

亚/超临界多相煤油喷嘴流量特性

朱珈驹^{1,3}, 惠鑫^{1,3}, 刘桂桂^{2,3}, 薛鑫^{1,3}, 杨越^{2,3}, 黎家驹^{2,3}

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

3. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了精确设计多相煤油喷嘴, 以应用于采用冷却涡轮冷气技术的航空发动机, 采用轴对称的模拟喷嘴, 在不同的固定喷射压力下, 通过调节燃油温度, 获得了亚/超临界的燃油流量变化规律。根据煤油相态的分区理论, 将流量曲线分为液相区、气液两相区和超临界区, 分析不同相态航空煤油流量随喷射状态变化的作用机制, 分别给出液相区和超临界区的流量计算方法及气液两相区流量系数的拟合关系式。结果表明: 在喷射温度从常温至 750 K 的范围内, 流量在液相区缓慢降低, 在气液两相区加速下降, 最后经“拐点”温度后进入超临界区缓慢下降。计算结果与试验值最大误差为 3.8%, 拟合式的相关系数平方为 0.947 8, 该结果可作为多相喷嘴设计的计算依据。同时获得的流量数据, 可以作为喷嘴下游喷射结构的研究的边界条件, 支撑先进航空发动机设计研发。

关 键 词: 流量特性; 亚/超临界喷射; RP-3 航空煤油; 燃油喷嘴; 闪蒸; 数值等熵加速法

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Mass flow rate characteristics of sub-/supercritical multiphase kerosene fuel nozzle

ZHU Jiaju^{1,3}, HUI Xin^{1,3}, LIU Guigui^{2,3}, XUE Xin^{1,3}, YANG Yue^{2,3}, LI Jiaju^{2,3}

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To precisely design multiphase fuel nozzles, so that they can be applied to the aero-engines with the technology of cooling the turbine cooling air, the fuel mass flow rate of sub-/supercritical kerosene in an axisymmetric model nozzle was studied. By adjusting the fuel temperature under multiple sets of fixed injection pressure, the mass flow rate change of sub-/supercritical fuel was obtained. According to the phase conditions of kerosene, the flow rate curves were divided into three phase regimes, i.e., liquid, gas-liquid, and supercritical, and the mechanisms in the process of flow rate changing with kerosene injection status under different phase conditions were discussed. The flow rate prediction methods in the liquid and the supercritical regime, as well as the fitting correlation of the discharge coefficient in the gas-liquid regime, were proposed. Results showed that, as injection temperature increased from normal temperature to 750 K, the flow rates slowly decreased in the liquid regime, sharply

收稿日期: 2022-04-29

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0005-0029)

作者简介: 朱珈驹(1998—), 男, 硕士生, 主要研究领域为超临界航空煤油喷射燃烧。

通信作者: 薛鑫(1983—), 男, 助理研究员, 博士, 主要研究领域为航空发动机燃烧室。E-mail: xinxue@buaa.edu.cn

引用格式: 朱珈驹, 惠鑫, 刘桂桂, 等. 亚/超临界多相煤油喷嘴流量特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2324-2334. ZHU Jiaju, HUI Xin, LIU Guigui, et al. Mass flow rate characteristics of sub-/supercritical multiphase kerosene fuel nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2324-2334.

declined in the gas-liquid regime, and then gradually declined in the supercritical regime beyond the “inflection point” temperature. The maximum error between the calculated and experimental results was 3.8%, and the square of the correlation coefficient of the fitting correlation was 0.947 8, which can serve multiphase nozzle design. Meanwhile, the acquired mass flow rate data can provide the boundary conditions for the research of injection structures downstream the nozzles, supporting advanced aero-engine design and development.

Keywords: mass flow rate characteristics; sub-/supercritical injection; RP-3 aviation kerosene; fuel nozzle; flash boiling; numerical method of isentropic acceleration

随着燃气涡轮发动机高推质比的要求,使得发动机增压比和涡轮前温度不断提高,由此引起涡轮部件工作温度进一步提高的同时,涡轮冷却空气温度也在上升,导致冷却品质下降,涡轮的冷却的挑战急剧增大。因此发动机热管理系统被提出,即采用飞行器可携带的除空气外唯一的介质——燃油对涡轮冷却空气进行冷却。燃油在吸收热量后,温度升高,可能达到并超过临界温度,而供油压力在高增压比发动机内将超过煤油的临界压力,因此燃油在喷射前有可能达到超临界状态。

超临界煤油具有不同于液态煤油的理化特性^[1-5],超临界态煤油表面张力消失,在超临界喷射过程中不会形成液滴,因此在喷射混合过程中,可以不经蒸发直接与空气进行混合。超临界煤油兼具气体的低黏性和液体的高密度,还具有介于气体和液体之间的高扩散系数,所以,超临界煤油流量特性可能与液态煤油具有明显的差异。

