

应用于燃料主动冷却性能研究的传热装置 及若干测量技术

仲峰泉

(中国科学院力学研究所, 高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

【摘要】以机载燃料作为冷却剂的主动冷却技术在液体火箭推进、亚/超燃冲压推进以及航空发动机领域均有广泛的应用前景。以超燃冲压发动机冷却系统为例, 燃料的冷却过程可以大致描述为: 燃料从储油系统经过第一道油路控制分成几路流入发动机各部件结构内的冷却通道。燃料在通道中利用对流传热和化学吸热机理吸收热量, 将壁面温度控制在一定范围内, 同时其自身温度不断提高。从冷却通道流出的高温燃料经过第二道油路控制, 分成几路注入燃烧室燃烧。整个冷却路径形成一个闭合系统。利用燃料作为冷却剂有着冷却结构相对简单、冷却效率较高, 飞行器无需携带额外冷却剂和冷却设备, 燃料吸热后将有助于其混合、燃烧, 以及从壁面吸收的热量得以回收利用等诸多优点。但是, 燃料冷却也存在着相应的技术难点。首先, 碳氢燃料如航空煤油, 是含有上千种碳氢化合物的复杂混合物; 并且在冷却过程中燃料随着温度、压力的变化可能经历液态、超临界态、气态以及裂解态多个物态, 其热物理特性变化复杂, 难以用单一模型描述。同时, 物态变化也决定了燃料流动、对流换热、化学吸热的复杂性。另外, 由于冷却系统为闭合系统, 冷却用油与燃烧用油必须相匹配, 这就决定了冷却剂用量有限, 冷却结构需要非常合理、优化的设计。不合理的冷却系统设计可能造成局部过热, 或者严重结碳、通道堵塞, 甚至导致整个系统的失败。由此可见, 燃料的高温热物理特性、不同物态下的对流传热与流动阻力特性、裂解吸热性能、以及高温结碳规律这 4 个方面构成了冷却系统设计最急需和最重要的基础研究内容。有关燃料各项性能的研究在国外开展较早。如美国, 从上世纪 70 年代就开展了针对不同基础油性能的研究工作。最近十几年, 美国针对具有优良热稳定性以及制备价格相对低廉的 JP-8⁺燃油进行了一系列研究, 基本上建立了系统、可靠的燃油性能数据库。我国在燃料性能基础数据的积累方面起步较晚, 目前尚未形成比较系统的数据。

燃料热物性, 流动、对流传热以及在高温、高压条件下的裂解吸热特性的研究很大程度上取决于相关的流动与传热设备的发展。针对流体流动与传热研究的传统设备为电加热或者加热带加热圆管, 即采用通直流电或者圆管外缠加热带加热, 沿圆管流向测量管壁温度和进出口油温, 以获得流动和传热参数。它的优点是设备及测量手段相对简单, 并且有很多传热经验公式可以验证设备和测量的可靠性。但缺点也比较明显: 1) 电/加热带加热使得热流沿圆管周向呈均匀分布, 而真实的冷却通道壁面热流分布沿通道周向极不均匀, 靠近发动机内流一侧的通道壁面将接受大部分从内流传递过来的热量, 如图 1 所示。这种非均匀热流分布称为热流单侧加载。可以预见, 燃料的流动和传热特性将受到热流单侧加载的很大影响, 需要相应的设备来研究; 2) 冷却通道的非圆形截面。大多数冷却结构并非圆形通道, 如火箭喷管常采用大高宽比的矩形通道。因此, 圆管试验结果能否直接运用到非圆形通道结构上, 也需要相应的设备来验证; 3) 以往针对小口径圆管的燃料传热试验, 几乎都仅测量了燃料的进出口温度和管壁温度。至于燃料沿管流方向的温度和热流分布, 则通过 1 维稳态传热模型推出。采用这种方法源于小管道内流体温度很难精确测量; 同时壁面热流更难测量, 尤其对于高热流条件 ($100-1000\text{kW/m}^2$)。

