

流量突变条件下煤油流动与 对流传热特性实验

张永江^{1,2}, 仲峰泉^{1,2}, 邢云绯¹, 张新宇^{1,2}

- (1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;
2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘 要: 对流量突变条件下 RP-3 航空煤油的圆管流动与传热过程进行了实验研究。燃料流动与传热实验是在超临界压力为 3 MPa、燃料温度为 300~650 K、雷诺数为 3 000~60 000 范围内进行的。实验同步测量了圆管煤油温度、壁温、油压的沿程分布,并应用基于动量与能量守恒的非定常控制体分析方法,获得了航空煤油壁面摩擦系数与传热努塞尔数的分布。实验结果表明:当煤油温度未超过临界值(约 650 K)、处于过压液态时,该实验条件下的入口流量的突增或者突减过程对摩擦系数与努塞尔数的影响很小。

关 键 词: 流量突变; 对流传热; 航空煤油; 过压液态; 摩擦系数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on flow and heat transfer of aviation kerosene with time variation of inlet mass flow rate

ZHANG Yongjiang^{1,2}, ZHONG Fengquan^{1,2},
XING Yunfei¹, ZHANG Xinyu^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics,
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Engineering Science,
University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Characteristics of turbulent flow and heat transfer of compressed liquid kerosene were studied experimentally with sudden changes of the inlet mass flow rate. Flow and heat transfer experiments were conducted at a fuel temperature range of 300—650 K, a Reynolds number range of 3 000—60 000 and a supercritical pressure of 3 MPa. The fuel temperature, pressure and mass flow rate, and tube outside wall temperature were measured. Fuel skin friction coefficient and Nusselt number were calculated through unsteady control volume analysis based on momentum and energy conservations. The present results show that the time change of mass flow rate has very little effect on the skin friction coefficient and Nusselt number for compressed liquid kerosene tube flow when the temperature of kerosene doesn't exceed critical value 650 K.

收稿日期: 2016-11-09

基金项目: 国家自然科学基金(91441102, 11172309)

作者简介: 张永江(1987—), 男, 工程师, 博士, 主要从事超临界态碳氢燃料流动与传热特性的研究。

通讯作者: 仲峰泉(1977—), 男, 研究员, 博士, 主要从事发动机传热机理与热防护技术的研究。E-mail: fzhong@imech.ac.cn

引用格式: 张永江, 仲峰泉, 邢云绯, 等. 流量突变条件下煤油流动与对流传热特性实验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1186-1192.
ZHANG Yongjiang, ZHONG Fengquan, XING Yunfei, et al. Experiment on flow and heat transfer of aviation kerosene with time variation of inlet mass flow rate[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1186-1192.

Key words: time variation of inlet mass flow rate; flow and heat transfer; aviation kerosene; compressed liquid; skin friction coefficient

碳氢燃料流动与传热特性是航天、航空发动机主动热防护系统设计与优化的关键基础问题之一^[1-2]。在高马赫数飞行条件下,飞行器及发动机热环境异常恶劣,如果没有有效的主动热防护方式,常规材料将无法长时间正常工作。国内外研究表明,以机载燃料(如航空煤油)做为冷却剂的再生冷却技术是解决高超声速飞行器及发动机热防护问题的有效方式之一^[1]。在喷入燃烧室燃烧之前,燃料先流经发动机结构内的冷却通道,以对流传热或裂解吸热方式吸收发动机结构热量,确保发动机能够在高温、高热流热环境中长时间安全工作。在冷却通道内,燃料压力一般超过其临界值、随着吸热升温,燃料可能经历过压液态、超临界态甚至裂解态等多种物态,其流动与传热特性会发生显著变化^[3-5]。因此,在发动机再生冷却系统设计与优化时,需要对碳氢燃料的流动与传热规律进行系统的研究。

国内外众多学者对碳氢燃料的流动与对流传热特性开展了研究工作。美国 Linne 和 Meyer^[3]利用电加热圆管对 JP-7 燃料进行了对流传热与结碳的实验研究,实验数据表明当燃料温度较低时,传热结果与经典传热公式 Sieder-Tate 公式符合较好。西安交通大学胡志宏等^[6]对高热流条件下航空煤油的对流传热特性进行了实验研究,总结了高热流条件下过压液态煤油的传热关系式。

