



CSTAM 2010-0050

**三维冷却结构中航空煤油对流传热特性
实验研究**

王永鹏 范学军 仲峰泉 陆阳

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第三届高超声速科技学术会议

2010年10月25-28日 江苏·无锡

三维冷却结构中航空煤油对流传热特性 实验研究

王永鹏 范学军 仲峰泉 陆阳

(1 中国科学院高超声速科技中心 北京海淀区 100190)

(2 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室 北京海淀区 100190)

摘要 本文利用辐射加热系统实验研究了大庆3号航空煤油在主动冷却试件中的对流传热特性。辐射加热系统包括单侧加热辐射光源和煤油二级加热系统,冷却试件采用沿展向均匀分布的矩形通道设计。试验热流范围 0.1-0.4 MW/m²、入口油温 300-550 K、入口油压 4-6 MPa、单根冷却通道煤油流量 1-4 g/s。实验分别测量了煤油在不同入口条件(温度、压力、流量)下,冷却结构的壁温和油温分布及其随时间演化过程,获得了在 4-6 MPa 压力、350-600 K 温度下煤油的对流传热关联式。通过与圆管传热试验结果对比发现,该三维冷却结构对流传热系数是圆管的 0.7 倍。

关键词 对流传热, 航空煤油, 三维冷却结构

引言

飞行器结构的热防护是高超声速飞行的关键问题之一。对于马赫数 6 的飞行条件,超燃冲压发动机燃烧室壁面绝热温度可以达到近 3000 K,加上超声速气流中的有氧、冲刷环境,即使目前最先进的材料也无法长时间承受。采用机载碳氢燃料作为冷却剂的再生冷却技术是解决高超声速热防护问题的有效方式之一^[1]。再生冷却系统中燃料通过冷却结构来冷却发动机机身,不仅能够有效地吸收燃烧、气动热施加于机体上的热量,而且吸热后的燃料再喷注燃烧,其燃烧性能也有显著提高^[2,3]。

碳氢燃料与冷却通道之间的对流传热特性是设计再生冷却系统的关键性问题。燃料与结构传热的复杂性来源于冷却过程中燃料状态与物性的变化。在再生冷却系统中,吸热碳氢燃料的状态及其喷射、燃烧过程将随不同的飞行马赫数以及飞行的不同阶段而发生变化。在飞行的启动阶段,燃料吸收热量很少,基本可以认为处于常温的液态;但随着飞行马赫数的增加,燃油的温度将超过临界点(对于航空煤油约 630 K, 2.4 MPa),此时燃料将以超临界态进入燃烧室,在这一过程中,燃料的热物理与输运性质将发生剧烈变化;当飞行马赫数进一步提高到约 6.0 以上时,发动机的热负荷将迅速上升,使燃料的温度迅速达到裂解温度,此

时,燃料的成分也将发生显著的变化。燃料裂解还伴随着结焦、裂解产物与结构材料发生化学反应等诸多问题。结焦的发生会降低燃油对结构的冷却能力,并可能阻塞冷却通道和燃油喷口,应尽量避免。常规的传热理论分析方法已不能很好地处理上述问题。

目前,有关碳氢燃料对流传热的研究主要采用电加热圆管^[4-8]。美国在 RP-1, JP-7 航空煤油的圆管对流传热试验中发现,过压液态航空煤油的对流传热规律与经典 Dittus-Boeter 公式较为符合。文献[6,7]针对国产大庆 RP-3 航空煤油的圆管传热试验获得了类似的规律。值得指出的是,圆管传热试验中热流呈轴对称分布,而实际超燃发动机的冷却结构中冷却通道一般采用矩形截面,并且承受来自燃烧室的单侧热流,相应的对流传热边界条件与圆管有显著的不同,呈现显著的三维效应。这些三维效应对燃料对流传热的影响需要通过进一步研究来确定。

本文研制了一套模拟发动机燃烧室热环境的辐射加热试验系统,针对典型的三维冷却结构试件开展了过压液态下(3-6MPa, 350-600K)大庆 RP-3 航空煤油在矩形冷却通道中的对流传热特性的研究,初步获得了冷却结构三维效应对燃料对流传热规律的影响,同时对燃料在冷却过程中的压力损失进行了初步研究。

