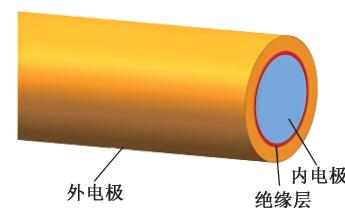


图 2 同轴热点偶结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of coaxial thermocouple structure

3) 内置式热流传感器

内置式热流传感器一般指将热电偶直接放置于测热结构内部,通过测量结构传热部位温度历程,从而计算表面热流。如图 3 所示。内置式热流传感器一般应用于金属热沉式防热结构中,由于其换热过程较为简单,不涉及化学反应和质量映射,采用有限差分法推导热结构内部温度场进而计算表面热流密度^[7]。

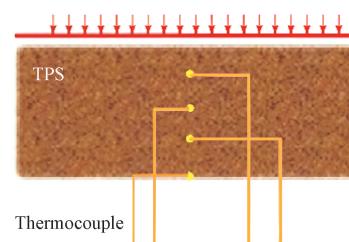


图 3 内置式热流传感器示意图

Fig. 3 Schematic diagram of built-in heat flow sensor

4) 红外辐射热流测试技术

根据热辐射理论,不同温度物体以电磁波形式向外辐射能量不同,红外辐射热流测试技术即根据辐射能量差异所产生的热对比度进行成像,实时测量模型表面温度随时间、空间的分布,进而获得流体的对热换热系数,结合边界层参数反演计算热流值^[8-9]。典型的红外辐射热流测试系统主要由红外窗口、红外相机、数据采集器等组成,如图 4 所示。在实际测量过程中,辐射光谱通过气相空间、红外窗口进入热像系统,传输过程复杂影响因素较多,主要包含被测结构表面发射率、红外光学窗口透过特性、拍摄角度等^[10]。

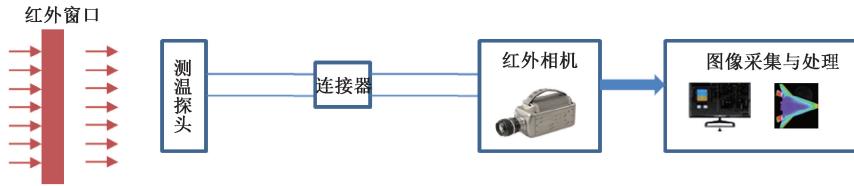


图 4 红外辐射热流测试原理框图

Fig. 4 Schematic diagram of the principle of infrared radiation heat flux testing

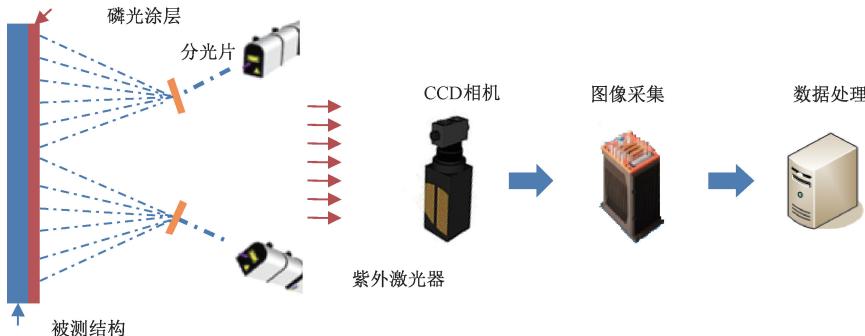


图 5 激光诱导磷光热流测试原理框图

Fig. 5 Laser-induced phosphorescence thermal flow testing schematic diagram

2 国外热流密度测试技术发展

1) X-43A 飞行试验热流测试

NASA 于 1997 年发起了 Hyper-X 计划,对可重复使用飞行器与超燃冲压发动机一体化设计技术进行研究和验证,主要采用代号为 X-43A 的飞行器进行试验。分别于 2004 年 3 月和 11 月成功进行了两次飞行试验,由 B-52 轰炸机作为载机发射,依靠飞马座助推器加速至冲压发动机使用工况。在机身上中后安装大量热电偶传感器,用于计算表面热流以及确定边界层转捩。