中国科学院力学所仲峰泉等^[7-10]针对中低热流密度条件下航空煤油的传热特性进行了实验与数值研究,对中低热流密度条件下过压液态、超临界态煤油的对流传热关系进行了总结。以往针对碳氢燃料流动与传热的研究均基于稳态流动与传热过程,不考虑燃料流动与传热的非定常性。但是在飞行器主动冷却系统实际工况下,由于飞行器的加减速、发动机冷却系统功能切换等,均可能导致冷却通道入口参数(如流量、温度)及壁面参数(如热流密度)随时间的变化^[11-13]。例如,文献[14]给出了巡航马赫数为 5 左右的飞行器燃料流量随时间的变化。飞行器在加速爬升、减速下降过程中均需要调节燃料流量,导致流量显著变化。入口及壁面参数的突变可能导致燃料流动与传热特性的变化,使得相应的规律与稳态下的结论有所不同。因此有必要对入口及壁面参数变化条件下燃料流动与传热的动态响应特性进行研究。

本文通过燃料流动与传热实验平台以及变流量与背压控制装置,对过压液态国产 RP-3 航空煤油在入口流量突增与突降条件下的圆管流动与传热特性进行了实验研究。研究的结果将为航天、航空发动机再生冷却系统的设计、优化提供参考。

1 实验设备

图 1 是燃料流动与加热实验台示意图。该系

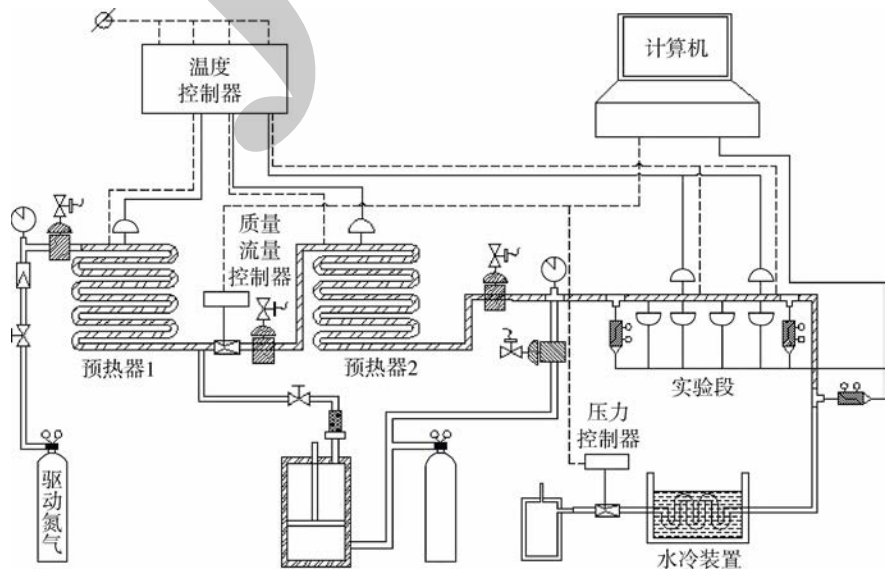


图 1 燃料加热实验台示意图

Fig. 1 Schematic diagram of fuel heating facility

统由二级预热器、传热实验段、变流量控制装置、背压力控制装置、氮气驱动装置、冷却收集装置、温度与压力测量以及数据采集系统等组成。第一级、第二级预热器均采用高温陶瓷加热板加热,加热器外包裹石棉保温层。该预热系统可以实现实验段燃料入口温度为 300~800 K,压力为 1~4 MPa,流量为 0~50 g/s,入口雷诺数为 $10^3 \sim 10^6$ 的参数范围。

变流量与背压控制系统主要由质量流量控制器、背压控制器组成。两套控制器利用 0.6 MPa 氮气作为控制气调节阀开度,并且均采用负反馈 PID(比例-积分-微分)控制机制。燃料流量与背压随时间变化信号均通过自编的 C 语言控制程序提供。在实验过程中两套控制装置需要相互协调、通过各装置控制参数的匹配才能实现在实验段出口压力不变条件下燃料流量随时间的变化。

目前,质量流量控制器的流量控制范围为 0~50 g/s,可实现燃料流量在 2~3 s 内的线性增加或降低,响应时间小于 1 s。背压控制器压力可控制范围为 0~10 MPa,响应时间为 1~2 s。

