

文章编号:1674-8190(2021)03-153-08

浮升力对航空煤油传热流动影响的数值研究

姚长鑫

(重庆建筑工程职业学院 城市轨道交通与机电工程系, 重庆 400072)

摘要: 不同重力条件下,浮升力对航空煤油再生冷却效果会带来不同影响。建立 RNG $k-\epsilon$ 湍流三维模型,通过同等条件下与他人实验和模拟得到的壁面温度对比验证该模型;针对航空燃油 RP-3 在不同重力条件下水平管内的浮力诱导的温度分布、二次流速度、对流传热系数和湍动能的变化,研究重力条件变化时航空燃油浮升力对传热流动的作用机制。结果表明:重力加倍增大将导致浮升力对流的影响显著增强,并且湍动能随之非线性增加,对流传热系数呈现出明显的提升;重力条件改变时,重力方向上浮升力诱导的二次流发生了复杂的演变,对流传热系数呈现出先减小后增大,最终再减小的变化趋势;当航空燃油温度超过超临界温度时,对流传热系数发生突变,同时造成管壁温度出现显著差异。

关键词: RP-3 航空煤油;再生冷却;浮升力效应

中图分类号: V312

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.03.19

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Numerical Study on the Effect of Buoyancy on Heat Transfer and Flow of Aviation Kerosene

YAO Changxin

(Department of Urban Rail Transit and Electromechanical Engineering, Chongqing
Jianzhu College, Chongqing 400072, China)

Abstract: Under different gravity conditions, the buoyancy can influence different effects of regeneration cooling effect of aviation kerosene. The RNG $k-\epsilon$ turbulence three-dimensional model is established, which is verified by comparing the wall temperature obtained by other experiments and simulations under the same conditions. Aiming at the variation of temperature distribution, secondary flow velocity, convective heat transfer coefficient and turbulent kinetic energy induced by the buoyancy of the aviation kerosene RP-3 in the horizontal pipe under different gravity conditions, the effect of jet fuel buoyancy on the heat transfer flow is studied. The research results show that the increase of gravity can significantly increase the influence of buoyancy on convection, and the turbulent kinetic energy can increase the nonlinearly, and the convective heat transfer coefficient is significantly improved. When the gravitational conditions change, the secondary flow induced by buoyancy in the direction of gravity undergoes a complicated evolution. The convective heat transfer coefficient is firstly decreased, then increased, and finally decreased. When the temperature of aviation kerosene exceeds the supercritical temperature, the convective heat transfer coefficient is changed abruptly, which can cause the significant differences in the wall temperature.

Key words: RP-3 aviation kerosene; regenerative cooling; buoyancy effect

收稿日期: 2020-09-03; 修回日期: 2020-11-17

基金项目: 重庆市教委科学技术研究项目(KJQN201800735)

通信作者: 姚长鑫, Ycx1623@163.com

引用格式: 姚长鑫. 浮升力对航空煤油传热流动影响的数值研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 153-160.

YAO Changxin. Numerical study on the effect of buoyancy on heat transfer and flow of aviation kerosene[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 153-160. (in Chinese)

0 引言

超燃冲压发动机是助力飞行器实现超高速飞行的核心部件。吸入发动机的高速空气被压缩后温度可达上千摄氏度,高温空气继而与燃料混合燃烧产生巨大推力,从而大幅提升飞行速度。2018年我国关于超燃冲压发动机的风洞实验取得重大突破,极大地推进了我国地空往返运输系统动力技术的革新。

超燃冲压发动机具有重量轻、载荷大的优势,但同时也存在难以攻克的技术难关。高温空气和燃烧后的高温气体同时造成燃烧室壁面温度大幅增加。当马赫数为6.5时,来流总温将超过1 800 K,燃烧后产生的气体温度甚至会高于2 800 K^[1]。目前尚未找到合适的材料能在此高热载荷状态下长时间工作,因此对燃烧室的热防护不可或缺。再生冷却技术较为可靠高效,其基本原理是将发动机燃料作为冷却剂,在其流经冷却通道时将燃烧室壁面上过多的热量吸收,在冷却发动机壁面的同时起到预热燃料的作用。再生冷却技术优势显著,发展潜力大,近年来成为各国研究热点^[2-7]。