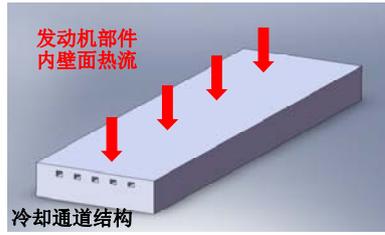


图 1 实际工况下热流单侧加载示意图

针对上述的几点，力学所根据冲压发动机主动冷却研究的需要，研制了辐射加热装置。该装置利用高功率碘钨灯阵列发射的红外光作为加热源，辐射热流均匀传播到所测试的冷却试件的上表面，以模拟发动机部件内壁所接受的热流单侧加载条件。图 2 为辐射加热系统的示意图，主要包括辐射加热区、燃料预热子系统、热油收集/分析子系统、测量子系统。图 3 为工作状态下加热区照片。该设备的最大难点在于如何同时获得高均匀度、高值以及大尺寸的热流。设备采用了多层石英灯密集阵列排布技术以及镜面反射聚焦技术来获得大尺寸的高热流分布。图 4 所示为所采用的水冷黄铜镜面反射聚焦装置，铜镜面采用了二氧化钛镀膜，镜面粗糙度控制在 0.05 微米以下。目前，该设备可获得的长时间稳定热流最大为 400kW/m^2 ，均匀度 $\geq 90\%$ ，热流覆盖尺寸为 $500\text{mm} \times 60\text{mm}$ 。该设备能用于研究在真实热流加载条件和冷却通道结构下的燃料流动与传热性能，但最大热流偏小，距离发动机冷却系统的要求（热流可达 $1-3\text{MW/m}^2$ ）仍有较大的差距。

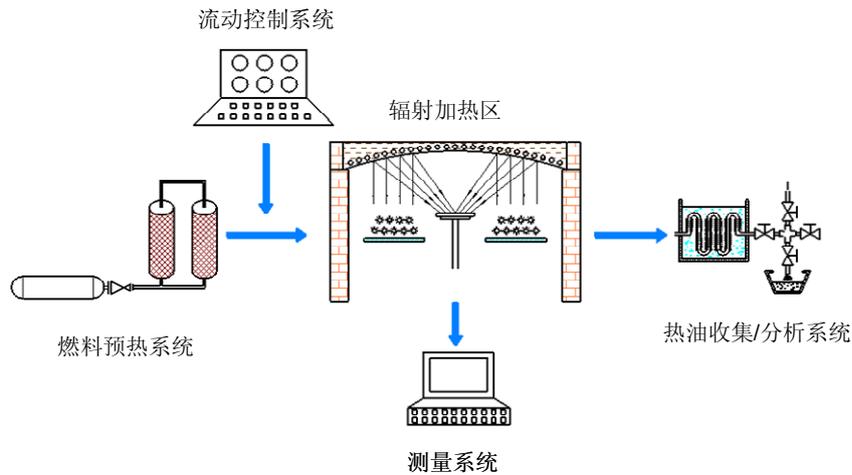


图 2 辐射加热装置示意图



图 3 加热区稳定运行

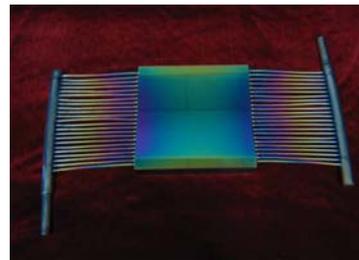


图 4 水冷黄铜镜面反射聚焦构件

对于小管道内燃油温度、压力的测量以及燃油流量的控制，我们也取得了一些进展。1) 成功研制了可测量小管道内流体温度的测温装置，可实时测量通道内流体温度分布。该测温探头直径 $\leq 0.5\text{mm}$ ，可测量的最大温度为 1000K ，响应时间 ≤ 0.5 秒，已经成功地应用在小尺寸圆管或者矩形通道（圆管： 7mm 、 12mm ，矩形通道： $1.5\text{--}3\text{mm}$ ）流动的的油温测量中。图 5 为测温探头照片。图 6 为相同加热条件下、不同时刻测量的 3 号航空煤油温度及管壁温度分布。考虑了探头的热传导、热辐射效应对所测流体温度的修正，该测温方法具有较高的测量精度（误差 $\leq \pm 5\text{K}$ ）和可重复性，并且通过高压氮气、水温的测量试验进行了验证。2) 燃料流量的测量与控制。对于液态流体，孔板流量计是常用的测量装置。但对于处于超临界态或者发生化学反应的裂解态煤油，孔板流量计由于量程的不足，已经不能满足需要。考虑到超临界态煤油和部分裂解的煤油均具有类似于气态的输运特性，因此，其在收缩—扩张喷管的喉道处可以加速到声速，从而达到确定和控制流量的目的。对于裂解态煤油，由于裂解反应部分改变了煤油的组分，因此需要提出合理的裂解反应总包模型来修正喷管雍塞的流量关系式。图 7 为国产 3 号航空煤油在超临界态（温度范围： $700\text{--}830\text{K}$ ）和热裂解态（ $830\text{--}1050\text{K}$ ）流量随温度变化的关系式，以及与实测流量的比较。如图所示，采用音速喷管可以较准确地确定煤油的流量。