主要热流传感器位于机身上下表面中轴线(黄色突出部分)如图 6 所示,分别在下表面沿第 2 第 3 斜坡中心线布置 8 个,前缘部位两个,上表面中心线 3 个。采用薄膜热电偶嵌入式安装,在 AETB 高热导率陶瓷材料上沉积直径为 0.01 inch±0.005 inch 的 S 型热电偶,陶瓷基底尺寸为 6×6 inch,厚度为 0.24~1.64 inch。热电偶的测量范围为

5) 激光诱导磷光热流测试技术

激光诱导磷光热流测试是一种非接触热流测试方法,将磷光材料涂覆于被测结构件表面,通过特性能量激发后向外发射可见光,其光强与被测结构表面温度相关,将光强变化通过高速相机记录,最后根据标定的磷光材料辐射光强与温度的关系,即可获得被测结构表面温度变化历程,从而根据热传导方程计算表面热流密度,原理框图如图 5 所示。激光诱导磷光技术测量热流过程中受影响因素主要有磷光材料、光源标定误差、数据采集和处理误差、被测结构外形误差、环境误差、结构基体三维热传导效应影响、图像像素位置对应关系的不确定性偏差等^[11-15]。

490~3 100°R,精度±3°R。传感器采用 RTV 硅酮粘合剂,经 FRSI 绝缘材料制作的柔性隔离垫粘贴在被测结构件^[16]。具体安装图如图 7 所示,综合各种安装误差热流密度均方根不确定性估计为:由热电偶深度不确定性导致 3.5%,由涂层的热扩散层热学特性使用 AETB 而非 TUFI/AETB 导致 15.1%,由使用温度相关的 RCG 发射率导致 5.2%。各个不确定性来源的组合导致的加热速率总体均方根不确定性估计为 16.3%。

2) Falcon 计划

2003 年美国空军与国防预研项目局(DARPA)启动 Falcon 计划,主要目标是发展和演示可实现全球快速到达的高超声速技术。此计划研发了一系列高超声速飞行器(HTVs),开展飞行试验以验证高升阻比气动外形、高速涡轮基组合循环推进系统、高温材料、热防护系统、先进导航制导控制等关键技术。HTV-2 飞行器开展了第一次飞行试验,携带 129 个热电偶,主要用于测量气动加热,从而反

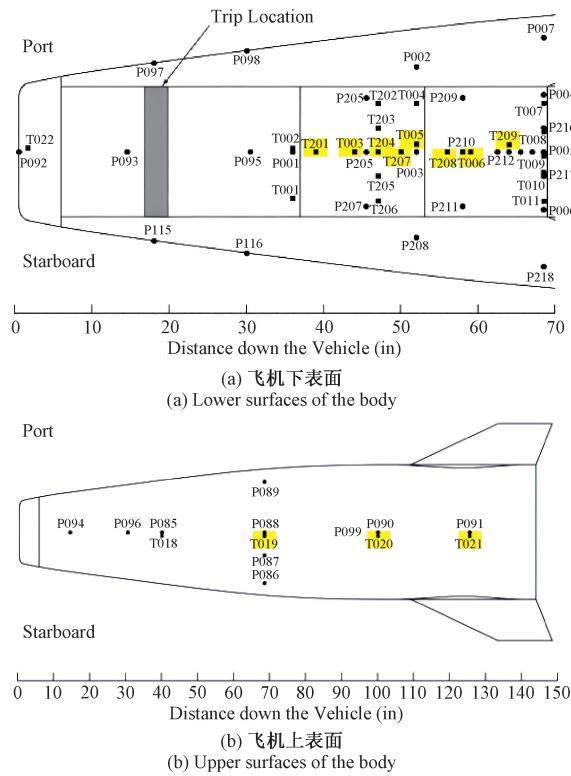


图 6 X-43A 热流传感器机身上下表面安装布局图

Fig. 6 Installation layout diagram of the X-43A heat flow sensor on the upper and lower surfaces of the body