再生冷却效果受到多种因素的影响,外因包括冷却结构、涂层材料、压力等^[8-12],超临界状态下物性参数骤变引起的冷却效果改变则属内因。目前对于超临界水、超临界CO₂的研究较多,通过对超临界流体特性的研究^[13-15],一般认为航空煤油在超过超临界压力时物性突变,造成的近壁流体湍动能下降或浮升力引起的边界流动流化都可能引起传热恶化。近年来对于这一主题已有较多研究,Zhang Jingzhi等^[15]通过数值模拟得出管壁温度超过拟临界温度或流体平均温度高于临界温度时管内超临界航空燃油会出现传热恶化的结论,可通过提升煤油压力实现对传热恶化的改善;王彦红等^[16]对竖直管内的RP-3航空煤油的传热和流动进行了实验研究,认为当航空煤油边界层流体处于临界点附近,热物性剧变形成的浮升力和热加速效应造成了管内的传热恶化,当施加在管壁上的热流密度减小、进口压力提升或进口温度增加时,传热恶化现象得以缓解;李勋锋等^[17]对圆管内航空煤油的流动与传热特性以及黏性底层内的传热机理进行了探讨,结果证明航空煤油在加热起始段的对流传热系数增长较快,但是当持续加热至壁温超过RP-3的拟临界温度时,对流传热系

数呈现先小幅下降后显著升高的变化趋势。另外,RP-3本身的物性变化及湍流在临近壁面处湍流强度的大小都会对其传热特性产生影响。程泽源等^[18]对竖直圆管内的燃油RP-3换热恶化机理进行了研究,并得到了管径和化热恶化起始点的联系。数值模拟结果证明,质量流量较小时,换热恶化程度与管径成正比,发生节点也会随着管径增加而提前,大质量流量下无传热恶化发生。

除了超临界流体物性参数的变化之外,浮升力作为影响燃油再生冷却效果的一大重要因素近年来也是诸多学者的研究重点。张斌等^[19]对竖直圆管内超临界碳氢燃料的传热进行了实验研究,并发现在所有工况中管道入口处均出现传热恶化现象,且不论流向朝上还是朝下,浮升力都会产生显著影响;徐可^[20]在其竖直模拟研究中讨论了浮升力产生对管内航空煤油传热的影响,结果表明,浮升力影响下下管壁传热强化,温度低于上管壁,入口段处浮升力的存在能够削弱传热恶化;孙星等^[21]通过数值模拟方法对水平方管中浮升力对超临界航空煤油的换热进行了讨论,同样得出浮升力造成下壁面换热增强的结论,同时指出,浮升力在加热段上游区域对传热影响大,但随着流速增加,其影响渐渐弱化;P. Forooghi等^[22]用数值模拟方法研究了倾斜管道内浮升力对湍流对流的影响,结果表明浮升力引起的传热恶化在管道倾斜角度为85°或75°时更为显著,且传热系数的不均匀性在浮升力作用下更明显。

现有文献多数集中于超临界流体内流动和传热的研究,但其中大多研究都针对常重力条件。在实际的运行过程中,飞行器在加速过程中往往会遇到超重力条件。因此,本文建立RNG $k-\epsilon$ 湍流三维模型,并对该模型进行对比验证;在常重力、零重力以及多倍重力条件下,对水平管内航空燃油RP-3的流动及传热进行三维数值模拟研究。

1 模型构建

1.1 物理模型

本文采用的计算模型如图1所示,水平圆管内径为1.8 mm,壁厚为0.2 mm,管长为300 mm;管壁上施加均匀热流 q ;管内流动的工质为航空燃油RP-3;管道内入口流量 $m=2.5$ g/s;管道入口温度为373 K,压力为5 MPa。

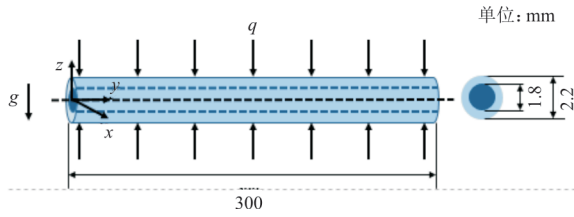


图1 水平圆管结构示意图

Fig. 1 Sketch map of horizontal tube

1.2 控制方程及计算方法

由于管内超临界RP-3航空燃油的物性会随温度发生变化,故选用精度较高的RNG $k-\epsilon$ 湍流模型结合增强壁面处理方法。控制方程如式(1)~式(5)所示^[17]。

质量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_e \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_e \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \rho u g_i \quad (2)$$

能量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i C_p T) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(K_k \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial \mu_i}{\partial x_i} \left[\mu_e \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_e \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (3)$$

湍动能方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(a_k \mu_e \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k + G_b - \rho \epsilon \quad (4)$$

湍动能消耗率方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(a_\epsilon \mu_e \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right) + C_{1\epsilon} G_k \frac{\epsilon}{k} + C_{3\epsilon} G_b \frac{\epsilon}{k} - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon \quad (5)$$