图 2 为实验段示意图。实验段由内径为 6 mm、长度为 2.5 m 的不锈钢圆管构成,通过交流电加热带加热。如图 2 所示,实验段圆管沿流向均匀分布 6 对外壁温($T_{w1} \sim T_{w6}$)与油温($T_{f1} \sim T_{f6}$)测点,分别由点焊与铠装 K 型热电偶测量,测量精度为 ± 3 K;沿圆管流向均匀分布 3 个油压测点($p_1 \sim p_3$),相邻测点间的压差通过高精度压差传感器测量,测量精度为 ± 100 Pa。实验段燃料入口流量则由科氏质量流量计测量,测量精度为 0.2%。有关实验系统组成及测量的其他细节可参考文献[7-8]。

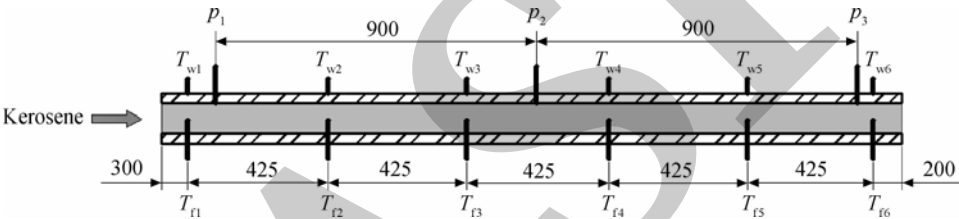


图 2 实验段测量示意图(单位:mm)

Fig. 2 Sketch of experiment section measurement (unit: mm)

2 流动与传热分析

结合煤油 10 组分物理替代模型^[7]与广义对应状态法则,可以获得 RP-3 航空煤油的密度、比热、导热系数、黏度等热物性与输运参数随压力、温度的变化。采用控制体分析方法对实验测量的流量、温度、压差等原始数据进行分析,可以得到圆管流动摩擦系数与表面传热系数的沿程分布。图 3 为管流控制体示意图, S_1 和 S_2 为实验段圆管的横截面,对应油温测点或者压力测点位置, S_3 为实验段圆管内壁面, τ_w 为作用于圆管周向壁面 S_3 上的摩擦力, q_w 为通过壁面 S_3 的热流密度,

$p+\Delta p$ 和 p 是作用于横截面 S_1 和 S_2 上的压强。

2.1 质量守恒方程

对于相邻油温测点之间的管流控制体,积分形式的质量守恒方程为

$$\dot{m}_1 - \dot{m}_2 = \frac{d}{dt} \int_R \rho dV = \Delta V \frac{d\bar{\rho}}{dt} \tag{1}$$

式中 R 为控制体; $\dot{m}_1$ 、 $\dot{m}_2$ 分别为横截面 S_1 和 S_2 处的流量; $\Delta V = \pi d^2 l / 4$ 为控制体的体积; $\bar{\rho}$ 为控制体内燃料的平均密度,可由平均油温 $\bar{T}_f = 0.5 (T_{f,S_1} + T_{f,S_2})$ 及 10 组分替代模型确定。在本实验中,由于燃料密度随时间变化很小,与方程(1)左侧的燃料流量相比,方程右侧的非定常项为小量,可以忽略。

2.2 动量守恒方程

对于相邻压力测点之间的管流控制体,圆管轴向积分形式的动量守恒方程为

$$\sum F = \frac{d}{dt} \int_R \rho u dV + \int_{S_1+S_2+S_3} \rho u \mathbf{u} \cdot d\mathbf{S} = \frac{d\dot{m}}{dt} l + (u_2 \dot{m}_2 - u_1 \dot{m}_1) \tag{2}$$

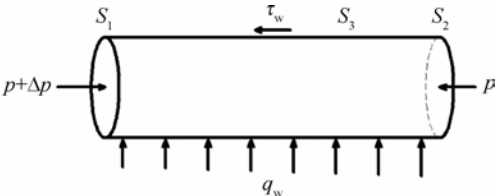


图 3 管流控制体示意图

Fig. 3 Schematic diagram of flow control volume

$$\sum F = \frac{\pi d^2 \Delta p}{4} - \pi dl \tau_w \tag{3}$$

式中 $\sum F$ 为作用于控制体上的力沿轴向的分量,包括压力与壁面摩擦力; Δp 为由高精度压差传感器测得的压差值,壁面摩擦应力定义为 $\tau_w = 0.5C_f \bar{\rho} \bar{u}^2$; u_1 、 u_2 为横截面 S_1 和 S_2 处的燃料速度; $\bar{u}$ 为控制体内燃料的平均速度,均由燃料流量及密度确定。燃料流量随时间的变化由科氏质量流量计测得,可确定导数 $\frac{d\dot{m}}{dt}$ 。因此由式(2)、式(3)及测得的油温、压差、流量等数据,可以求出摩擦阻系数 C_f 的分布。