虽然许多研究表明超临界喷射与气态喷射具有诸多类似之处^[6-9],超临界燃油物性的特殊性,使得其喷射特性上又有着明显差异。特别的,在临界点附近,超临界流体的物性参数随温度和压力的改变非常敏感。邓宏武等^[10]通过测量 RP-3 航空煤油管内流动的流量和驻留时间间接算得其密度,发现在临界点附近梯度非常大、接近于不连续的特点。通过测量 RP-3 航空煤油的管内层流流动沿程损失以计算亚超临界燃油的动力黏度,发现了其由液态/类液态向类气态转变时动力黏度先减小后增大的趋势^[11]。靳乐^[12]、杨占锋^[13]的研究中也得到了类似规律。临界点处比热值为无穷大且气化潜热为零,喷射过程可能出现闪蒸的现象^[3]。以上对航空煤油从亚临界到超临界的物性的研究表明,在航空煤油达到不同的喷射状态时,由于物性的剧烈变化,流量特性也将发生明显的变化。

以超临界燃油多相喷嘴的实际应用为例,需

要根据已知的燃油流量及状态参数来设计喷嘴的开孔面积,这就需要根据已知的燃油状态来确定燃油的流量特性。然而,由于临界点附近物性的剧烈变化,近临界燃油流量将难以通过不可压流体的流量公式进行计算。同时,对于超临界燃油,其具有可压缩性且压缩因子不为 1,理想气体状态方程不适用于超临界燃油,适用于理想可压缩气体的流量计算公式也不能适用于超临界态燃油^[4]。Miser 等^[14]发现加热到不同温度的超临界 JP-8 航空煤油因为密度急剧减小而导致流量有不同程度的骤降,使得流量难以控制。靳乐^[12]、肖靖源等^[15]采用不同的试验方法进行了 RP-3 航空煤油流量特性测试,但他们得到的特性曲线略有差异,靳乐得到的曲线在超临界压力、超临界温度下随温度增加而显著升高,而不是基本保持不变/缓慢下降,可能是由于其采用的脉冲喷射的方式影响了温度压力的测量。Wu 等^[16]测量了不同工况下的超临界乙烯流量,结合试验数据发展了超临界流量的计算方法。范学军等^[17]发明了通过替代煤油获得声速喷管单位面积的流量与喉道处温度压力的关系,然后测量实际煤油总温总压,计算煤油流量的方法。

以上为超临界燃油的流量预估提供了参考,但是当煤油处在近临界的状态时,燃油流量特性将发生剧烈变化。例如,当喷射压力高而喷射温度接近临界温度时,燃油状态更接近液相区,在喷嘴内部的加速流动及喷嘴外部喷射过程中有可能发生相变,导致无法使用超临界流量计算方法,严重影响喷嘴流量预测。实际发动机全工况范围工作时,由于涡轮冷却空气温度差异巨大,用以冷却涡轮冷气的燃油也会处于不同相态。在小工况工作时,燃油可能处于加热液态和过热态等状态。对于液态燃油流量的研究,主要集中于发展测试技术^[18-21]、控制振荡^[20-22]等;而对于两相流动的研究,涉及液膜与气体的两相流动^[23-24]和液体

中人为溶气的两相流动^[25-26]等,且研究对象为水、二氧化碳、天然气等简单流体,不能作为加热的液态和两相煤油流量预测提供参考。因此,有必要通过试验研究从液相到超临界相的多相煤油喷射时的流量随工况的变化。

本文通过试验的方法获得从亚临界到超临界喷射条件下喷嘴燃油流量随喷射温度、喷射压力的变化规律,将变化规律按温度区间从小到大分为不同的相态区,在不同区间内用各自对应的燃油喷射机理,分析燃油流量特定变化规律的合理性。最后使用一维等熵加速法的数值计算单位有