式中: μ_e 为有效黏度; λ_e 为有效导热系数; G_k 、 G_b 为湍动能产生项,但二者产生原因不同,前者为层流

$$\begin{cases} \rho = 1129.20605 - 1.75203T + 0.00263T^2 - 2.4726 \times 10^{-6} T^3 & (300 < T < 600) \\ \rho = 4621.57756 - 21.06356T + 0.03795T^2 - 2.38775 \times 10^{-5} T^3 & (600 \leq T < 700) \\ \rho = 33042.9402 - 120.08946T + 0.14667T^2 - 5.99581 \times 10^{-5} T^3 & (700 \leq T < 800) \end{cases} \quad (6)$$

航空燃油的动力黏度 η 与温度之间的变化关系为

$$\begin{cases} \lg \eta = 0.40482 - 0.01641T + 1.69189 \times 10^{-5} T^2 & (300 < T < 400) \\ \lg \eta = -2.49202 - 0.00204T - 9.25474 \times 10^{-7} T^2 & (400 \leq T < 600) \\ \lg \eta = 1829.1157 - 13.53648T + 0.03982T^2 - 5.83091 \times 10^{-5} T^3 + 4.24767 \times 10^{-8} T^4 - 1.23143 \times 10^{-11} T^5 & (600 \leq T < 800) \end{cases} \quad (7)$$

速度梯度,后者为浮升力; a_k 、 a_ϵ 为湍流普朗特数; $C_{1\epsilon}$ 、 $C_{2\epsilon}$ 、 $C_{3\epsilon}$ 为模型常量,取值分别为1.42、1.68和0.0845^[23]。

研究过程中运用有限容积法进行数值计算,采用商业软件Ansys 15.0进行计算,双精度分离求解器进行数值模拟。入口处给定恒定温度和压力条件,湍流程度为0.1。出口边界为压力边界,气液界面为无滑移边界条件,且无渗透。加热段为恒定热流密度边界,加热段长度为300 mm。

本文共选取4套网格进行网格无关性验证,网格数量分别为588 863, 881 020, 1 452 546, 2 014 659,选用 $q=300 \text{ kW/m}^2$,压力为5 MPa,进口质量流量为3 g/s的工况进行数值结果验证。在4套网格的计算结果中,选取水平管内流体平均速度和流体平均温度作为比较参数,如表1所示,可以看出:采用网格数为1 452 546的网格计算得到的流体平均温度和流体平均速度与其他网格计算结果的偏差在1%以内。综合计算速度和计算准确度两个因素考虑之后选取第3套网格进行本文中所有工况的计算。

表1 不同网格的计算结果比较

Table 1 Comparison of numerical results from different grids

网格编号	网格数	流体平均温度/K	流体平均速度/(m·s ⁻¹)	最大偏差/%
1	588 863	512.719	2.008	0.25
2	881 020	512.737	2.005	0.10
3	1 452 546	512.739	2.003	—
4	2 014 659	512.747	2.002	0.05

1.3 模型和数值方法验证

本文计算过程中所使用的物性参数均由文献[24]中的物性参数拟合而来。燃油密度 ρ 随温度的分段变化为

比热 C_p 的变化为

$$\begin{cases} C_p = 0.80435 + 0.00379T + 3.35947 \cdot 10^{-7} T^2 & (300 \leq T < 600) \\ C_p = 20.54729 - 0.06155T + 5.4441 \cdot 10^{-5} T^2 & (600 \leq T < 685) \\ C_p = -0.07526 - 11.11188T + 0.05906T^2 - 1.17454 \cdot 10^{-4} T^3 + \\ \quad 1.03637 \cdot 10^{-7} T^4 - 3.42438 \cdot 10^{-11} T^5 & (685 \leq T < 800) \end{cases} \quad (8)$$

导热系数 k 与温度间的关系为

$$\begin{cases} k = 0.15363 + 4.44302 \cdot 10^{-5} T - 3.15079 \cdot 10^{-7} T^2 & (300 < T < 420) \\ k = 0.27635 - 4.77627 \cdot 10^{-4} T + 2.33089 \cdot 10^{-7} T^2 & (420 \leq T < 600) \\ k = -2.37984 + 0.00827T - 6.9647 \cdot 10^{-6} T^2 & (600 \leq T < 630) \\ k = -3.65642 + 0.01693T - 2.55612 \cdot 10^{-5} T^2 + 1.27873 \cdot 10^{-8} T^3 & (630 \leq T < 730) \\ k = -8.51944 \cdot 10^{-4} - 0.13004T + 6.73698 \cdot 10^{-4} T^2 - 1.30616 \cdot 10^{-6} T^3 + \\ \quad 1.12387 \cdot 10^{-9} T^4 - 3.62106 \cdot 10^{-13} T^5 & (730 \leq T < 800) \end{cases} \quad (9)$$