2.3 能量守恒方程

对于相邻油温测点之间的管流控制体,积分形式的能量守恒方程为

$$\begin{aligned} \bar{q}_w S &= \frac{d}{dt} \int_R \rho e dV + \int_{s_1+s_2} \rho h u \cdot dS = \\ \Delta V \frac{d(\bar{\rho} e)}{dt} &+ (h_2 \dot{m}_2 - h_1 \dot{m}_1) \end{aligned} \tag{4}$$

式中 $\bar{q}_w$ 为内壁面 S_3 上的平均热流密度, $S = \pi dl$ 为 S_3 的面积; e 、 h 为燃料的比内能、比焓,均由实测的油温、压力确定。由方程(4)可求得控制体内壁面的热流密度值。对不锈钢圆管进行一维热传导分析,由内壁面热流密度及圆管外壁面温度,可得到圆管内壁温,进而求得表面传热系数 $\lambda = \bar{q}_w / (\bar{T}_w - \bar{T}_f)$ 与努塞尔数 $Nu = \frac{\lambda d}{k}$ 。

3 实验结果

3.1 实验测量与分析方法可靠性

在进行航空煤油流动与传热实验前,需要对实验测量以及控制体分析方法的可靠性进行验证。本文利用流动与传热规律已知的氮气圆管实验来进行验证,图 4(a)和图 4(b)为氮气实验得到的摩擦阻系数与努塞尔数随雷诺数的变化,图中黑线分别为圆管充分发展湍流摩擦阻系数的 Prandtl 公式 $C_f = 0.046Re^{-0.2}$ 、对流传热的 Sieder-Tate^[15] 公式 $Nu = 0.027Re^{0.8} Pr^{1/3} (\mu_f/\mu_w)^{0.14}$ 。从图中可以看出氮气实验数据与理论公式符合的很好,摩擦阻系数与 Prandtl 经验公式的平均误差为 5.5%,努塞尔数与 Sieder-Tate 经验公式的平均误差为 3.5%,表明实验设备与数据分析方法具有较好的可靠性。

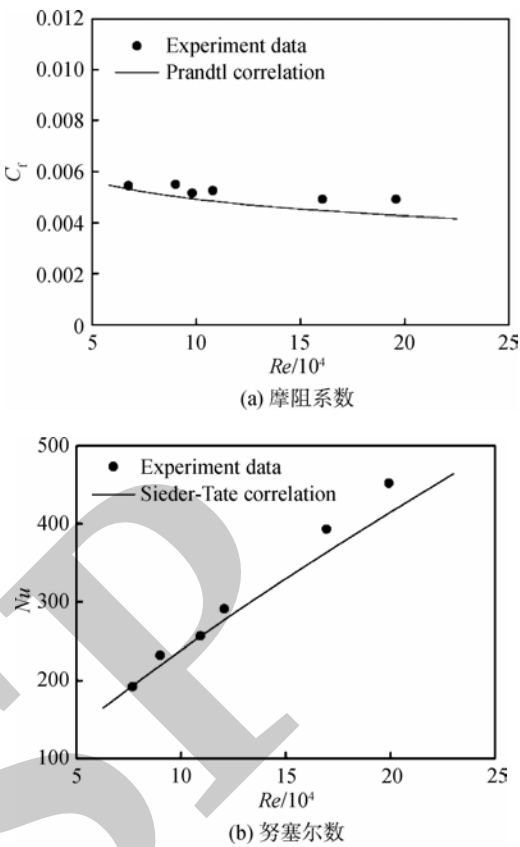


图 4 氮气流动和传热特性随雷诺数的变化
Fig. 4 Flow and heat transfer characteristics versus Reynolds number for Nitrogen