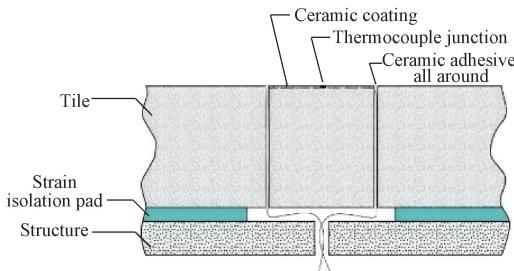


图 7 热电偶安装图

Fig. 7 Thermocouple installation diagram

映了边界层转捩和隔热性能。经飞行数据分析显示,飞行器在 40 km 高度发生转捩,导致翼前缘热流增加 55%,最高热流量 11 MW/m^2 ,对应烧蚀量 3 mm,热防护系统采用的七层 C/C 复合材料结构因层间粘接失效和烧蚀破坏失效,最终导致飞行器坠毁^[17-19]。

3) SHEFEX 飞行试验项目

德国高超声速 SHEFEX 飞行试验项目主要目的是研究高超声速飞行器气动控制及热防护系统可行性,目前为止设计完成了 SHEFEX I 和 SHEFEX II 飞行试验。

SHEFEX I 飞行器内部安装了 60 个传感器,包括 40 个 K 型套管热电偶(同轴直径 0.5 mm),2 个 S 型同轴热电偶(同轴直径 1.0 mm),3 个 Pt100 铂电阻温度计,5 个

热流传感器和 2 个高温计。其中热流传感器采用高温薄膜热流传感器,最高耐温 750°C,主要测量平板表面和铝结构框架内部的气动加热情况,对飞行中的来流作用和结构响应进行研究,传感器的位置全部进行数值分析后确定,如图 8 所示。

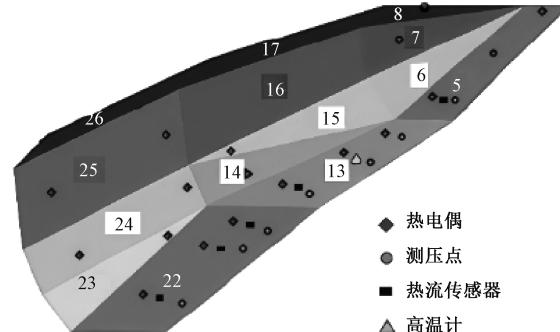


图 8 SHEFEX I 传感器分布图

Fig. 8 SHEFEX I sensor distribution map

与 SHEFEX I 相比,SHEFEX II 搭载了一套先进集成光学传感系统 COMPARE,如图 9 所示,可同时测量辐射温度、热流,以及壁面压力参数,极大降低了测量设备的重量和复杂程度,为后续验证 CFD 算法和气动力热模型提供数据支撑^[20]。

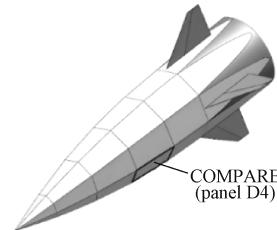


图 9 SHEFEX II 先进集成传感系统 COMPARE

Fig. 9 SHEFEX II advanced integrated sensing system COMPARE

4) X-33 飞行器试验

美国航空航天局基于磷光热图技术开展了 X-33 飞行器迎风面边界层转捩试验,利用大面积实验数据,实现其热防护系统的优化设计。此次试验采用双色相对强度磷光热成像技术,采用传统薄膜热阻计进行测量结果比对,结果一致性良好,如图 10 所示,且 0.001 inch 厚度涂层被证实具有良好的耐用性,该项技术后来在兰利研究中心推广应用,为高效研究复杂三维飞行器的转捩问题提供很好的技术途径^[21]。

5) HIFiRE 计划

美国、澳大利亚联合开展了高超声速国际飞行研究与试验计划 (hypersonic international flight research experimentation, HIFiRE),目的是针对下一代高超声速空天飞行器系统所需的关键技术开展基础研究和试验验证,目前已开展了十余次飞行试验,其中,HIFiRE-1 为轴对称体,2010 年对其进行了飞行测试,在飞行器前缘布置