效面积的喷嘴燃油流量,为工程实际中预估已知几何结构的喷嘴在任意工况下的流量提供支撑,进而辅助多相煤油喷嘴设计改进。

1 试验方法

1.1 试验系统

亚超临界煤油喷射流量特性试验系统如图 1 所示,该系统由油路系统、加热系统、喷射系统及冷凝回收系统构成,试验使用的燃油为 RP-3 航空煤油。

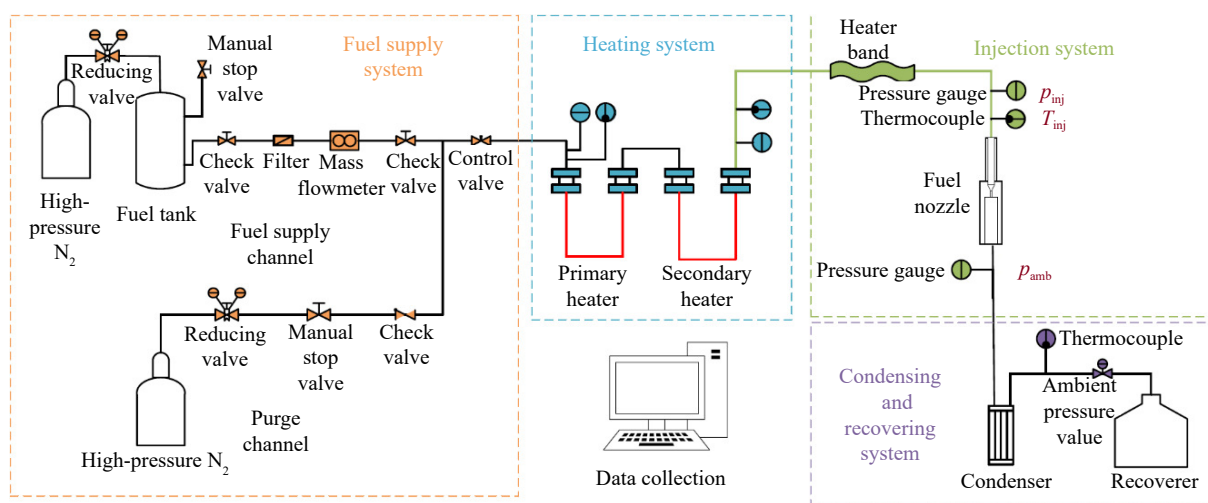


图 1 试验系统图

Fig. 1 Schematic diagram of the experiment system

油路系统中,燃油采用挤压式供应,使用高压氮气瓶为油罐增压,可使油罐出口压力维持稳定。燃油流量通过手动调节阀控制,采用艾默生 CMFS015P 型质量流量计测量,测试精度为 $\pm 0.2\%$ 。加热系统采用两级直接电加热,可将煤油加热至 750 K,其工作方式是在每级不锈钢油管两端通电,利用钢管较低的电阻(约为 1.6Ω)实现最大为 20 kW 的大功率加热,加热电压由接触调压器控制。钢管长为 2.0 m,外径为 2.2 mm,内径为 1.8 mm,可使燃油既有足够的流动距离均匀受热逐渐升温、又保持较短的管内停留时间,可降低燃油在管内的结焦风险。吹扫气路在试验结束后对试验系统管路中残存的燃油进行吹除,同时冷却加热器管路,防止静止的燃油在仍处于高温的加热器管路中结焦、堵塞管路。

试验中采用直射式燃油喷嘴,其流道为简单锥形收缩流道,收缩比为 64,喉道直径为 0.5 mm,长径比为 4;喷嘴实物图和流道示意图如图 2 所

示。喷嘴与测量喷射压力 p_{inj} 、喷射温度 T_{inj} 的压力传感器、K 型热电偶共同安装在一个四通接头上并连接加热器出口,压力传感器测量精度为 $\pm 0.2\%$ 、热电偶测量精度为 ± 1.5 K,四通附近管路包裹加热带和绝热材料进行保温,加热带功率最大为 2 kW,可以保证温度测点至喷口达到绝热状态。燃油经喷嘴喷出后在冷凝管中以水冷方式冷却至室温,并被回收。

1.2 试验工况

表 1 给出了亚超临界 RP-3 航空煤油喷射到常温常压的试验工况。表中,对比压力 p_r 为喷射压力 p_{inj} 与临界压力 p_c 之比,对比温度 T_r 为喷射温度 T_{inj} 与临界温度 T_c 之比, p_{amb} 为环境压力,即喷嘴背压,为常压。其中,临界压力 p_c 与临界温度 T_c 采用文献 [27] 中的 10 组分替代燃料经 Supertrapp 程序^[28] 计算得到,分别为 2.4 MPa 和 660 K。文献 [27] 中测量的煤油临界点参数为: $p_c=2.4$ MPa, $T_c=640$ K;另外,孙青梅等^[29] 测得的航空煤油的临

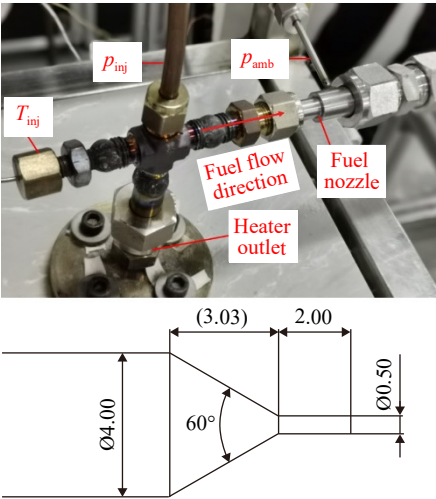


图 2 喷嘴实物图及流道示意图(单位: mm)
Fig. 2 Applied nozzle and its flow path schematic diagram (unit: mm)