3.2 实验结果讨论

表 1 为煤油流动与传热典型实验条件。在不同的入口温度条件下、燃料流量不同的突变过程进行了实验。燃料流量变化时间均设计为 2s,实

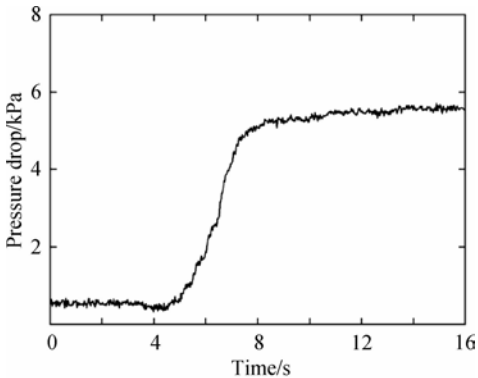
表 1 煤油流动与传热实验典型实验条件
Table 1 Summary of typical experiment section conditions for kerosene flow and heat transfer experiments

实验编号	入口温度/K	压力/MPa	流量变化/(g/s)
1	300	3	15~30
2	300	3	15~45
3	300	3	45~15
4	370	3	15~45
5	370	3	45~15
6	370	3	20~40
7	530	3	30~15
8	530	3	15~45

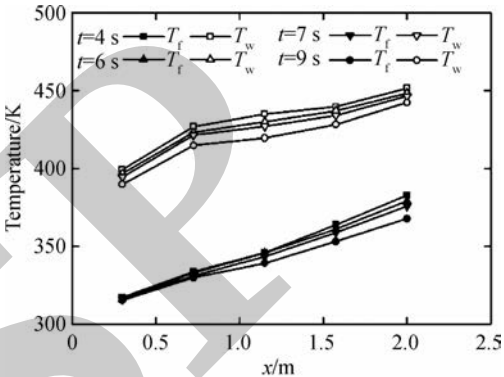
际变化时间约为 2~3 s。燃料圆管流动的雷诺数范围在 3000~60000 之间,流动状态包括过渡区(雷诺数为 3000~10000)与充分发展湍流区(雷诺数大于 10000)。煤油入口压力均为 3 MPa,大于其临界压力值(2.4 MPa)。实验段油温与内壁温均小于临界温度(650 K),因此本文实验主要研究过压液态的煤油流动与传热。

图 5(a)~图 5(c)分别为实验 2 实验段的流量、压力以及沿程压差随时间的变化曲线,图 5(d)为实验 2 不同时刻(图中 $t=6,7$ s 为流量变化过程中)油温、壁温的沿程分布。从图 5(a)和图 5(b)可以看出,利用燃料流量与背压控制系统,成功实现了燃料流量在短时间内(约 2 s)近似线性增加(15~45 g/s),并且保持实验段压力基本不变。图 5(c)显示,当燃料流量增加时,由于流速增大,压降也会相应增大。

在分析实验数据时,一般在流量变化前的稳定段、流量变化中、流量变化后的稳定段分别取典型时刻的温度、压力数据进行控制体分析,从而获得燃料在流量定常与流量线性变化过程中的摩阻系数与努塞尔数。图 6(a)和图 6(b)为利用控制体分析方法对实验数据进行分析,得到的无量纲努塞尔数与摩阻系数随雷诺数的变化。图 6(a)



(c) 压差



(d) 油温、壁温

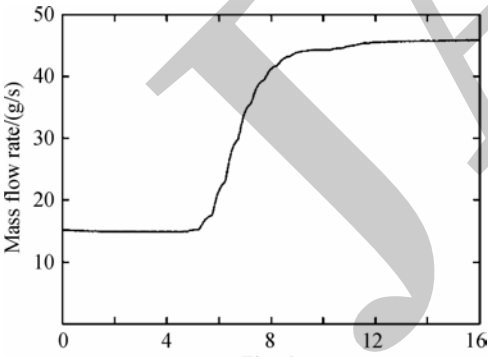
图 5 实验 2 煤油参数的变化

Fig. 5 Variations of kerosene experiment parameters for test 2

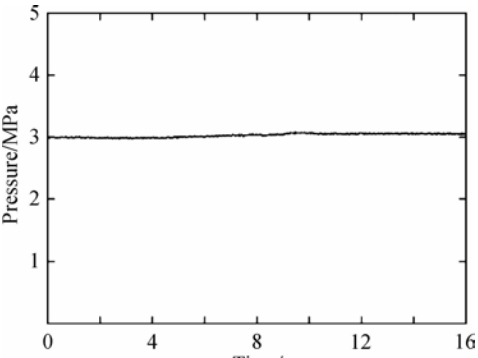
还给出了圆管传热关系式 Sider-Tate 公式和 Gnielinski 公式^[16], Sider-Tate 公式表达式在文中第 3.1 节中已经详细阐述, Gnielinski 公式表达式为

$$\begin{cases} Nu = \frac{(f/8)(Re - 1000)Pr}{1 + 12.7(f/8)^{0.5}(Pr^{2/3} - 1)} \\ f = (1.82\lg Re - 1.64)^{-2} \end{cases} \quad (5)$$