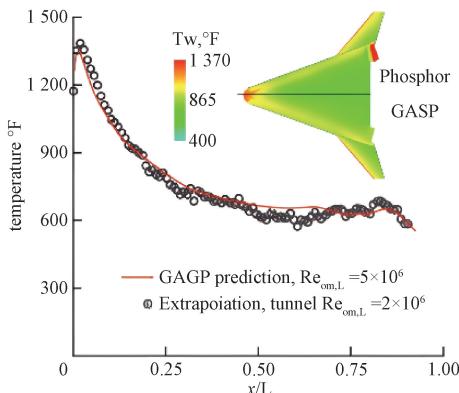


图 10 $\text{Ma}=6.6, \alpha=40^\circ$ 飞行情况下磷光热图与 GASP 预测的飞机表面温度分布对比图^[21]

Fig. 10 Extrapolation of laminar experimental centerline data to flight condition $\text{Ma}=6.6$ and $\alpha=40^\circ$ ^[21]

22 个 E 型同轴热电偶,耐温 1 200℃,精度±1℃,采用嵌入式安装,与表面凸起高度≤0.1 mm。数值计算采用 DPLR (data parallel line relaxation) 求解器,结合边界层理论修正,引入湍流 Prandtl 数(取 0.85),优化湍流区热流计算。热电偶实测数据与数值计算数据呈现较好一致性,热流峰值误差≤12%。

2012 年 HIFiRE-5 进行了高速飞行试验,旨在研究 2:1 纵横比椭圆锥的气动热和边界层转捩特性,飞行测试因第二级火箭未点火,峰值马赫数仅约 3(目标 7),最大高度 50 km,模型表面布置有 300 个热电偶,如图 11 所示,主要以 T 型热电偶和 E 型热电偶,前缘热流峰值约 160 kW/m^2 。

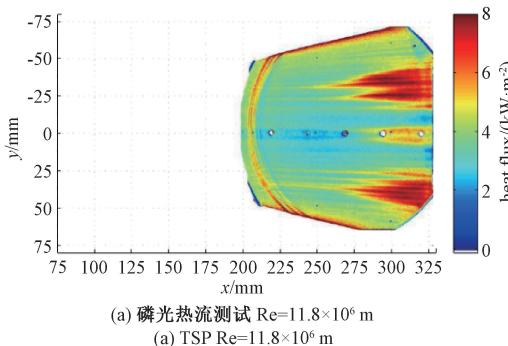


图 11 HIFiRE-5 高速飞行器结构及表面测点布局示意图
Fig. 11 Schematic diagram of the structure and surface measurement point layout of the HIFiRE-5 hypersonic vehicle

在飞行试验之前,HIFiRE-5 模型通过磷光测温和红外测温技术获取了表面高空间分辨率热流分布数据,如图 12 所示,为解读由离散热电偶采集的飞行试验数据提供了重要参考,然而,飞行试验与地面试验之间存在若干关键参数差异,包括自由来流马赫数、驻点与壁面温度比以及飞行器姿态。因此,飞行试验与地面试验的转捩结果并不预期完全一致。后续开展大量飞行试验与地面试验数据的全面对比分析研究^[22-27]。

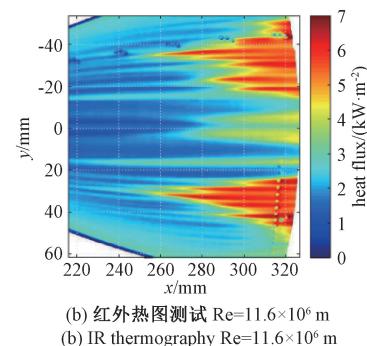


图 12 HIFiRE-5 高速飞行器模型风洞试验 TSP 及红外热流分布图

Fig. 12 TSP and infrared heat flux distribution map of HIFiRE-5 hypersonic vehicle model wind tunnel test

