

超临界压力下湍流区碳氢燃料传热研究*

张磊^{1,2}, 乐嘉陵², 张若凌², 张香文³, 景凯³, 高洋³

(1. 西南交通大学 机械工程学院, 四川 成都 610031;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

3. 天津大学 化工学院, 天津 300072)

摘要: 碳氢燃料的传热特性对于再生冷却超燃发动机的传热设计至关重要。采用电热管开展了正十烷的传热特性实验, 燃料压力约4.0MPa。利用一维流动的质量和能量守恒关系, 对管道内燃料的传热进行了分析。采用多元线性回归的方法获得了正十烷在湍流区的传热关联式, 通过外壁温的计算与测量的对比, 验证了实验获得的湍流传热关联式的适用性。

关键词: 碳氢燃料; 超临界压力; 传热特性; 热裂解

中图分类号: V511.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2013) 02-0225-05

Heat Transfer of Hydrocarbon Fuel in Turbulent Flow Region Under Supercritical Pressure

ZHANG Lei^{1,2}, LE Jia-ling², ZHANG Ruo-ling², ZHANG Xiang-wen³, JING Kai³, GAO Yang³

(1. School of Mechanical Engineering, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

3. School of Chemical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: The convective heat transfer characteristics of hydrocarbon fuel are crucial for the regenerative cooling design of a scramjet. The flow and heat transfer of *n*-decane at pressure of 4.0MPa were studied experimentally using an electrically heated tube. Mass and energy conservations were applied to analyze the heat transfer of hydrocarbon fuel in the tube, and the heat transfer correlation at turbulent flow region was derived using the method of multiple linear regression. The calculated outer wall temperature was compared with experimental values, which confirmed the validity of the presented correlation.

Key words: Hydrocarbon fuel; Supercritical pressure; Heat transfer characteristics; Thermal cracking

1 引言

在超燃冲压发动机主动冷却换热中,碳氢燃料吸热后由液态逐渐转变为超临界态并可能发生裂解^[1]。冷却通道内燃料的压力一般高于其临界压力(约为2.2MPa),吸热后燃料的温度由常温升高至约1000K(临界温度约为620K),湍流是其在冷却通道

中的重要流态。因此,碳氢燃料的湍流传热关联式对于再生冷却超燃发动机的传热设计至关重要。

电热管实验具有热流密度高、燃料升温快和操作相对简单等特点,被广泛应用于燃料的传热、结焦和裂解的研究^[2-6]。另外,采用电热管实验可以模拟燃料在超燃冲压发动机主动冷却通道内的流动及传热,为超燃发动机性能和主动冷却地面验证试验提供技

* 收稿日期: 2011-09-23; 修订日期: 2012-04-26。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90916012)。

作者简介: 张磊(1985—),男,博士生,研究领域为吸气式高超声速技术。E-mail: zl20051038@163.com

术基础^[7]。温度从亚临界到超临界变化时,燃料的粘性、密度、比热以及其它一些性质变化非常剧烈,从而可能导致其流动与传热特性与常规流体有显著区别。NASA 的 Lewis 和 Glenn 研究中心、UTRC 等利用不同的管道加热设备,对碳氢燃料的流动及传热进行了研究^[5-10]。文献[5]针对不同的燃料,给出了不同的传热关联式。文献[7]的研究发现:燃料温度较低时,传热关联式与 Dittus-Boelter 关联式接近,但随着油温上升,传热关联式发生较大变化。本文利用电热管开展超临界压力下正十烷的传热特性实验。通过管内燃料的传热分析及实验数据分析,获得正十烷在湍流区的传热关联式。通过外壁温计算值与测量值的对比,检验湍流传热关联式的适用性。

2 实验装置与测量方法

电热管实验在天津大学进行。实验中将直流电压加在电热管两端,通过调节电压来控制管壁的热流。电热管材料 1Cr18Ni9Ti, 内外径分别为 1.5mm, 3.0mm, 长度 1.3mm。利用点焊机将 K 型热偶丝 (TC1 ~ TC16) 点焊在电热管外壁上测量外壁温度。在电热管出口对燃料进行采样分析。