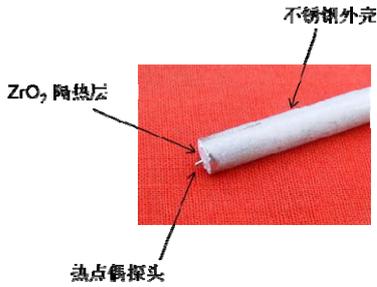


图 5 油温测量探头

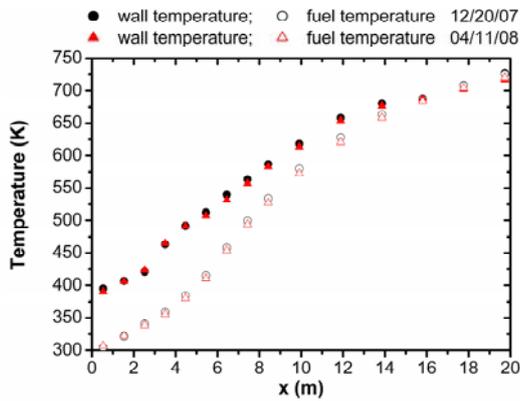


图 6 油温、壁温测量方法的可重复性验证

综上所述，由于冷却技术的需要，以往纯基础问题的研究设备和测量手段已不能满足要求。燃料性能研究需要相关设备和测量技术的完善和创新。在设备方面，需要能够更真实地模拟实际工况的传热试验装置；在测量方面，将着重于提高测量精度，对局部细微结构的热参数的测量，以及对恶劣热环境（高温、高热流）的测量。总之，随着设备和测量技术的进步，燃料流动与传热特性的研究将不断深入，为我国的航空、航天事业提供坚实的基础研究和数据库。

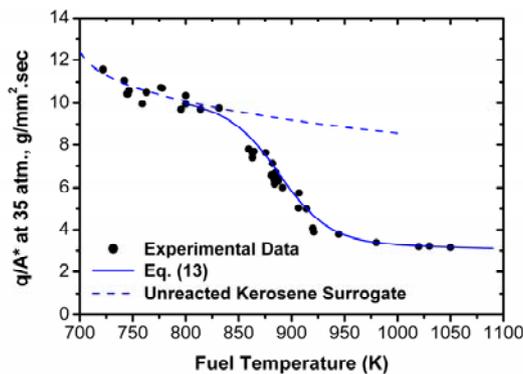


图 7 超临界态、裂解态国产 3 号航油流量随温度的变化

【作者简介】

仲峰泉：男，34岁，博士，中国科学院力学研究所副研究员。国家自然科学基金空天飞行器高温气体流动创新群体成员。美国 AIAA 会员。2001年毕业于中国科学技术大学力学与机械工程系，获流体力学硕士学位。2001年赴美国普林斯顿大学机械与航空工程系攻读博士学位，在美国空军科研局（AFSR）和波音公司 Rockwell 科研中心的资助下，从事应用于航空发动机的高温陶瓷复合材料的多孔冷却系统的实验和数值研究。2007年获普林斯顿大学机械与航空工程博士学位。2007年7月，回到中科院力学研究所工作，主要从事与超燃冲压发动机主动冷却技术相关的基础问题研究。近四年来，已经在航空煤油的高温热物理特性及替代模型，超临界态煤油对流传热特性、高温热裂解态吸热特性、主动冷却系统气-固-液耦合传热分析方法、以及超声速燃烧数值模拟等方面取得了一些成果。近四年来，发表了国内外期刊论文 12 篇（其中 SCI 8 篇），会议文章 15 篇，专利 2 项。2010年获得中国科学院卢嘉锡青年人才奖。