航空燃油 RP-3 的临界温度近似为 660 K, 温度达到该值附近时, 物性参数发生剧烈变化。

将本文所计算出的结果与文献[25]进行对比以验证本文数值方法的有效性, 比较过程选取上管壁壁温作为比较参数, 如图 2 所示, 可以看出: 本文计算结果和文献[25]中的数值模拟结果及实验数据均相近, 误差不超过 5%, 因此本文的计算结果是可靠的。

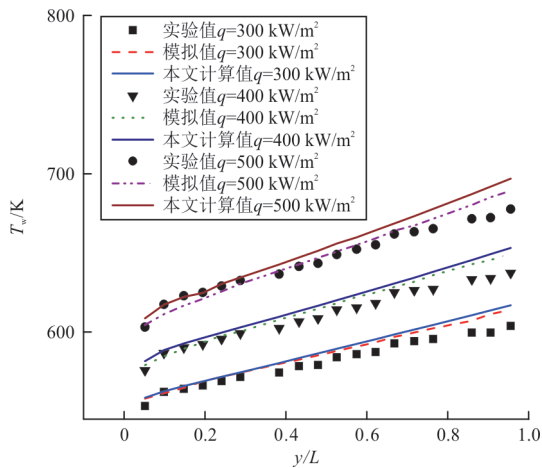


图 2 上管壁温度的计算值与实验值的比较

Fig. 2 Comparison of the wall temperature between the computational and experimental data

2 计算结果分析

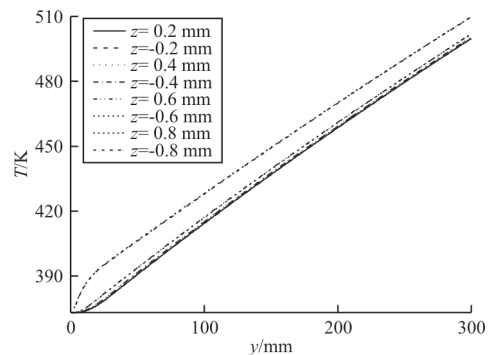
2.1 基本工况下温度场及湍动能分析

模拟过程中对常重力条件下, 入口流量为 2.5 g/s, 壁面热流密度 $q=400 \text{ kW/m}^2$ 时管内航空燃油 RP-3 的传热与流动进行数值计算。管内流体温度分布云图和沿管长的变化线图如图 3 所示, 水

平管内航空燃油在流动方向上逐渐被加热, 因此在水平方向上流体温度呈现不断升高的变化趋势, 这一趋势在图 3(b) 中体现得更加明显。靠近水平管中心线的流体温度相近, 这一区域的范围大概为 $z=-0.75 \text{ mm}$ 到 $z=0.75 \text{ mm}$ 。在靠近管壁处流体温度具有较大梯度。



(a) 水平管道中流体温度分布云图

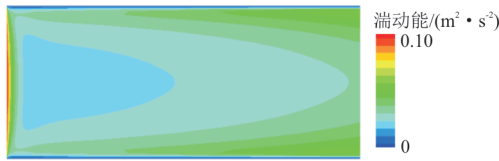


(b) $x=0$ 时沿流向的温度分布

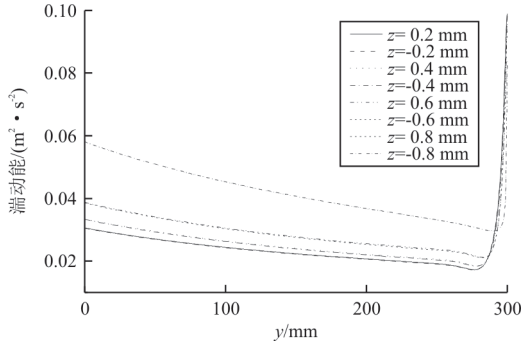
图 3 水平管道中流体的温度分布

Fig. 3 The distribution of bulk temperature in the horizontal pipe

根据管内湍动能强度(对于湍动能 E 的定义为 $E = \frac{1}{2} \overline{u_i u_i}$) 的分布, 如图 4 所示, 可以看出: 管内湍流强度沿流向并非线性变化, 而是先轻微下降后大幅增加; 相比于管中心位置处, 越靠近管壁处的湍动能拐点越延后出现。