电热管内碳氢燃料为正十烷 (*n*-decane), 与超燃冲压发动机采用的燃料相比, 二者的密度、热导率、定压比热、动力粘度等性质随温度和压力的变化趋势接近。一共进行三次实验, 每次实验获得五个热流恒定状态 (编号 Cond. 1 ~ Cond. 5), 模拟发动机的实际工作状态。实验一、二、三中燃料的质量流量分别为 0.93g/s, 1.24g/s, 1.86g/s, 燃料压力约 4.0MPa。

电热管安装在封闭箱体内, 可采用空管加热实验对不同位置的热损失进行标定。热损失由自然对流和热辐射两部分组成。根据实验数据, 采用曲线拟合的方法获得 16 只热电偶处的热损失函数, 其中距离入口 0.9m 处的热损失曲线如图 1 所示。测点之间的管壁热损失采用线性插值得到。

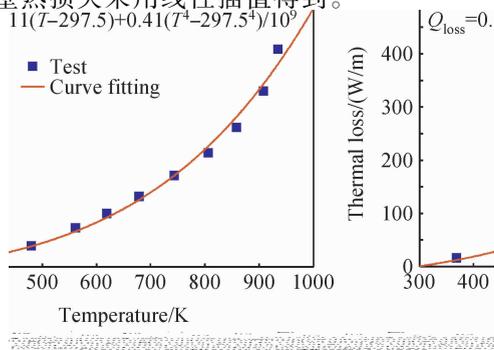


Fig. 1 Thermal loss profile at 0.9m

3 传热分析

如图 2 所示, 在电热管传热实验中电流在管壁中流动产生热量, 热流在管壁中以热传导的方式传递, 管道内流动的流体与壁面之间发生对流传热。稳态下, 管壁在单位时间产生的热量等于通过外壁面散失的热量和内壁面传递给流体的热量。

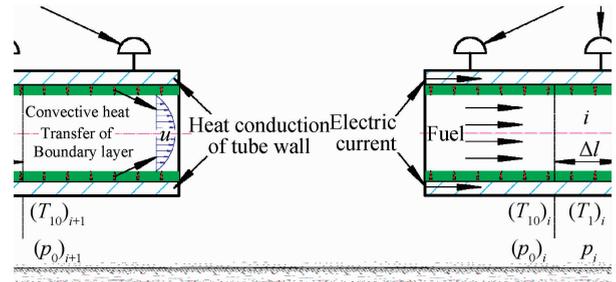


Fig. 2 Schematic diagram of heat transfer of electrically heated tube

将整根电热管划分成许多长度为 Δl 的微元段, 微元段内的流动满足质量守恒定律

$$\dot{m} = \rho_i A u_i \quad (1)$$

式中 \dot{m} 为燃料质量流量, u 为燃料流速, A 为流通面积, ρ 为燃料密度。电热管内主流区和边界层燃料温度差别很大, 根据文献[6], 传热关联式可以采用 Sieder-Tate (以下简称 S-T) 的形式