界点参数为 $p_c=2.39\text{ MPa}$, $T_c=645.5\text{ K}$, 预测值与测量值相差不到 2.2%。本文使用的航空煤油与文献 [27] 和文献 [29] 使用的相近, 因此该 10 组分替代燃料模型适用于本文的研究。由该替代燃料计算的物性对试验结果进行分析, 采用计算的临界点, 对试验结果进行分析。试验中, 同时调节油路调节阀与加热器电压调压器, 使煤油稳定在预定的对比温度和对比压力, 稳定试验点的获取标准为判定 10 s 内喷射压力波动范围为 $\pm 0.012\text{ MPa}$, 喷射温度波动范围为 $\pm 1.5\text{ K}$, 背压波动范围为 $\pm 0.024\text{ MPa}$, 质量流量波动范围为 $\pm 0.01\text{ g/s}$, 则取该 10 s 内的平均值作为稳定点的数据进行处理分析。

表 1 试验工况

Table 1 Experiment conditions	
参数	数值
p_c/MPa	2.4
T_c/K	660
p_r	0.85~1.35
T_r	0.454~1.14
$p_{\text{amb}}/\text{MPa}$	0.1

2 超临界燃油物性及流量数值计算方法

数值计算方法采用范学军等[17]提出的数值等熵加速法, 用于迭代计算超临界煤油的物性和流量。其中, 广义对应态法则计算燃油状态和物

性由 Supertrapp 程序[28]实现, 该程序包含了广义对应态的一些主要子程序和常见碳氢化合物的数据库。另外, 完成迭代计算后, 以计算得到的喷嘴出口截面的物性中液相焓是否为零为标准判断喷射过程是否出现冷凝相变, 液相焓不为零代表了喷嘴内部出现冷凝, 不符合数值等熵加速法的计算条件, 计算失败。需要说明的是, 该方法仅适用于超临界煤油的计算, 对于亚临界喷射以及在喷嘴口发生从超临界进入亚临界相变的情况不适用。

3 结果与讨论

3.1 喷射过程相变特性

图 3 所示的比熵-压力(s - p)状态相图中以等熵线示意了煤油在喷嘴内部的加速流动及喷出后的膨胀过程, 图中实心点表示喷射压力 p_{inj} 、喷射温度 T_{inj} 对应的状态, 箭头终点表示喷射进入的环境状态, s - p 相图是由前述的 RP-3 航空煤油 10 组分替代燃料经 Supertrapp 程序计算获得。试验中最高和最低喷射温度分别约为 750 K 和 300 K, 对应对比温度为 1.14 和 0.45, 最高喷射压力为 3.24 MPa, 所有的喷射工况介于这两条等熵线中间。图中还作出了煤油状态处于温度 T 为 300~750 K 的等温线。从图中可以看到, 较低温度下等温线与等熵线基本重合。

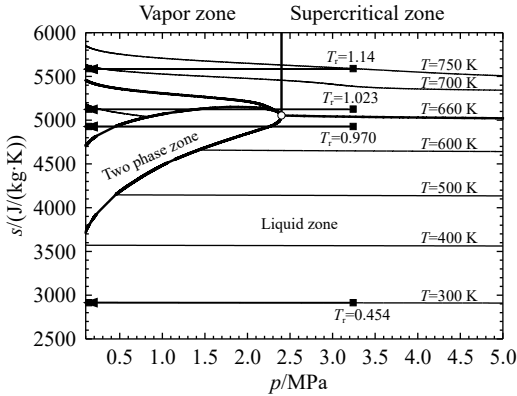


图 3 RP-3 替代燃料的 s - p 相图
Fig. 3 s - p diagram of RP-3 surrogate

当喷射温度较高时($T_r > 1.029$), 煤油直接由超临界态变为气态, 喷射温度较低时($T_r < 0.635$)煤油始终处于液态, 当喷射温度略低于临界温度时, 煤油将经历从液态先进入两相状态后变为气态的相变过程, 而略高于临界温度时将经历从超临界态先变为气态然后进入两相状态最后又变为

气态的相变过程,这说明其中将伴随凝结和闪蒸的过程。而实际的喷射过程并不是等熵的,而是有流动损失带来的熵增与壁面散热带来的熵减的复杂流动过程,其可能带来更为复杂的相变过程。曾伟^[30]和肖靖源等^[15]的研究均表明,燃油在喷嘴中的膨胀过程更接近于等温过程。

3.2 流量特性试验结果

图 4 给出了试验测得的多个压力($p_r = 0.85 \sim 1.35$)下,燃油流量 $\dot{m}_f$ 随对比温度 T_r 的变化规律。燃油流量的变化规律呈现以下特点:①在试验的压力范围内,随对比温度增加,燃油流量先缓慢下降,随后下降速率逐渐增加,直至变得非常陡峭,随后经过一“拐点”突然变得平缓,之后略有下降;②上述“拐点”处于临界温度附近,且其所对应的对比温度随对比压力增加而增加;③随对比压力增加,燃油流量增加。