1 实验装置与实验方法

1.1 辐射加热系统

为了模拟发动机燃烧室单侧加热条件，本文设计了一套辐射加热装置，如图 1 所示。辐射光源采用 30 支碘钨灯以 20 mm 等间距排列形成约 600 mm 长的加热区。每支碘钨灯功率 1.6 kW，灯丝长度 100 mm。由于碘钨灯功率较大，且发热时容易使接线柱受热损坏，所以采用 150mm 长的紫铜管做接线柱以利于导电跟散热。供电电源线与接线柱连接处隐藏在环氧树脂绝缘板中防止实验人员触电。辐射加热装置四周堆砌耐火砖隔光隔热。

图 2 给出了商用辐射热流计在碘钨灯阵列下 60 mm 处测量的热流密度沿试件长度方向分布的典型曲线。由图可知，中间位置处热流密度最大，约 0.3 MW/m^2 ，在中间 400mm 长（冷却试件长度）的范围内热流密度均匀性良好，在 85% 以上。图 3 所示为试件放在辐射光源下加热的情况。



图 1 辐射加热装置

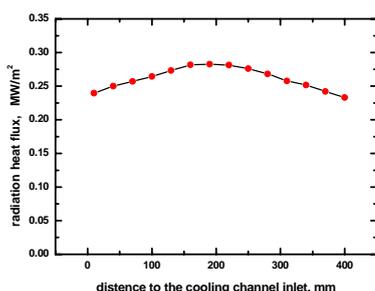


图 2 沿试件长度方向辐射热流密度分布



图 3 试件放在辐射光源下加热

1.2 煤油预热系统

试验中采用煤油二级加热系统（图 4）为冷却试件提供不同入口温度的煤油。煤油一级加热罐由长 30 m，外径 22 mm，内径 16 mm 的不锈钢管盘绕而成，总容积约为 6 L，将煤油储留在其中进行加热。不锈钢管外从上到下依次包裹三块高温陶瓷加热板，并且在管外壁不同位置处焊接多个 K 型热电偶监视管壁温度，同时通过反馈电路分别控制三块加热板的功率以保证对整个加热罐均匀加热。加热罐最外层包裹石棉布以保温隔热。试验中可在 15-30 分钟内将储存在其中的煤油加热到设定的温度。因为超过 570 K 的煤油较长时间储留在罐中会严重裂解结碳堵塞管道，因此一级加热罐最高能将煤油加热到 570 K。二级加热罐与一级加热罐结构类似，试验中如果需要的煤油入口温度超过 570 K，则将二级罐预先加热到所需的煤油入口温度，这样从一级罐流出的煤油流过二级罐被加热到所需的温度。



图 4 煤油二级加热系统

1.3 冷却结构模型试件

加工的冷却试件长 400 mm，内部有 8 条冷却通道，长 380 mm，截面 $1.5 \text{ mm} \times 1.5 \text{ mm}$ 的，通道之间的筋肋宽度 3 mm，盖板厚度 1.2 mm。基体材料和盖板均采用 0Cr18Ni9Ti 不锈钢。冷却结构模型试件横截面如图 6 所示。在试件上表面中间位置处沿试件长度方向焊接 3 个直径为 1 mm 的 K 型铠装热电偶以测量上壁面温度，位置分布如图 7 所示。热电偶安装方式如图 8 所示：在试件背部打孔，热电偶穿过冷却通道之间的筋肋一直伸到试件上表面上，然后用氩弧焊将热电偶头部焊接于试件表面上。在试件的进出口位置分别安装了热电偶和压力传感器用于测量进出口油温与油压。

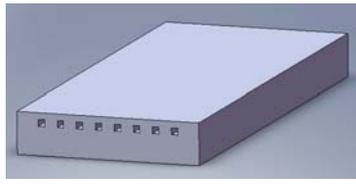


图 5 冷却试件示意图

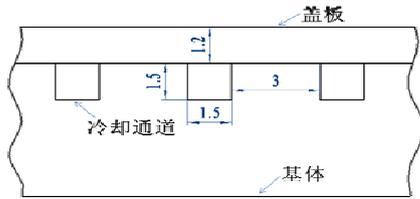


图 6 冷却结构模型试件横截面

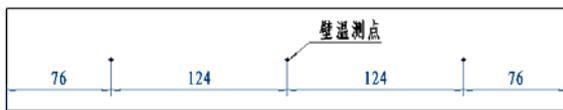


图 7 壁温测量热电偶位置分布

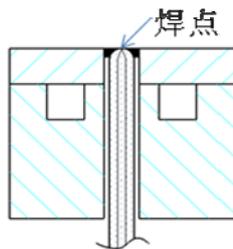


图 8 壁温测量热电偶的安装方式

1.4 流量标定

煤油在高温高压下流量采用孔板流量计测量与标定。在一定压差下，煤油经过孔板流量计的流量为

$$\dot{m} = CA\sqrt{2\rho\Delta P} \quad (1)$$

式中， ΔP 为孔板前后压力差， ρ 为煤油密度， A 为孔板小孔面积， C 是流量系数。煤油密度可以通过测量孔板前煤油的温度、压力来确定，具体计算采用下文中给出的煤油替代模型和广义对应状态法则。