$$Nu_i = a (Re_i)^b (Pr_i)^c \left(\frac{\mu_i}{\mu_w} \right)^d \quad (2)$$

式中 Re 为雷诺数, Pr 为普朗特数, μ/μ_w 为主流区和边界层燃料动力粘度比值, a, b, c, d 为待求系数。雷诺数和普朗特数

$$Re_i = 4\dot{m}/\pi d_i \mu_i \quad (3)$$

$$Pr_i = (c_p)_i \mu_i / \lambda_i \quad (4)$$

式中 d_i 为管道内径, c_p 和 λ 为燃料的定压比热和热导率。努塞尔数的实验值 Nu_e 计算公式为

$$(Nu_e)_i = h_i d_i / \lambda_i \quad (5)$$

式中 h 为对流换热系数, 由牛顿冷却公式得到

$$h_i = \frac{q_i}{(T_{iw})_i - (T_1)_i} \quad (6)$$

式中 q 为内壁处热流密度, T_{iw} 为管道内壁温, T_1 为燃料平均温度。热流密度按下式进行计算

$$q_i = \frac{\Phi_i}{\pi d_i \Delta l} \quad (7)$$

式中 Φ 为内壁处热流量。微元段管壁由于电阻发热产生的热量除热损失外, 分别沿轴向和径向传

递。沿轴向的热流密度和热流量相比于径向很小,故可忽略。根据能量守恒,稳态下管壁的发热量等于外壁处的热损失 Q_{loss} 与内壁处的热流量 Φ 。

$$\Phi_i = I^2 R_i - (Q_{\text{loss}})_i \quad (8)$$

式中 I 为流过管壁的电流; R, Q_{loss} 分别为微元段管壁电阻和热损失,均考虑随温度的变化。内壁处热流量 Φ 转化为燃料的焓增 Δh , 包括温升引起的焓增 Δh_T 和裂解反应引起的焓增 Δh_{endo} 。其中裂解反应引起的焓增 Δh_{endo} , 由一步化学反应速率^[12] 计算

$$(\Delta h_{\text{endo}})_i = MR_{\text{ate}} \Delta t_i q_c A \Delta l \quad (9)$$

式中 Δt 为燃料的滞留时间,由微元段长度与燃料流速比值得到, M 为燃料分子量, R_{ate} 为裂解反应速率, q_c 为裂解热沉^[12]。当实验中燃料的裂解量很少以至于 Δh_{endo} 可以忽略时,燃料的温升计算式为

$$\Delta T_i = \frac{(\Delta h_T)_i}{(c_p)_i} = \frac{I^2 R_i - (p_{\text{loss}})_i}{(c_p)_i} \quad (10)$$

式(6)中的内壁温 T_{iw} 由稳态下有内热源的圆管热传导方程积分得到^[11]

$$\frac{1}{r} \frac{d}{dr} \left(r \lambda_w \frac{dT}{dr} \right) = -\dot{\Phi} \quad (11)$$

式中 λ_w 为管壁的热导率, $\dot{\Phi}$ 为单位体积中内热源产生的热量,由热流量 Φ 与管壁体积的比值得到。根据外壁温 T_{ow} 和内壁处热流边界条件可得内壁温。式(6)中燃料平均温度 T_1 可由燃料温升 ΔT 计算

$$(T_1)_i = (T_0)_i + 0.5 \Delta T_i \quad (12)$$

式中 T_0 为微元段入口燃料温度。根据动量守恒方程,燃料压降按下式计算

$$\Delta p_i = f_i \frac{\Delta l \rho_i (u_i)^2}{d_i} + \frac{\rho_i}{2} [(u_1)^2 - (u_0)_i^2] \quad (13)$$

式中 f 为摩擦系数,不同的流动状态下的摩擦系数计算公式见文献[11]; u_0, u_1 为微元段入口和出口燃料的流速,可根据质量守恒方程计算得到。微元段的燃料平均压力为

$$p_i = (p_0)_i - 0.5 \Delta p_i \quad (14)$$

式中 p_0 为微元段入口燃料压力。燃料密度 ρ , 动力粘度 μ , 定压比热 c_p 和热导率 λ , 由微元段入口燃料的温度和压力调用碳氢化合物热物性程序计算。

综上,从管道入口开始,沿管长向前推进计算,即可得到燃料温度、压力、努赛尔数、雷诺数、普朗特数、动力粘度等参数沿管长方向的分布。根据公式(2),用 Nu_c 替代 Nu , 方程两边取对数,可以采用多元线性回归的方法计算 a, b, c, d 。

4 实验结果与讨论

4.1 外壁温测量结果

实验一、二、三中电热管外壁温的分布如图3所示,测量的外壁温范围 447 ~ 996K, 燃料温度范围 297 ~ 870K。出口组分的采样分析结果表明,燃料裂解量很少。下文分析中采用燃料温度低于 820K 的测量结果以忽略裂解吸热量对传热的影响。