(a) 水平管道中湍动能分布云图



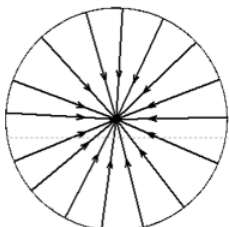
(b) $x=0$ 时沿流向的湍动能分布

图 4 水平管道中湍动能分布

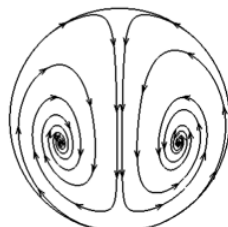
Fig. 4 The distribution of turbulent kinetic energy in the horizontal pipe

2.2 浮升力对流动换热的影响

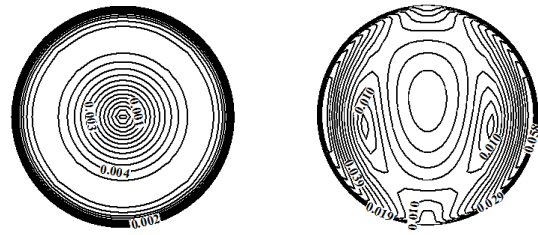
不同重力条件下水平管内燃油 RP-3 的数值模拟结果表明,水平管内流体的流动在 $0g \sim 0.5g$ 范围内出现变化^[23]。 $0g$ 和 $0.5g$ 时同一管截面上的流线和相应的速度等值线图分别如图 5 所示,可以看出:零重力条件下管截面上的流动只有朝向管道中心的汇流,此时的速度等值线分布呈现为圆环状分布; $0.5g$ 时管内流动发生变化,在管截面上观察到了明显的二次流动。二次流动产生的原因是管内温度分布的不均匀导致流体出现密度差,从而产生浮升力对流。靠近管壁处流体具有较高的温度,密度较小,管中心附近的流体由于距离加热管壁较远,温度低而密度具有较大值。在重力作用下,管中心的流体朝下流动,较高温度的流体则会向上流动,最终形成双涡卷的流线分布图如图 5 所示,可以看出:在重力作用下燃油流动速度等值线的分布更加复杂,速度值较大。



(a) $0g$ 时的流线图



(b) $0.5g$ 时的流线图



(c) $0g$ 时二次流速度等值线图 (d) $0.5g$ 时二次流速度等值线图

图 5 不同重力条件下相同管截面上 ($y=150\text{ mm}$) 流线图及二次流速度等值线分布图

Fig. 5 The streamline and the secondary flow velocity contours at same tube cross-section ($y=150\text{ mm}$) under different gravitational conditions

不同重力下管壁的温度分布如图 6~图 7 所示。

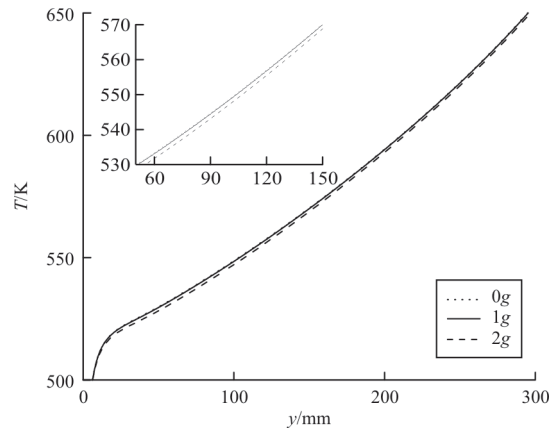


图 6 $q=400\text{ kW/m}^2$ 时下管壁温度沿着管长的分布

Fig. 6 The distribution of bottom wall temperature along the pipe at $q=400\text{ kW/m}^2$

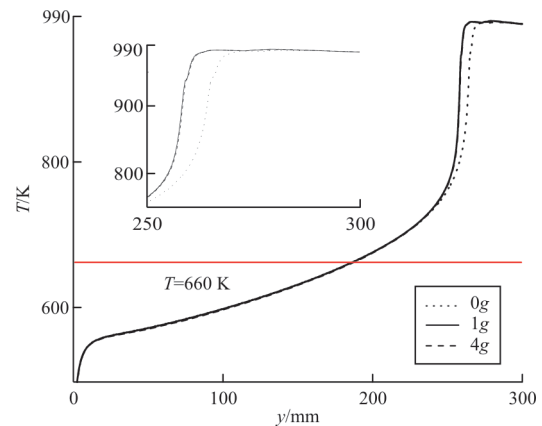


图 7 $q=500\text{ kW/m}^2$ 时下管壁温度沿着管长的分布

Fig. 7 The distribution of bottom wall temperature along the pipe at $q=500\text{ kW/m}^2$