图 9 为孔板流量计装配图，图 10 为煤油在不同温度和压力下标定的流量系数 C 。如图所示，流量系数在 300-550K, 2-6MPa 温度/压力范围内随温度升高略微增大，其平均值为 0.683，误差 3%。

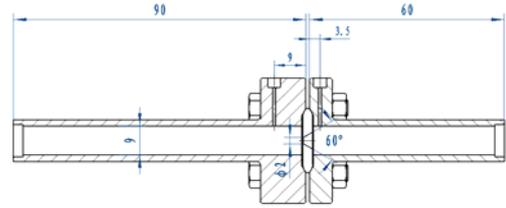


图 9 孔板流量计装配图

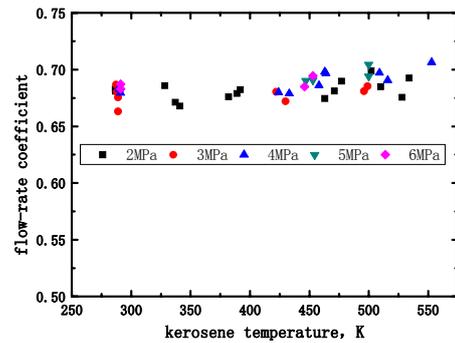


图 10 不同温度、压力下煤油流量标定结果

3 传热分析方法

3.1 航空煤油的替代燃料模型

由于航空煤油成分复杂，包括 C7-C16 等多种链烃、环烷烃以及芳香族化合物，而且其具体成分随产地、厂家、年份的变化而有所差异，对其热物理性质的研究有相当的难度。通常采用由少数典型的碳氢化合物组成的混合物去模拟真实的碳氢燃料的热物理性质。这类混合物通常称作替代燃料。本文采用 10 组分的替代模型^[7]，如表 1。计算中涉及的航空煤油热物性参数均根据替代模型调用美国国家技术与标准局 (NIST) 开发的 Supertrapp 数据库软件包获得。

图 11 所示为利用替代模型计算所得的定压比热随压力和温度的变化。图中同时给出了较低温度区间的实验测量值。

表 1 RP-3 航空煤油替代模型

10 组分替代模型		摩尔比
烷烃	正辛烷	6%
	正癸烷	10%
	正十二烷	20%
	正十三烷	8%
	正十四烷	10%
	正十六烷	10%
	甲基环己烷	20%

环烷烃	反式 1, 3 二甲基环己烷	8%
苯类	丙基苯	5%
萘	1-甲基萘	3%

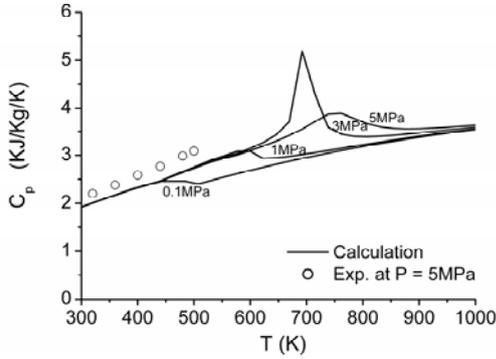


图 11 煤油定压比热随温度压力变化

3.2 试验数据处理

试件内部一共有 8 条冷却通道，由于沿试件长度方向在试件中间位置处布置了热电偶，所以取试件中间的冷却通道进行传热分析。

试验中由孔板流量计测得总流量，总流量除以通道条数得到单通道流量 \dot{m} 。

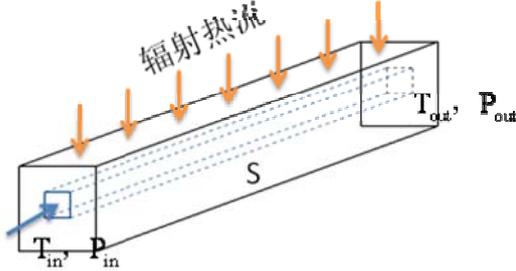


图 12 单通道分析控制体

选取如图 12 所示的单通道控制体进行传热分析。通道进出口油温、油压 T_{in} , P_{in} , T_{out} , P_{out} 通过试验直接测量，据此可算出进出口煤油的焓值 h_{in} , h_{out} 。冷却通道内部传热面积为 S ，在传热达到定常情况下沿冷却通道的平均热流密度为