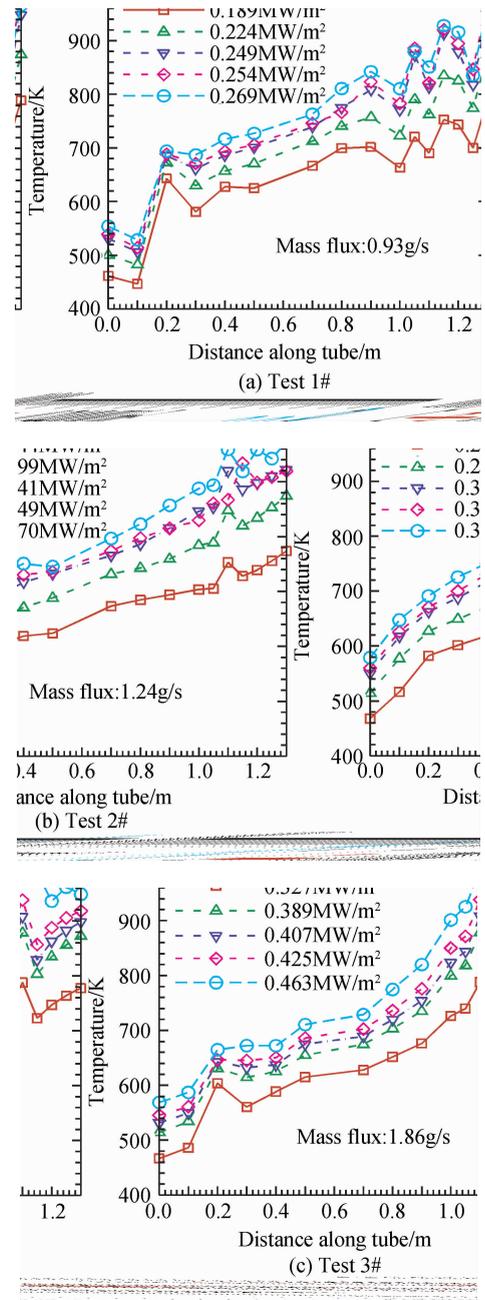


Fig. 3 Distribution of outer wall temperature along tube

三次实验中在距离入口 0.2m 左右,外壁温出现了温升斜率的转折。经计算分析,发现是由燃料流态变化引起的。在层流时对流传热系数较小,燃料吸热量较少,单位长度管壁的温升较高;流动状态由层流向湍流过渡时,传热系数逐渐升高(图 4),单位长度管壁的温升降低。

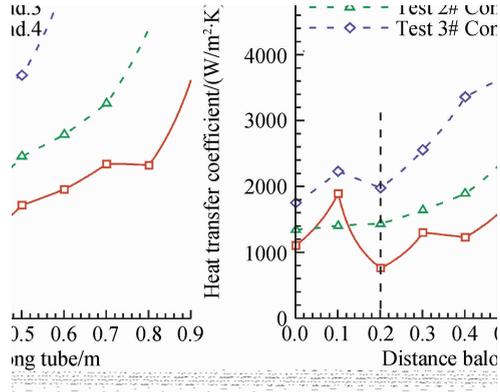


Fig. 4 Distribution of heat transfer coefficient along tube

4.2 传热关联式的计算与分析

从实验中选取一个工作状态,燃料流动的雷诺数 Re 及普朗特数 Pr 沿管长分布如图 5 所示。由图 5 可以发现,燃料的流动状态变化很大,呈现出有特点。雷诺数由入口处约 1.3×10^3 发展到出口处约为 5.5×10^4 ,在距离入口 0.52m 处雷诺数等于 10^4 。雷诺数小于 2.3×10^3 时流动处于层流状态,雷诺数在 2.3×10^3 和 10^4 之间流动处于过渡区,雷诺数大于 10^4 时流动处于完全发展湍流状态^[11],因此管道内的大部分流动状态属于完全发展湍流。