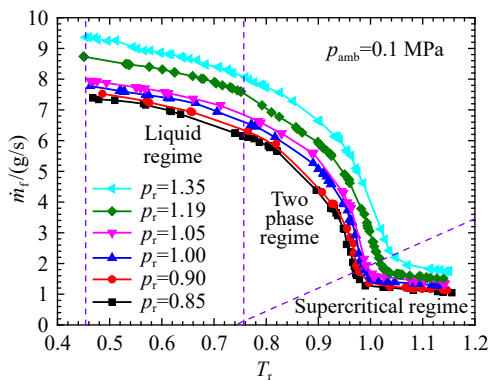


图 4 亚/超临界多相 RP-3 煤油流量特性

Fig. 4 Mass flow rate characteristics of sub-/supercritical multiphase RP-3 kerosene

对图 4 中的流量曲线求 1 阶、2 阶导数可以帮助定量地确定“拐点”对应的对比温度,分别记为 $\dot{m}'_f$ 和 $\dot{m}''_f$ 。由于试验数据存在一定的误差,导致其不构成理想的光滑曲线,所需的导数是试验数据的拟合样条的导数,因此,本文采用每 5 个数据点线性拟合的直线斜率代替其导数值,以 $p_r=0.90$ 状态下的 1 阶、2 阶导数曲线为例示于图 5 中,其余对比压力下的流量导数曲线均有相似特点,其表现为:1 阶导数随对比温度增加而缓慢减小,在 T_r 为 0.9~1.0 附近时加速下降至极小值,随后迅速回升至略小于 0 的值;2 阶导数随对比温度增加,在相当宽的范围内其绝对值很小,接近于 0,而后在 T_r 为 0.9~1.0 的范围内迅速减小至负的极大值后迅速增大至正的极大值又迅速减小至接近于 0。由此获得的 2 阶导数最大正值点即为上

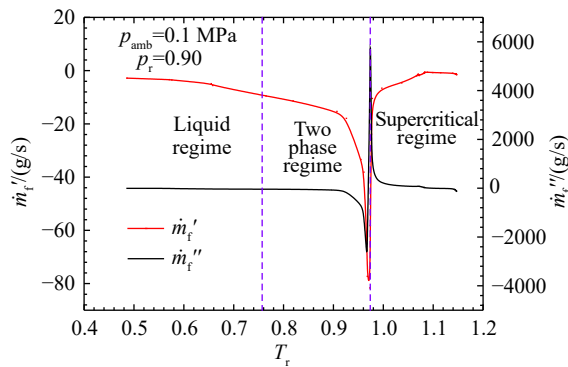


图 5 流量曲线 1 阶、2 阶导数

Fig. 5 First and second derivative of the mass flow rate curve

述“拐点”,该点对应的对比温度随对比压力增加而增加。

为了分析燃油相态对流量的影响,根据燃油流量随对比温度的变化规律,按照喷射前的燃油相态可以将图 4 分为液相区、气液两相区、超临界区,其中涉及的一些主要的边界线表示于替代燃料的压力-温度(p - T)状态相图中,如图 6 所示,图中的 $T_{r,i,m}$ 和 $T_{r,i,d}$ 分别表示流量曲线的“拐点”温度和密度曲线的“拐点”温度。下文将根据逐一分析各区的分区依据及其喷射行为的特征和原理。

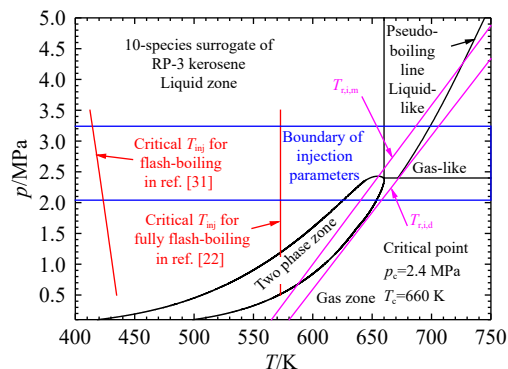


图 6 RP-3 替代燃料的 p - T 相图

Fig. 6 p - T diagram of RP-3 surrogate fuel

1) 液相区。对比温度为 0.454~0.757,即喷射温度为 300~500 K,煤油喷射前的状态为液相。该区流量随对比温度增加而缓慢下降,这主要归因于密度的下降。由图 7 可见,在 300~500 K 时,使用前述的 10 组分替代燃料经 Supertrapp 程序算得的煤油密度 ρ 随压力变化基本不变,随温度增加几乎呈现线性下降,导致流量下降。

密度的变化趋势与流量的变化趋势有诸多相似之处。对密度曲线也求 1 阶、2 阶导数,分别记为 ρ' 和 ρ'' 。由于密度曲线是由等距离散点构成的,

因此基于泰勒展开获得其 2 阶中间微分作为其导数, 如下式所示:

$$\rho'(T_i) = \frac{-\rho(T_{i+2}) + 8\rho(T_{i+1}) - 8\rho(T_{i-1}) + \rho(T_{i-2}))}{12h} \quad (1)$$