同时,图 6(b)给出了考虑黏性修正的 Prandtl 摩阻公式^[17],表达式为 $C_f = 0.046Re^{-0.2}(\mu_i/\mu_w)^{-0.25}$ 。从图 6(a)看出,在雷诺数为 3000~10000 的层/湍流过渡区,过压液态煤油努塞尔数实验值与 Gnielinski 公式符合较好,而适用于充分发展圆管湍流的 Sider-Tate 公式给出了偏高的预测值。在雷诺数为 10000~60000 的充分发展湍流区,实验数据与 Sider-Tate 公式、Gnielinski 公式的均符合较好,平均偏差为 9.5%。但煤油传热系数随雷诺数的幂次数与 Sider-Tate 公式的 0.8 略有不同,约为 0.87,这与以往针对航空煤油传热的研究结论相似。张若凌等^[18]、仲峰泉等^[7]、胡志宏等^[6]基于传热实验结果拟合了亚临界区煤油传热公式,所对应的雷诺数的幂次数均



(a) 流量



(b) 压力

大于 Sider-Tate 公式给出的 0.8,该差异与加热线管内煤油热物性沿径向变化显著有关。从图 6(a)中可以看出,无论入口流量突增还是突降,对过压液态煤油的传热特性基本没有影响(即图中实心点与空心点没有发现明显差异)。从图 6(b)看出,煤油流动摩阻系数实验值与物性修正的 Prandtl 公式吻合较好,平均偏差 10%。同时,实验数据显示非定常的流量变化对过压液态煤油摩阻系数基本没有影响。

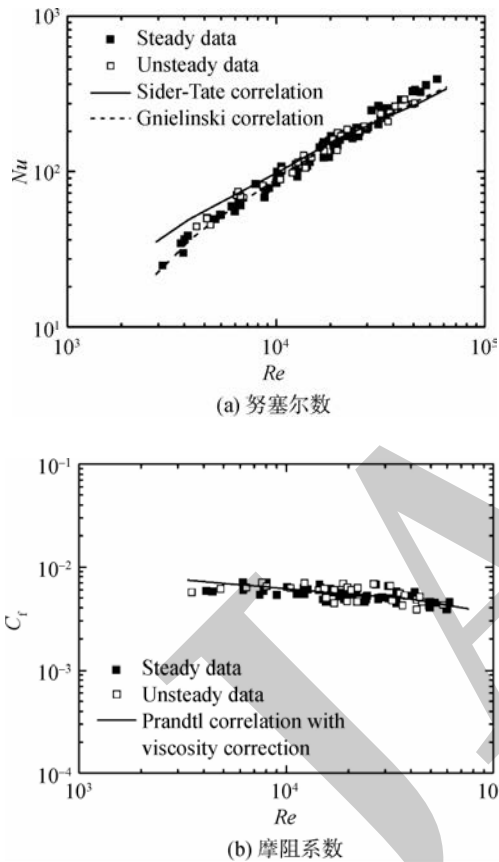


图 6 煤油流动和传热参数随雷诺数的变化
Fig.6 Flow and heat transfer characteristics versus Reynolds number for kerosene

4 结 论

本文利用燃料流动与传热实验系统对国产 PR-3 航空煤油在入口流量突变过程中的流动与传热特性进行了实验研究。通过流量与背压控制系统参数匹配与联合工作,成功实现了燃料流量在短时间内(2~3 s)近似线性增加或减小突变。同时,本文基于动量、能量守恒,利用控制体分析方法,获得了过压液态煤油圆管流动摩阻系数与传热努塞尔数的分布。主要结论如下:

1) 在雷诺数为 3000~10000 的过渡区,煤油

努塞尔数实验值与 Gnielinski 公式符合较好,而 Sider-Tate 公式给出的预测值偏高。在雷诺数为 10000~60000 的充分发展湍流区,实验数据与 Sider-Tate 公式、Gnielinski 公式的均符合较好。