6) 火星科学实验室

火星科学实验室(mars science laboratory, MSL)是 NASA 重要的火星探测计划,2012 年 8 月 5 日,进入火星大气层并完成减速/着陆/施放一系列动作指令。在其防热套表面共埋入 7 支嵌入式热流传感装置,主体结构与防热层相同,在不同深度埋入 4 组内置式热电偶,如图 13 所示。主要目的是重构表面气动加热历程,获取材料烧蚀与内部响应^[28]。

综上所述,鉴于高超声速飞行器机身、推进系统、热防护系统一体化设计,热环境特性对于飞行器设计具有十分重要的作用,热流密度测量一直是高超声速地面风洞和飞行试验关注的重点。热流传感器的安装方式、布局测点、结构设计对于气动热评估具有重要的影响。基于热电偶的接触式热流测试方法依然是目前高超声速飞行试验的主要方法,传感器的制备以微型化及多传感器集成化趋势发展,而对于光学非接触测量飞行试验仍然处于探索阶

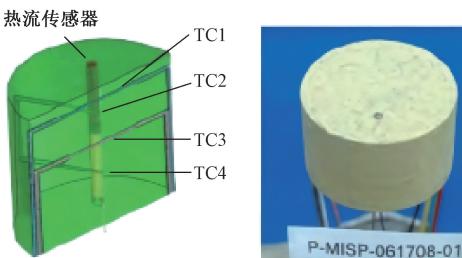


图 13 嵌入式热电偶结构及测点分布图

Fig. 13 MSL MISP thermocouple structure and measurement point distribution diagram

段,目前仅在地面试验中进行应用,主要用于和飞行试验数据对比,进行转换预测等方面研究。

3 国内热流密度测试技术发展

国内航空航天领域在热流测试方面同样开展了大量研究试验。哈尔滨工业大学特种环境复合材料技术国家重点实验室系统开展了热流测试技术研究。采用同轴热电偶嵌入测量方案,针对烧蚀防热结构长时间、较高热流密度的测量需求,设计了变截面圆柱形外形及尖楔式护圈组成的多层过渡式阻隔结构,如图 14 所示,解决了表面温度非均匀引起的热匹配问题,测量范围最高可达 260 kW/m^2 ,数据校准偏差在 $6\% \sim 8\%$ ^[29]。



图 14 嵌入式热流测试装置及校准试验系统

Fig. 14 Embedded heat flux testing device and calibration test system

航天六院采用钨铼热电偶,并选用与测量部位相同材料金属钽作为填充物质,在发动机喉衬喉部开小孔埋入,其测量断面与喉衬内部面齐平,如图 15 所示,成功实现喷管内壁面瞬态热流测试,测得喷管喉部内壁面温度最大值 1100°C ,喉部的最大热流密度约为 13.5 MW/m^2 ^[30]。为固体火箭发动机进一步研究喷管的热结构和烧蚀特性提供一种有效测量方法^[31]。

中国航天空气动力技术研究院、哈尔滨工业大学、上海交通大学、南航、国防科技大学、北京大学等开展大量磷光/红外测温等非接触热流测试技术研究,结合高超声速风洞进行飞行器温度热流分布及换热影响等相关研究,获取详细数据,直观展示高马赫飞行器表面流动转换发生位置和转换后湍流区形状,为高超声速飞行器热防护设计提供了高精度、大面积的热环境参考数据。目前磷光、红外等非接触测温技术已经成为高超声速风洞试验中重要的

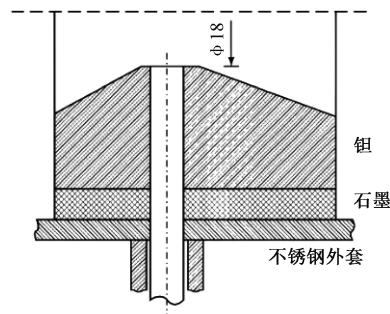


图 15 潜入型热电偶安装图

Fig. 15 Embedded thermocouple installation diagram

热流测试途径。

20世纪90年代,哈尔滨工业大学戴景民教授等人首次研制成功35波长的红外温度测量计,用于测量航天器烧蚀材料温度,1999年其研制的8波长高温计用于测量固体火箭发动机羽焰的温度场和光谱发射特性,2006年研制完成6点8波长高温计,可同时测量空间中6个目标,气测温范围可达 3500°C ,测量精度为 1% ^[30]。