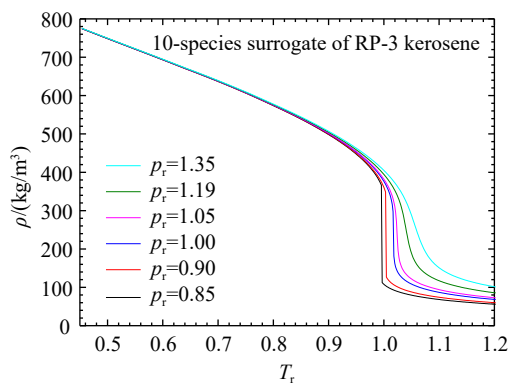


图 7 RP-3 替代燃料的密度特性

Fig. 7 Density characteristics of RP-3 surrogate

所得密度导数曲线示于图 8。可以发现其导数变化趋势与流量导数变化趋势定性相像。

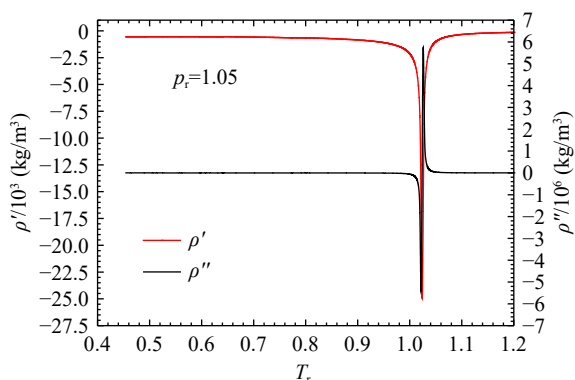


图 8 密度曲线 1 阶、2 阶导数

Fig. 8 First and second derivative of the density curve

为便于分析两者之间的关系, 对流量曲线和密度曲线做归一化处理, 归一化的方法是, 将每个对比压力下的流量除以该对比压力下 $T_r=0.454$ 的流量, 得到从 1 开始下降的流量曲线, 密度曲线同理进行处理, 并将两者作于同一图中进行比较, 以 $p_r=1.00$ 为例, 示于图 9 中。可以看出, 在液相区, 归一化流量始终高于归一化密度, 并且呈现上凸形态, 符合由伯努利定律得到的不可压小孔出流量公式所示的流量正比于密度 0.5 次方的关系

$$\dot{m}_f = C_d A \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (2)$$

式中 C_d 为流体流经小孔的流量系数, A 为小孔面

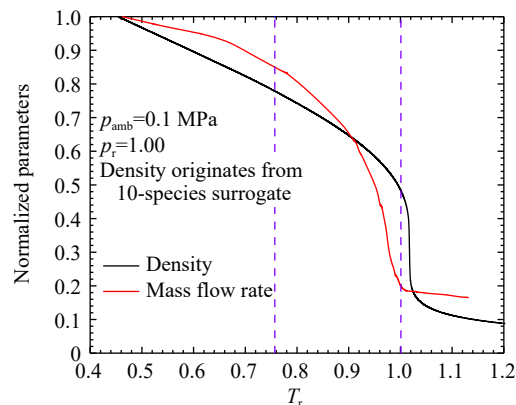


图 9 归一化密度特性和流量特性

Fig. 9 Normalized characteristics of density and mass flow rate

积, ρ 为流体密度, Δp 为小孔上下游压差。

文献 [12] 中提到黏度下降使流量下降减缓乃至略有上升, 同样使用替代燃料算得动力黏度 μ 的变化特性如图 10 所示, 在 300~500 K 范围内, 动力黏度 μ 随温度的增加呈现指数级下降。然而, 由式(2)可知, 在对比压力和环境压力一定时, 压差 Δp 一定, 密度由图 7 确定, 小孔面积 A 是几何参数。需要说明的是, 伯努利方程是在无黏的假设下成立, 因此, 动力黏度的影响只能体现在流量系数 C_d 中。这是因为动力黏度的变化会影响燃油在喷嘴内部流动时的边界层厚度、壁面尖锐处低速区大小、流线形状等, 进而影响有效流通面积, 也就关系到流量系数 C_d 的大小。

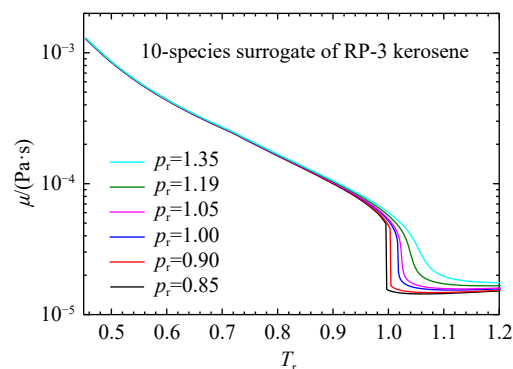


图 10 RP-3 替代燃料的黏度特性

Fig. 10 Viscosity characteristics of RP-3 surrogate

由式(2)代入流量 $\dot{m}_f$ 试验值计算得到 300~500 K 范围内不同喷射工况下的流量系数 C_d , 示于图 11 中。图中 750 K 的流量系数将在后文中说明。由图 11 发现在 300~500 K 范围内流量系数随压力变化不大, 在 300~450 K 之间, 随温度增加基本不变, 均在 0.660~0.695 的范围内, 在 500 K 时降低 3.7% 左右, 而在 300~500 K 的范围