2) 本文实验数据显示,当煤油处于过压液态时,入口流量突增与突降对煤油传热努塞尔数影响很小。

3) 煤油摩阻系数随雷诺数变化与物性修正的 Prandtl 公式吻合较好。同时,当燃料处于过压液态时,入口流量的突增与突降对煤油摩阻系数的影响很小。

致谢:

本文研究获得了中国科学院青年创新促进会资助,在此表示感谢。

参考文献:

[1] SOBEL D R, SPADACCINI L J. Hydrocarbon fuel cooling technologies for advanced propulsion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(2): 344-351.

[2] HANG H, SPADACCINI L J, SOBEL D R. Fuel-cooled thermal management for advanced aero-engines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(2): 284-293.

[3] LINNE D L, MEYER M L. Evaluation of heat transfer and thermal stability of supercritical JP-7 fuel[R]. AIAA 97-3041, 1997.

[4] SHIRALKAR B S, GRIFFITH P. Deterioration in heat transfer to fluids at supercritical pressure and high heat flux[J]. Journal of Heat Transfer, 1969, 91(1): 27-36.

[5] 张斌, 张春本, 邓宏武, 等. 超临界压力下碳氢燃料在竖直圆管内换热特性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 595-603.

ZHANG Bin, ZHANG Chunben, DENG Hongwu, et al. Heat transfer characteristics of hydrocarbon fuel at supercritical pressure in vertical circular tubes[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 595-603. (in Chinese)

[6] 胡志宏, 陈听宽, 罗毓珊, 等. 高热流条件下超临界压力煤油流过小直径管的传热特性[J]. 化工学报, 2002, 53(2): 134-138.

HU Zhihong, CHEN Tingkuan, LUO Yushan, et al. Heat transfer to kerosene at supercritical pressure in small diameter tube with large heat flux[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2002, 53(2): 134-138. (in Chinese)

[7] ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, YU Gong, et al. Heat transfer of aviation kerosene at supercritical conditions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2009, 23(3): 543-550.

[8] ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, YU Gong, et al. Ther-

mal cracking and heat sink capacity of aviation kerosene under supercritical conditions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(3): 450-456.

[9] DANG Guoxin, ZHONG Fengquan, ZHANG Yongjiang, et al. Numerical study of heat transfer deterioration of turbulent supercritical kerosene flow in heated circular tube[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 85(): 1003-1011.

[10] 李勋锋, 仲峰泉, 范学军, 等. 超临界压力下航空煤油水平圆管内对流换热特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1690-1697.

LI Xunfeng, ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, et al. Numerical study of convective heat transfer characteristics of kerosene flowing in a horizontal pipe at supercritical pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1690-1697. (in Chinese)

[11] CHOI J Y, MA F, YANG V. Combustion oscillations in a scramjet engine combustor with transverse fuel injection [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 2851-2858.

[12] KANDA T, MASUYA G, WAKAMATSU Y, et al. Parametric study of airframe integrated scramjet cooling requirement[J]. Journal of propulsion and Power, 1991, 7(3): 431-436.

[13] WISHART D P, FORTIN T B, GUINAN D, et al. Design, fabrication and testing of an actively cooled scramjet propulsion system[R]. AIAA-2003-0015, 2003.

[14] BERGHOLZ R F, HITCH B D. Thermal management systems for high Mach airbreathing propulsion[R]. AIAA 92-0515, 1992.

[15] SIDER E N, TATE C E. Heat transfer and pressure drop of liquids in tubes[J]. Industrial and Engineering Chemistry, 1936, 28(12): 1429-1435.

[16] GNIELINSKI V. New equations for heat mass transfer in turbulent pipe and channel flows[J]. International Chemical Engineering, 1976, 16(2): 359-368.

[17] ALLEN R W, ECKERT E R G. Friction and heat transfer measurements to turbulent pipe flow of water ($Pr=7$ and 8) at uniform wall heat flux[J]. Journal of Heat Transfer, 1964, 86(3): 301-310.

[18] ZHANG Ruoling, JIANG Jin, YANG Yang, et al. Researches on heat transfer correlations of hydrocarbon fuel under supercritical pressure[R]. AIAA-2012-5957, 2012.

(编辑: 叶 青)