中国航天空气动力技术研究院采用红外热像仪在 FD-17 常规高超声速风洞中开展圆锥转捩试验,风洞试验来流马赫数为 6.97,总温 600 K ,单位雷诺数 $1.5 \times 10^7/\text{m}$,试验结果清晰显示了圆锥外形边界层转捩过程^[1]。该单位韩曙光等^[32]在 FD-20 炮风洞中利用磷光诱导测温技术(TSP)对三角翼高超声速飞行器进行了表面热流测量试验,在马赫数 6,雷诺数为 4.9×10^6 、 2.2×10^7 的湍流及层流条件下开展了系列试验,获取了三角翼热流分布云图,较为直观得到模型整体热流分布及变化趋势^[32]。

中国力学研究所针对高哈条件下严重辐射效应影响,提出了内嵌式温敏漆(磷光效应)热流测试方法,通过温敏漆测量内壁面温度变化历程结合对热传导反问题的求解确定热流密度,为焓值高于 5 MJ/kg 时 TSP 测量技术的进一步应用提供了新的解决思路^[33]。

综上所述,我国在热流测试技术方面虽然起步较晚,但是随着高超声速技术的飞速突破,在热流测试方面同样取得了巨大进步,同轴、薄膜、内置式等热流测试技术发展已日渐成熟,从文献分析,地面试验传感器的最高温度和热流密度均已达到国外同类传感性能水平。同时红外、磷光热图等非接触热流测试技术发展迅速,在风洞中进行了大量的应用研究,但此类非接触热流测试技术尚未见中长时高速飞行试验中应用报道。

4 结 论

飞行器热环境的准确评估对于高超声速飞行器设计指标鉴定和飞行安全具有十分重要的意义。由于高超声速飞行器所经历的飞行环境难以完全的地面风洞进行模拟,最终验证仍需要通过飞行试验进行检测考核。

目前在飞行试验中主要的热流密度测量方法仍是同

轴、薄膜、嵌入式等接触式传感技术。薄膜热流传感器具有体积小,对流场和温度场扰动小、响应时间快等特点,其缺点是在驻点、翼前缘等高热流密度、高冲刷区域存在耐用性差。同轴热流传感器适用于高热流测量,优先考虑布置在驻点、前缘、发动机等高热流密度位置。嵌入式热电偶主要用于烧蚀条件下的热流测试。接触式热流传感测量具有可靠性高、体积小、可实现共形安装等特点,其存在问题主要为传感材料与被测结构物性差异导致的匹配问题,包括开孔后的结构补强与缝隙密封、嵌入材料与周围结构的烧蚀同步等。

红外辐射、激光诱导磷光等非接触式面测量技术具有非侵入、可获取大面积热流分布等特点,目前在地面风洞等试验中发挥越来越重要作用,随着光学、材料、数据处理等技术的快速发展,在未来飞行试验中有一定应用前景。现阶段非接触光学热流测量技术在飞行试验条件下仍然面临诸多问题。红外辐射热流测试技术需要解决的主要问题包括:宽温范围内针对异形非均匀被测结构表面发射率的准确标定、真实多样气候条件对测温精度的影响、中长时高热环境红外热像系统的性能稳定性等。激光诱导磷光热流测试技术待解决的关键问题主要有高哈条件下辐射效应影响、宽温范围内可靠稳定的磷光材料的制备、长时复用情况下喷涂材料的附着性、磷光涂层热物性对于被测结构表面气动热环境和热响应的影响等。

与地面对比相比,飞行试验测量工况复杂,尤其是中长时可重复高速飞行试验,测量设备面临长期性能考验。因此热流密度测试技术方案需综合考虑测量需求与测量条件设计,本文通过分析不同热流密度测试技术特点及在国外高超声速试验中的典型应用案例,将为高速飞行器飞行试验热流测试提供一定参考。