从图 6~图 7 可以看出: $q=400\text{ kW/m}^2$ 时管壁温度沿着管长呈现出逐渐增长的变化趋势,且 $0g$

和 1g 情况下管壁温度相近,而 4g 时管壁温度则低于前两种情况。造成这一差异的原因是浮升力对流的增强,重力加强时,浮升力对流也随之增强,使得更多的管中心处的低温流体流向管壁而造成管壁温度的下降;当 $q=500 \text{ kW/m}^2$ 时,在管道后半段中,由于此时流体温度已超过临界温度,物性发生变化,造成重力存在时温度更高的现象。

为了进一步说明重力改变时对流传热强度的变化,定义对流传热系数:

$$h = \frac{q}{t_w - t_b} \quad (10)$$

式中: q 为表面热流密度; t_w 为壁面温度; t_b 为流体温度。

$q=400 \text{ kW/m}^2$ 时水平管内的对流传热系数变化如图 8 所示,可以看出:在水平管道进口处对流传热系数具有较大值,此时边界层较薄,对流强度较大,即“入口段效应”;随着流动的发展,流动边界层厚度逐渐增加而造成了对流传热系数下降,流动持续发展,对流传热系数出现第一个拐点;此后,对流传热系数呈现先增长后减小的变化趋势。0g 情况下对流传热系数较小,随着重力的增加,浮升力对流的增强使得传热系数增加,但是传热系数的拐点位置并未发生改变。

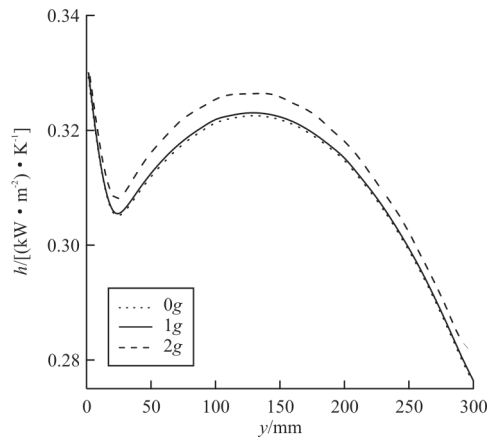


图 8 $q=400 \text{ kW/m}^2$ 时下对流传热系数沿管长的变化
Fig. 8 The distribution of heat transfer coefficient along the pipe at $q=400 \text{ kW/m}^2$

当维持其他边界条件不变,增大管壁热流密度至 500 kW/m^2 时,管内对流传热系数随着流动的变化如图 9 所示,可以看出:对流传热系数在管道前段部分的变化与热流密度为 400 kW/m^2 时的对流传热系数的变化趋势相近,在入口处仍然存在入口段效应,强度稍弱于热流密度为 400 kW/m^2 的

工况;对流传热系数的变化在略微增长后出现减小的变化趋势,这一变化相比于热流密度为 400 kW/m^2 时的传热系数变化更加平缓;但在管道末端对流系数的变化则明显和热流密度为 400 kW/m^2 时的变化存在差异,出现了对流传热系数小幅增长的变化;在接近管道出口处,温度已经超过了燃油 RP-3 的临界温度,因此物性发生突变,从而造成表面对流传热系数在接近管道出口处出现小幅增大的现象。

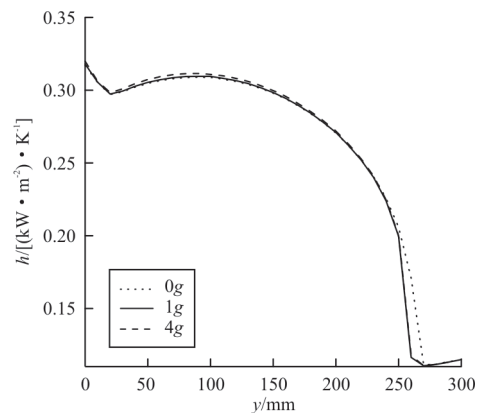


图 9 $q=500 \text{ kW/m}^2$ 时下对流传热系数沿管长的变化
Fig. 9 The distribution of heat transfer coefficient along the pipe along the pipe at $q=500 \text{ kW/m}^2$

不同重力条件下同一管截面上湍动能 E 在重力方向上的分布如图 10 所示。

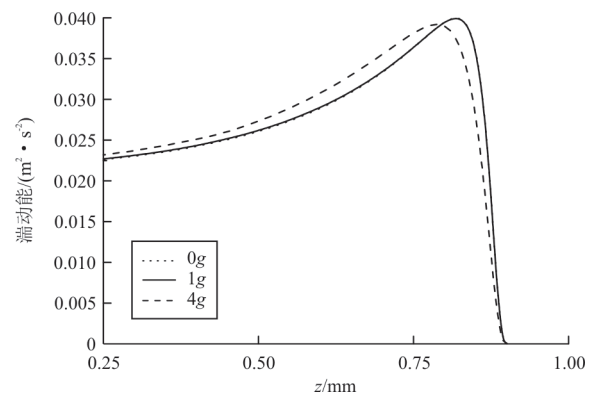


图 10 $q=400 \text{ kW/m}^2$ 时湍动能在重力方向上的变化 ($x=150 \text{ mm}$)