内,动力黏度降低了约为 1 个数量级。虽然边界层厚度正比于动力黏度的 0.5 次方、动力黏度下降一个量级将导致边界层变薄 68%,但是由于流动距离短且为顺压梯度流动、边界层薄(喷口处边界层位移厚度约占喷口直径 3%),其绝对变化量占喷嘴直径的比例仍然很小,因此动力黏度变化使喷嘴流道内流场结构产生的变化不剧烈,对流量系数变化的影响较小,液相区流量的下降趋势基本由密度下降决定。

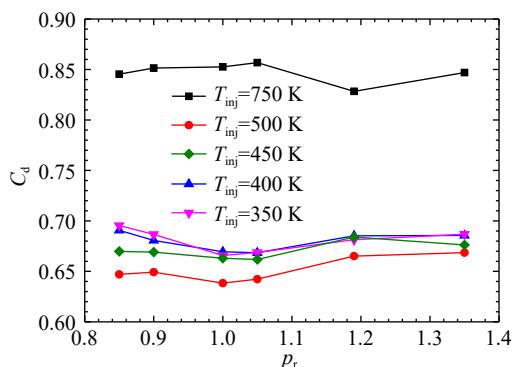


图 11 喷嘴流量系数随喷射工况的变化

Fig. 11 Changes of nozzle discharge coefficient with injection condition

2) 气液两相区。对比温度 0.757 至“拐点”温度,即喷射温度约 500 K 至“拐点”温度。不同对比压力下的流量的“拐点”温度 $T_{r,i,m}$ 示于图 12 中用黑色的点表示,并进行了线性拟合,得到流量的“拐点”温度 $T_{r,i,m}$ 随 p_r 的关系式也示于图 12 中,该拟合的相关系数的平方 $R^2=0.9459$,说明拟合程度较好。该区内的喷射行为受到闪蒸、密度下降的影响导致流量特性呈现复杂的变化趋势,其下

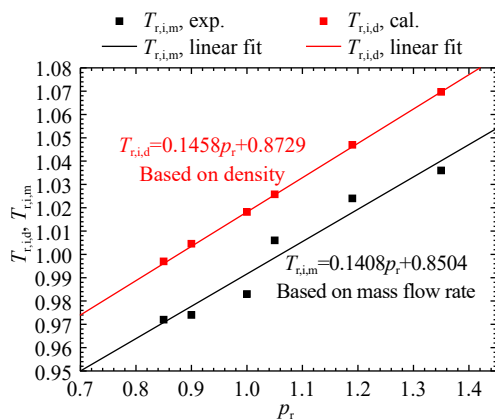


图 12 “拐点”温度的计算值及其线性拟合结果

Fig. 12 Calculated values of “inflection point” temperature and their linear fit

降速率逐渐增加,随后出现陡降。

在该区内,喷射温度较低时,由图 7、图 8 可以看出,密度的下降速率没有增加,而流量的下降速率逐渐增加,这可能是由于燃油闪蒸带来的额外影响。

闪蒸是由于燃油温度较高,使得燃油的饱和压力高于背压,燃油在喷嘴收缩流道内经历的是一个准等温的加速降压过程^[30],由收缩流道前的喷射压力降低至喷口截面的环境背压,该过程迅速跨越两相区,将会使喷嘴内的液态燃油中出现大量气泡,使得流道内的平均密度进一步下降。而此时,由于喷嘴是收缩流道,气相部分产生堵塞、其速度被限制于声速,随温度增加的提升很有限。在平均密度下降变快和平均喷射速度增加放缓的综合作用下,流量加速下降。另外,燃油本身是一个多组分的混合物,其饱和压力是一个区间,随着温度升高,一部分组分首先发生闪蒸,随后逐渐所有组分均发生闪蒸,使得流量下降速率随温度增加而增加。

根据文献 [31],定义过热度 ΔT 为

$$\Delta T = T_{inj} - T_b(p_{amb}) \quad (3)$$

其中 $T_b(p_{amb})$ 为背压 p_{amb} 下的燃油泡点温度,对于本文的工况, $p_{amb}=0.1$ MPa, 由图 6, T_b 约为 419 K。文献 [31] 测量了开始观测到闪蒸喷雾的临界 ΔT , 并给出了其受喷射压力、温度及环境温度的影响规律。由文献 [31] 的试验数据, T_{inj} 和 p_{amb} 对临界 ΔT 影响很小,而 p_{inj} 的增加使临界 ΔT 下降,当 p_{inj} 由 0.5 MPa 升至 2.5 MPa 与 3.5 MPa 时,临界 ΔT 由 16 K 降低至 1.4 K 和 -6.4 K,该变化趋势已示于图 6 中的左侧红线。本文的 p_{inj} 落在该区间内,为 2.04~3.24 MPa,可认为闪蒸开始的 T_{inj} 在 419 ± 5 K 的范围内。但是,根据后文的计算可以发现,式(2)较好地预测了 T_{inj} 在 300~500 K 范围内的燃油流量,故认为在 T_{inj} 为 419~500 K 范围内闪蒸对喷射行为的影响很小,燃油喷射符合液相喷射规律,因而将液相区与气液两相区的边界定为 500 K。