参考文献

- [1] 毕志献,陈星,纪锋,等.高超声速风洞实验与测量[M].北京:科学出版社,2021.
- [2] 刘初平.气动热与热防护试验热流测量[M].北京:国防工业出版社,2013.
- [3] LIU CH P. Heat flux measurement in aerothermodynamics and thermal protection tests[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013.
- [4] 崔云先,黄金鹏,曹凯迪,等.新型高温薄膜热流传感器的研制[J].仪器仪表学报,2021,42(3):78-87.
- [5] CUI Y X, HUANG J P, CAO K D, et al. Development of a new type of high-temperature thin-film heat flux sensor[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(3):78-87.
- [6] FANG J, ZHANG C P. Study on unsteady heat transfer of heat flux sensor based on Abaqus [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(1):152-161.
- [7] 杨凯,杨庆涛,朱新新,等.一种薄膜热电堆热流传感器灵敏度系数的实验研究[J].宇航计测技术,2018,38(3):67-72.
- [8] YANG K, ZHANG Q T, ZHU X X, et al. Calibration tests on a new thin-film thermopile heat-flux sensor[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2018(3):67-72.
- [9] 沙心国,文帅,孙日明,等.飞行试验用双结点热电偶传感器研究及测量误差分析[J].实验流体力学,2022,36(5):52-56.
- [10] SHA X G, WEN SH, SUN R M, et al. A dual-junction thermocouple for flight test and its measurement error analysis [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(5):52-56.
- [11] 丁小恒.高超声速飞行试验热流密度测量方法与装置研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
- [12] DING X H. Research on heat flux measurement methods and devices for hypersonic flight tests[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.
- [13] 曲岩,宦克为,安保林,等.主动式双波长红外激光测温标定实验研究[J].计量学报,2021,42(2):137-143.
- [14] QU Y, HUAN K W, AN B L, et al. Study on active dual-wavelength infrared laser thermometry calibration experiments[J]. Acta Metrologica Sinica, 2021, 42(2): 137-143.
- [15] 王静.极端环境条件下高精度红外成像测温技术研究[D].西安:中国科学院西安光学精密机械研究所,2012.
- [16] WANG J. Research on high-speed infrared imaging thermometry technology under extreme environmental conditions[D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2012.
- [17] 姜韬,孔德仁,郭雨岩.基于红外探测的新型热流密度传感器设计[J].国外电子测量技术,2017,36(11):38-42.
- [18] JIANG T, KONG D R, GUO Y Y. Design of a new type of an infrared heat flux density sensor [J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2017, 36(11):38-42.
- [19] PENG D, LIU X, JIAO L R, et al. Noise reduction for temperature-sensitive paint measurement contaminated by strong background radiation in a high