$$\bar{q} = \frac{\dot{m}(h_{out} - h_{in})}{S} \quad (2)$$

由上壁面沿试件长度方向上的三个热电偶测得的温度取平均得到上壁面平均温度 T_w' ，根据一维热传导方程确定冷却通道壁面温度 T_w 。

$$T_w = T_w' - \frac{qd}{k_s} \quad (3)$$

其中 q 为试件表面上吸收的辐射热流密度， d 为盖板厚度， k_s 为盖板材料导热系数。对流传热系数为：

$$h = \frac{\bar{q}}{T_w - T_f} \quad (4)$$

式中 T_f 为进出口油温平均值

$$T_f = (T_{in} + T_{out}) / 2 \quad (5)$$

努塞尔数 Nu 为

$$Nu = \frac{hD_h}{k} \quad (6)$$

其中 D_h 为水利直径。

Pr, Re 分别为：

$$Pr = \frac{C_p \mu}{k} \quad (7)$$

$$Re = \frac{\rho u D_h}{\mu} \quad (8)$$

其中 k, C_p, μ 等煤油物性参数由进出口平均温度 $(T_{in} + T_{out}) / 2$ ，平均压力 $(P_{in} + P_{out}) / 2$ 采用替代模型调用碳氢燃料物性数据库 Supertrapp 得到。

最后，根据实验数据，拟合出传热关联式：

$$Nu Pr^{-0.4} = f(Re) \quad (9)$$

其中依据文献[10] Pr 的指数取为 -0.4 次方。

4 试验结果与分析

试验过程中为使煤油与冷却试件之间的对流传热尽快达到热平衡，先将冷却试件预热到一定的温度。以某次实验为例说明，如图 13 所示，石英灯通电后产生的辐射光源将试件预热到一定温度，然后打开煤油预热器下游的气动阀门，入口温度为 296.6 K 的煤油在高压氮气的推动下流过试件，10 s 后传热达到平衡，40 s 时停止加热。流动稳定后，煤油的出口油温 334.6 K，经过试件后的温升为 38 K。热平衡阶段平均壁温为 396.1 K。图 14 所示为试件出入口压力，热平衡阶段试件内部压力稳定在约 4 MPa，煤油流过 380mm 长的冷却通道的压力损失在 0.1 MPa 以内，由于压力传感器的精度为 ± 0.025 MPa，更为精确的压力损失需要由压差传感器获得。图 15 为孔板流量计压差，可以看

出实验过程中流量保持稳定，总流量为 26.9 g/s，单根通道流量为 3.36 g/s。

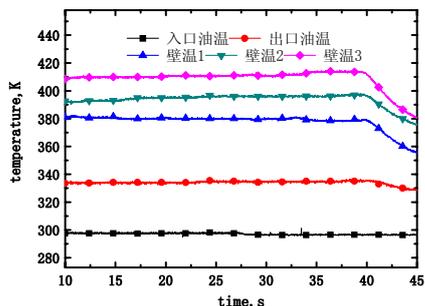


图 13 热平衡阶段温度分布

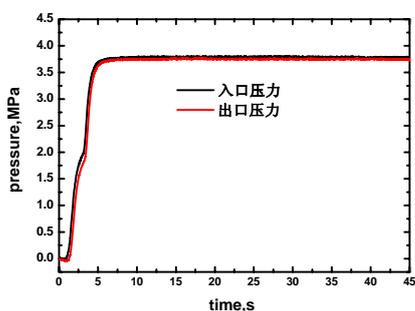


图 14 试件出入、口压力

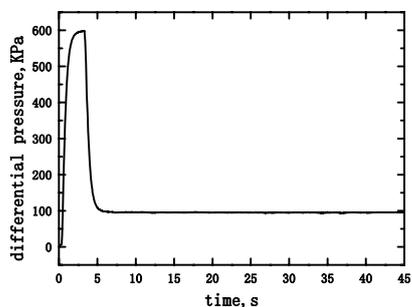


图 15 孔板流量计压差

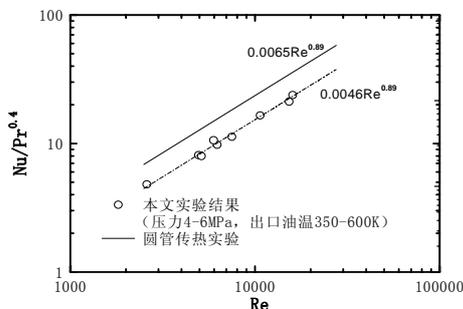


图 16 传热关联式

图 16 给出了 $NuPr^{-0.4}$ 随 Re 变化的初步结果。 Re 的变化通过改变入口油温 (300-550K)