Fig. 10 The variation of turbulent kinetic energy on the direction of gravity at $q=400 \text{ kW/m}^2$ ($x=150 \text{ mm}$)

从图 10 可以看出:由于湍动能分布是对称的,并且从管中心到管径湍动能的变化趋势是先增加后减小,最终在管壁处减小到 0,这一变化与文献 [14] 中的变化相同。在本文中,为了体现重力的

作用,只截取了 $z=0.25$ mm到 $z=0.9$ mm的部分。从图10可以看出: $0g$ 和 $1g$ 下湍动能的变化几乎相同,重力增加至 $4g$ 时由于浮升力作用的增强,湍动能在 $z=0.25$ mm到 $z=0.75$ mm之间明显增强,但是湍动能开始降低的拐点也相比于其他两种情况下的拐点离水平管壁更远。

$q=500$ kW/m²时管内湍流强度的变化如图11所示,取 $y=150$ mm处管截面上的湍动能分布,为了直观体现湍动能受重力变化的影响,本文截取了一部分变化。

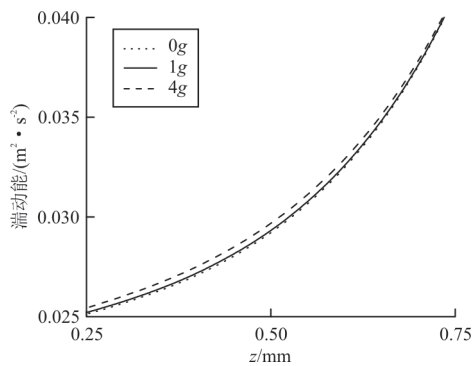


图11 $q=500$ kW/m²时湍动能在重力方向上的变化
Fig. 11 The variation of turbulent kinetic energy on the direction of gravity when $q=500$ kW/m²

从图11可以看出:浮升力作用的增强同时也促进了湍流程度的提升。

3 结 论

(1) 管内对流传热系数在入口段以外的管道中呈现先增加后降低的变化,且随着重力条件的增强而增大。对流传热系数变化的拐点位置不受重力变化的影响。

(2) 加热段热流密度增大至管道内燃油超过临界温度时,对流传热系数在此时发生突变,小幅增加。

(3) 湍流强度在进入管内后具有较小的值,随着流动加强湍动能逐渐增加,另外重力倍数提升时浮升力作用增强,也会促进管道内的湍流强度增加。

参考文献

- [1] YU Gang, FAN Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion[J]. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(5): 449-471.
- [2] ZHANG Silong, FENG Yu, ZHANG Duo. Parametric numerical analysis of regenerative cooling in hydrogen fueled scramjet engines[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(25): 10942-10960.
- [3] 章思龙, 秦江, 周伟星, 等. 高超声速推进再生冷却研究综述[J]. *推进技术*, 2018, 39(10): 23-36.
ZHANG Silong, QIN Jiang, ZHOU Weixing, et al. Review on regenerative cooling technology of hypersonic propulsion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 23-36. (in Chinese)
- [4] SANTHOSH T, KUZHIVELI B T. Heat transfer aspects and analysis of regenerative cooling in semi-cryogenic thrust chamber with fixed and variable aspect ratio coolant channels [C]// 27th International Cryogenics Engineering Conference and International Cryogenic Materials Conference. [S. l.]: IOP, 2019: 1-5.
- [5] LOCKE J M, LANDRUM D B. Study of heat transfer correlations for supercritical hydrogen in regenerative cooling channels[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 24(1): 94-103.
- [6] 王彦红, 李素芬. 方形通道内超临界碳氢燃料传热恶化数值研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(12): 2377-2384.
WANG Yanhong, LI Sufen. Numerical study on heat transfer deterioration of supercritical hydrocarbon fuel in square channels[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2377-2384. (in Chinese)
- [7] CHEN Youqian, LI Yong, XIE Gongnan, et al. The abnormal heat transfer behavior of supercritical n-decane flowing in a horizontal tube under regenerative cooling for scramjet engines [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 167: 114637.
- [8] 秦昂, 张登成, 魏扬, 等. 超燃冲压发动机再生冷却结构的多目标优化设计[J]. *推进技术*, 2018, 39(6): 1331-1339.
QIN Ang, ZHANG Dengcheng, WEI Yang, et al. Multi-objective optimization on regenerative cooling structure of scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1331-1339. (in Chinese)
- [9] PATRO P, ROUT A, BARIK A. Numerical heat transfer Prediction for laminar flow in a circular pipe with a 90° bend [J]. *Journal of the Institution of Engineers (India): Series C*, 2017, 99(3): 323-327.
- [10] 姬威信, 孙纪国. 铬/镍镀层对甲烷发动机推力室再生冷却换热影响研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2016(5): 105-108.
JI Weixin, SUN Jiguo. Effect of chromium/nickel coating on regenerative cooling heat transfer of methane rocket engine thrust chamber[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2016(5): 105-108. (in Chinese)
- [11] 康玉东, 孙冰. 气壁镀镍和冷却剂入口对再生冷却的影响[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(12): 2834-2838.
KANG Yudong, SUN Bing. Effects of hot-gas wall nick-elage and cooling channel inflow on regenerative cooling[J].

- Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2834-2838. (in Chinese)
- [12] 王宁. 超燃冲压发动机再生冷却通道内煤油流动与传热特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2014.
WANG Ning. Flow and heat transfer characteristics of kerosene flowing inside the regenerative cooling channels of scramjet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [13] OKA Y, YAMADA K. Research and development of high temperature light water cooled reactor operating at supercritical-pressure in Japan [C]// 2004 International Congress on Advances in Nuclear Power Plants. Pittsburgh: American Nuclear Society, 2004: 716.
- [14] LEE Ho-Saeng, KIM Hyeon-Ju, YOON Jung-In, et al. The cooling heat transfer characteristics of the supercritical CO₂ in micro-fin tube[J]. Heat & Mass Transfer, 2013, 49(2): 173-184.
- [15] ZHAGN Jingzhi, LIN Jinpin, HUANG Dan, et al. Numerical study of heat transfer characteristics of downward supercritical kerosene flow inside circular tubes [J]. Journal of Zhejiang University (Science A), 2018, 19(2): 158-170.
- [16] 王彦红, 李素芬. 超临界压力下航空煤油传热恶化判别准则[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 134-142.
WANG Yanhong, LI Sufen. Criterion for heat transfer deterioration of aviation kerosene under supercritical pressures [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(11): 134-142. (in Chinese)
- [17] 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 Xunfeng, ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, 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. (in Chinese)
- [18] 程泽源, 朱剑琴, 李海旺. 竖直圆管内超临界碳氢燃料换热恶化的直径效应[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 2941-2951.
CHENG Zeyuan, ZHU Jianqin, LI Haiwang. Diameter effect on heat transfer deterioration of supercritical hydrocarbon fuel in vertical round tubes [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 2941-2951. (in Chinese)
- [19] 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)
- [20] 徐可可. 航空煤油 RP-3 超临界压力湍流传热和裂解吸热现象的数值模拟研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
XU Keke. Numerical studies of turbulent heat transfer and endothermic pyrolysis of aviation kerosene RP-3 at supercritical pressures [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017. (in Chinese)
- [21] 孙星, 郑耀, 孟华. 浮升力对超临界压力航空煤油在水平方管中流/固耦合传热的影响机理研究[C]// 中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会. 洛阳: 中国航天第三专业信息网, 2018: 1-10.
SUN Xing, ZHENG Yao, MENG Hua. Influence mechanism research of uplift on stream/solid coupled heat transfer in horizontal square tube of critical pressure kerosene [C]// The 39th Technique Conference of Aerospace Propulsion Technology Information Society. Luoyang: Aerospace Propulsion Technology Information Society, 2018: 1-10. (in Chinese)
- [22] FOROOGHI P, HOOMAN K. Experimental analysis of heat transfer of supercritical fluids in plate heat exchangers [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 74: 448-459.
- [23] 姚长鑫, 禹进. RP-3 航空煤油物理替代燃料模型及应用研究[J]. 推进技术, 2020(4): 220-227.
YAO Changxin, YU Jin. Study on a physical surrogate fuel model and applications for RP-3 aviation kerosene [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020(4): 220-227. (in Chinese)
- [24] 禹进. 用于燃烧反应流模拟的模型燃料构建方法研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2017.
YU Jin. Studies on the surrogate fuel methods for the simulation of reacting flows in combustion [D]. Chongqing: Chongqing University, 2017. (in Chinese)
- [25] REN Y Z, ZHU J Q, DENG H W. Numerical study of heat transfer of RP-3 at supercritical pressure [J]. Advanced Materials Research, 2013, 663: 470-476.

作者简介:

姚长鑫(1981—),男,硕士,讲师。主要研究方向:动力设备内流动及传热特性研究。

(编辑:丛艳娟)