- enthalpy hypersonic tunnel [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2021, 37(1): 20-26.
- [12] 尚勇, 杨惠君, 冯阳, 等. 基于磷光测温技术的智能热障涂层研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(12): 26-42.
SHANG Y, YANG H J, FENG Y, et al. Research progress of smart thermal barrier coatings based on phosphorescence temperature measurement technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(12): 26-42.
- [13] 孙彬. 基于磷光热成像的壁面温度场及层析成像的火焰温度场测量方法研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2021.
SUN B. Research on wall temperature field measurement based on phosphorescence thermography and tomographic imaging for flame temperature field [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2021.
- [14] 毕志献, 韩曙光, 伍超华, 等. 磷光热图测热技术研究[J]. 实验流体力学, 2013, 27(3): 87-92.
BI ZH X, HAN SH G, WU CH H, et al. Research on phosphorescence thermography for heat flux measurement[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2013, 27(3): 87-92.
- [15] 尚金奎, 王鹏, 陈柳生, 等. TSP技术在转捩检测中的应用研究[J]. 空气动力学报, 2015, 33(4): 464-469.
SHANG J K, WANG P, CHEN L SH, et al. Application research of TSP technique in transition detection[J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2015, 33(4): 464-469.
- [16] BERRY S, DARYABEIGI K, WURSTER K, et al. Boundary layer transition on X-43A [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010(6): 922-934.
- [17] 国义军, 曾磊, 张昊元, 等. HTV2第二次飞行试验气动热环境及失效模式分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 496-503.
GUO Y J, ZENG L, ZHANG H Y, et al. Investigation on aerothermodynamic environment and ablation which lead to HTV-2 second flight test failing [J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2017, 35(4): 496-503.
- [18] WALKER S, SHERK J, SHELL D, et al. The DARPA/AF Falcon program: The hypersonic technology vehicle # 2 (HTV-2) flight demonstration phase[C]. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton, Ohio, 2008.
- [19] PEREIRA C, HIRTZ B, VUILLEMIEZ A, et al. Inverse temperature mapping of re-entry vehicle control surfaces using infrared thermography[C]. 6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Noordwijk: European Space Agency, 2009.
- [20] PRECI A, HERDRICH G H, AUWETER-KURTZ M. The combined sensor system COMPARE for SHEFEXII[C]. 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany, 2009.
- [21] THOMPSON R A, HAMILTON II H, BERRY S A, et al. Hypersonic boundary layer transition for X-33 phase II vehicle[C]. 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1997.
- [22] JULIANO T J, PAQUIN L A, BORG M P. HIFIRE-5 boundary-layer transition measured in a Mach-6 quiet tunnel with infrared thermography [J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(5): 2001-2010.
- [23] KIMMEL R, ADAMCZAK D, PAULL A, et al. HIFIRE-1 preliminary aerothermodynamic measurements [C]. 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii, 2011.
- [24] STANFIELD S, KIMMEL R, ADAMCZAK D. HIFIRE-1 data analysis: Boundary layer transition experiment during reentry [C]. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee, 2012.
- [25] ADAMCZAK D, ALESI H, FROST M. HIFIRE-1: Payload design manufacture ground test and lessons learned [C]. 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany, 2009.
- [26] KIMMEL R L, ADAMCZAK D, BORG M, et al. HIFIRE-1 and HIFIRE-5 test results [R]. AFRL-RCS-WP-TR-2014-0038, 2014.
- [27] KIMMEL R, ADAMCZAK D, JULIANO T, et al. HIFIRE-5 flight test preliminary results [C]. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, 2013.
- [28] XIAO Y W, XIE G J, HE F, et al. The research of heat flux film sensor under high temperature environment[J]. *Microprocessors*, 2012, 33(5): 1-3.
- [29] 孟松鹤, 丁小恒, 易法军, 等. 高超声速飞行器表面测热技术综述[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1759-1775.
MENG S H, DING X H, YI F J, et al. Review of surface heat measurement technologies for hypersonic vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(7): 1759-1775.
- [30] 张志林. 基于多光谱辐射测温的火焰温度场测量技术

- 研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- ZHANG ZH L. Research on flame temperature field measurement technology based on multi-spectral radiation temperature measurement [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.
- [31] 李宏顺, 张俭, 谭建伟, 等. 固体火箭发动机喷管喉部瞬态热流的测量技术[J]. 武汉工程大学学报, 2011; 33(12): 94-98.
- LI H SH, ZHANG J, TAN J W, et al. Measuring technique for transient heat flux at inner surface of throat insert of solid rocket motor nozzle[J]. Journal of Wuhan Institute of Technology, 2011, 33(12): 94-98.
- [32] 韩曙光, 文帅, 陈星, 等. 基于磷光热图技术的三角翼模型热流测量[C]. 第十六届全国激波与激波管学术会议论文, 2014: 465-470.
- HAN SH G, WEN SH, CHEN X, et al. Heat flux measurement of delta wing model based on phosphorescence thermography technology[C]. 16th National Academic Conference on Shock Waves and Shock Tubes, 2014: 465-470.
- [33] 苑朝凯, 姜宗林. 高超声速高焓条件下的内嵌式温敏漆测量方法[J]. 力学学报, 2022, 54(1): 48-58.
- YUAN CH K, JIANG Z L. Embedded temperature-sensitive paint measurement method under hypersonic and high-enthalpy conditions[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(1): 48-58.

作者简介

张玉琴(通信作者), 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行试验机载测试技术、传感测量及校准技术等。
E-mail: zyq657@sina.cn