及总流量 (8-32 g/s) 来实现。作为比较，图中给出了加热圆管的试验结果^[7]。可以看出，煤油在矩形冷却通道中的传热规律与轴对称加热圆管的类似，体现在 $NuPr^{-0.4}$ 随 Re 变化的幂次均为 0.89，但矩形通道的传热系数要明显低于圆管的系数，这可能是由于试验中热流的单侧加热使得冷却通道的有效传热面积降低，从而使冷却效率有所下降。目前的试验数据还需要进一步补充，为研究三维冷却特性与传统圆管传热特性的差异提供依据。

5 结论

本文采用辐射加热装置，煤油预热系统试验研究了过压液态下大庆 RP-3 航空煤油在矩形冷却通道，单侧承受热流条件下的对流传热特性，根据试验数据拟合出的对流传热关联式与圆管试验相比， Re 指数相同，但是系数有所不同，体现出了传热三维性的特点。

致谢

本文获得国家创新群体科学基金 (编号 10921062) 和国家自然科学基金 (编号 10902115) 的资助。感谢李英、魏雪松、王景泉、黄鹏等工人师傅的帮助。

参考文献

- 1 Lander H, Nixon A C. Endothermic fuels for hypersonic vehicles [J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(4).
- 2 范学军, 俞刚. 超临界煤油超声速燃烧特性实验[J]. 推进技术, 2006, 27(1).
- 3 X-J. Fan, G. Yu, J-G. Li, X-N. Lu, X-Y. Zhang, and C-J. Sung, "Combustion and Ignition of Thermal Cracked Kerosene in Supersonic Model Combustors", Journal of Propulsion and Power, 2007, Vol. 23 (2), pp. 317-324,
- 4 Giovanetti, A. J., Spadaccini, L. J., Szetela, E. J. Deposition Formation and Heat Transfer Characteristic of Hydrocarbon Rocket Fuels [J]. Journal of Spacecraft, 1985, 22(5).
- 5 Linne, D. L., Meyer, M. L., Edwards, T., and Eitman, D. A. Evaluation of Heat Transfer and Thermal Stability of Supercritical JP-7 Fuel [R]. AIAA-97-3041, 1997
- 6 江晨曦, 仲峰泉, 范学军, 俞刚. 超临界压力下航空煤油流动与传热特性试验[J]. 推进技术, 2010, 31(2).
- 7 F-Q. Zhong, X-J. Fan, G. Yu, et al., "Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions", AIAA Paper, 2008-4615

- 8 胡志宏, 陈听宽, 罗毓珊, 郑建学, “高热流条件下超临界压力煤油流过小直径管的传热特性”, 化工学报, Vol. 53, No. 2, 2002, pp. 134-138.
- 9 赵祖亮, 方文军, 郭永胜, 林瑞森, “超临界压力下吸热性碳氢燃料的对流给热系数测定”, 浙江大学学报(理学版), Vol. 33, No. 1, 2006, pp. 71-75.
- 10 杨世铭, 陶文铨编著. 传热学, 第四版[M]. 高等教育出版社, 2006: 237-239.

EXPERIMENTAL STUDY OF CHARACTERISTICS OF THREE-DIMENSIONAL CONVECTIVE HEAT TRANSFER OF AVIATION KEROSENE

Wang Yongpeng Fan Xuejun Zhong Fengquan Lu yang

(1 Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(2 Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract In this paper, heat transfer properties of China No.3 aviation kerosene in 3-dimensional cooling configuration was studied with a radiation heating system. The heating system includes unilateral heating source generated by infrareds emitted from quartz lamps and a two-stage pre-heating facility to prepare the kerosene inlet conditions. Cooling channels with rectangular shape were distributed evenly along the lateral direction. The range of the radiative heat flux for the current tests was 0.1-0.4 MW/m², the kerosene inlet temperature and pressure was from 300 to 550K and 4-6MPa respectively and its mass flow rate for single channel was 1-4g/s. The time development of wall temperature and fuel temperature were directly measured under varied cooling conditions. A correlation formula for the convective cooling within the fuel temperature range of 350-600K and the pressure range of 4-6MPa was obtained. Compared to results of heating tube system, the constant of the current formula was found to be approximately 0.7 of that of the heating tube.

Key words convective heat transfer, aviation kerosene, three-dimensional cooling configuration