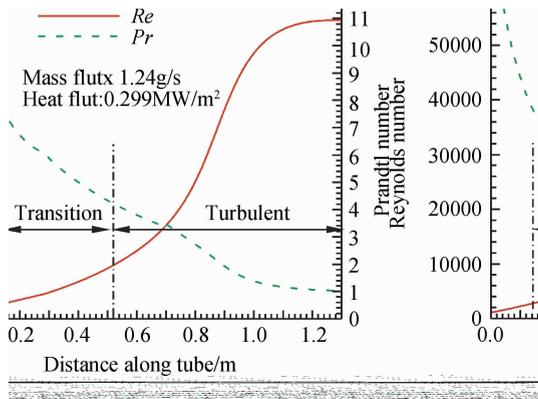


Fig. 5 Distribution of Reynolds and Prandtl number

在上述的工作状态中,对雷诺数大于 10^4 时的电热管沿程实验努赛尔数 Nu_e 进行多元线性回归,即得到本实验条件下正十烷在湍流区的传热关联式

$$Nu = 0.020Re^{0.82}Pr^{0.40}\left(\frac{\mu}{\mu_w}\right)^{0.16} \quad (15)$$

本实验给出的关联式,与 S-T 关联式和实验值的对比如图 6 所示,除实验值外,在雷诺数小于 10^4 时,努赛尔数采用了与湍流区相同的表达式。

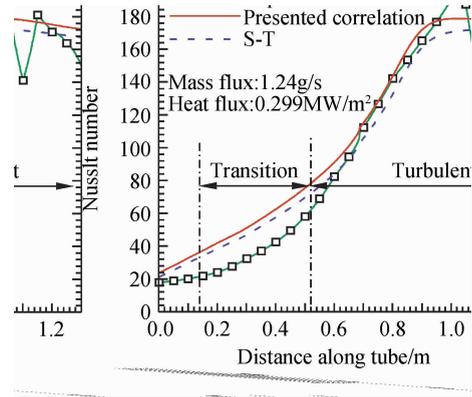


Fig. 6 Distribution of Nusselt number along tube

由图 6 可知,从入口至 0.2m 附近,实验努赛尔数呈略微升高的趋势;从 0.2 ~ 1.0m 附近,实验努赛尔数逐渐升高;从 1.0m 至出口,实验努赛尔数呈下降的趋势。在管长 0.52m 之后的湍流区,S-T 关联式和本文得到的关联式与实验值比较接近,而在 0.52m 之前的层流和过渡区,S-T 关联式和本文得到的关联式与实验值有较大差别,最大为差别 54%。图 6 的比较说明,在层流和过渡区需要采用与湍流区不同的传热关联式。

4.3 管道外壁温计算及对比

可以利用实验得出的传热关联式,计算电热管外壁温,并与测量结果进行对比,以验证该实验方法和实验得出的传热关联式的适用性。

利用公式(3)~(15)推导外壁温,根据雷诺数判断燃料的流动状态。根据图 6,在层流和过渡区需要采用与湍流区不同的传热关联式。在下文中,层流区的努赛尔数采用常数 11.5,过渡区的努赛尔数表达式见公式(16),根据文献[13]的关联式形式拟合得到,与层流区的努赛尔数一样需进一步研究。

$$Nu_{tr} = 0.056(Re^{0.74} - 201)Pr^{0.36} \quad (16)$$

图 7 从实验中选择与 4.2 不同的两个工作状态,对比外壁温的计算值与测量值。可以发现:除入口段 ($x < 0.3m$) 外,外壁温的计算值与测量值比较接近;在入口段,流动出现层流向湍流的过渡,另外受入口段效应^[11]影响,外壁温的预测出现一定的偏差。

整体上说,本研究得到的传热关联式(15)适用

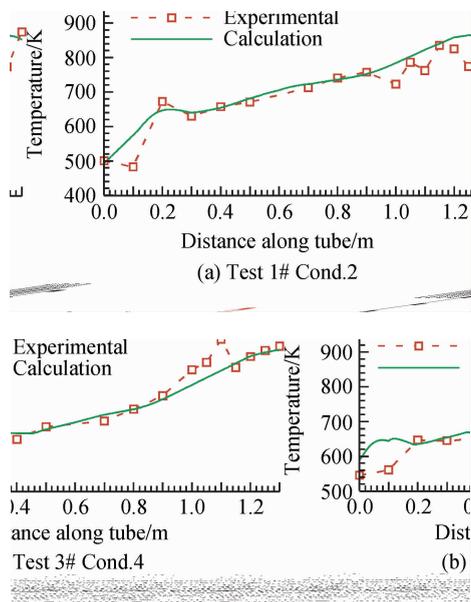


Fig.7 Comparison of outer wall temperature

于冷却通道内燃料流动处于湍流区的外壁温预测。

5 结论

通过本文研究得出以下结论：

(1) 利用多元线性回归的方法得出了实验条件下超临界压力下正十烷在湍流区的传热关联式

$$Nu = 0.020Re^{0.82}Pr^{0.40}(\mu/\mu_w)^{0.16}$$

(2) 通过外壁温的计算值与测量值的对比,验证了该实验数据分析方法和湍流传热关联式的适用性。

参考文献：

- [1] 仲峰泉, 范学军, 俞刚. 带主动冷却的超声速燃烧室传热分析[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 513-517. (ZHONG Feng-quan, FAN Xue-jun, YU Gang. Heat Transfer Analysis for Actively Cooled Supersonic Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(5): 513-517.)
- [2] CHEN A Y, DANG L. Characterization of Supercritical JP-7's Heat Transfer and Coking Properties [R]. *AIAA* 2002-0005.
- [3] Wishart D P, Fortin T, Guinan D, et al. Design Fabrication and Testing of an Actively Cooled Scramjet Propulsion System [R]. *AIAA* 2003-0015.
- [4] Huang H, Sobel D R, Spadaccini L J. Endothermic Heat-sink of Hydrocarbon Fuels for Scramjet Cooling [R]. *AIAA* 2002-3871.
- [5] Stiegemeier B, Meyer M L, Taghavi R. A Thermal Stability and Heat Transfer Investigation of Five Hydrocarbon Fuels: JP-7, JP-8, JP-8 + 100, JP-10, and RP-1 [R]. *AIAA* 2002-3873.
- [6] Linne D L, Meyer M L, Edwards T, et al. Evaluation of Heat Transfer and Thermal Stability of Supercritical JP-7 Fuel [R]. *AIAA* 97-3041.
- [7] ZHONG F Q, FAN X J, YU G, et al. Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, 23(3): 543-550.
- [8] 李中洲, 朱惠人. 超临界压力下航空煤油传热特性[J]. 推进技术, 2011, 32(2): 261-265. (LI Zhong-zhou, ZHU Hui-ren. Heat Transfer Characteristics of Kerosene in Micro-Channel Under Supercritical Pressure [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(2): 261-265.)
- [9] 江晨曦, 仲峰泉, 范学军, 等. 超临界压力下航空煤油流动与传热特性实验[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 230-234. (JIANG Chen-xi, ZHONG Feng-qian, FAN Xue-jun, et al. Experiment on Convective Heat Transfer of Aviation Kerosene Under Supercritical Pressures [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(2): 230-234.)
- [10] 李勋锋, 仲峰泉, 范学军, 等. 超临界压力下航空煤油圆管流动和传热的数值研究[J]. 推进技术, 2010, 31(4): 467-472. (LI Xun-feng, ZHONG Feng-qian, FAN Xue-jun, et al. Numerical Study of Convective Heat Transfer of Aviation Kerosene Flows in Pipe at Supercritical Pressure [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(4): 467-472.)
- [11] Bergman T L, Lavine A S, Incropera F P, et al. Fundamentals of Heat and Mass Transfer [M]. *New York: John Wiley & Sons, Inc.*, 2011.
- [12] Ward T A. Physical and Chemical Behavior of Flowing Endothermic Jet Fuels [D]. *Dayton, Ohio: Department of Mechanical and Aerospace Engineering University of Dayton*, 2003.
- [13] Volker Gnielinski. New equations for heat and mass transfer in the turbulent flow in pipes and channels [J]. *Engineering Research*, 1975, 41(1): 7-16.

(编辑: 史亚红)