由图 6 所示的 p - T 相图可见,对于准等温的加速降压过程来说,大于 500 K 之后燃油的膨胀过程将会完全穿过两相区,导致喷嘴内的低压区域可能出现闪蒸的情况。而略小于 500 K 时,燃油降压至 0.1 MPa 环境压力时仍处于两相区内,而喷嘴内的压力高于环境压力,喷嘴内的闪蒸可

能程度较轻。这样的轻度闪蒸可能是导致图 11 中 450 K 和 500 K 时流量系数略有减小的原因。

而在气液两相区内的喷射温度较高部分内, 不同对比压力下, 流量随对比温度增加而陡降, 随后到达不同的“拐点”。该区内的流量特性可能的成因如下: 该区内喷射温度已经超过完全闪蒸条件(过热度 $\Delta T \approx 154$ K, 且该值基本不随 p_r 变化, 即喷射温度 573 K, 约对比温度为 0.868 时已发生完全闪蒸, 该边界示于图 6 中的右侧红线), 喷嘴喷出的燃油完全处于气态^[12,31], 在高落压比下将会膨胀至超声速; Liu 等^[32]的研究中也显示, 当油温从室温升高至近临界区温度时, 喷嘴出口处开始形成膨胀扇, 下游液雾中开始形成马赫盘, 说明燃油在喷嘴尖端处迅速膨胀至超声速, 喷嘴出口外的扰动已经不能影响内部和喷嘴截面的流动。并且, 由于超临界压力下燃油表面张力为零, 在近临界压力、近临界温度下, 喷嘴内的流场内形成丝状气泡或难以形成气泡, 同时由于密度剧烈变化引起流场内燃油强烈震荡混合^[33], 这使得气泡的产生导致喷嘴内平均密度下降的影响基本消失。综上, 此时基本没有闪蒸带来的影响, 燃油本身密度的大幅下降成为流量下降的主要原因。

结合图 6 可见, 密度陡降实际上对应了燃油状态随温度增加跨越两相区/伪沸腾线, 由液态/类液态变为气态/类气态的过程, 喷射压力增加, 跨越点温度增加, 密度陡降区间向高温方向移动, 使流量陡降区间及“拐点”向高温方向移动。

比较图 4 和图 7, 流量陡降区间对应的温度和密度陡降区间对应的温度有 15~20 K 的差异, 这在图 9 中得以清楚的显示。在图 12 中比较了流量曲线的“拐点”温度 $T_{r,i,m}$ 和密度曲线的“拐点”温度 $T_{r,i,d}$, 发现他们斜率相当, 但是密度的“拐点”温度也比流量的“拐点”温度高了 15~20 K。这可能是由于替代燃料和 RP-3 煤油本身的物性差异。航空煤油是组分复杂的混合物, 其物性甚至随不同产地、不同批次而变化, 且采用的替代燃料的临界点本来就比当时 RP-3 煤油的测量值高 20 K^[27], 因而导致了上述流量和密度特性在温度方向上的偏差。将图 12 中的两条 $T_{r,i}$ 线作于图 6 中, 可以发现密度的 $T_{r,i,d}$ 线处于两相区和伪沸腾线的右下方, 相同喷射压力下, 随喷射温度增加, 喷射状态点先跨越两相区/伪沸腾线, 再经过 $T_{r,i,d}$, 体现了与密度曲线和流量曲线先陡降再经“拐点”的变化特性的一致性。而流量的 $T_{r,i,m}$ 线则由于

物性差异的原因穿过了两相区和伪沸腾线, 导致看起来有些矛盾, 但是如果能找到更准确的替代燃料使得计算所得的 p - T 相图向低温方向偏移一些, 就可以消除这样的矛盾。

在气液两相区内, 温度较低时闪蒸和温度较高时近临界密度变化这两者之间难以划定一个区分边界。虽然文献 [31] 给出了完全闪蒸条件过热度 $\Delta T \approx 154$ K, 但是该文献中是根据喷嘴外部喷雾阴影图像判别闪蒸发生和完全闪蒸的。从 Wang 等^[34]的结果中可以推得, 当喷射压力与泡点压力的比值降低时, 喷射过程中的闪蒸行为将由以喷嘴外部为主的闪蒸转移至喷嘴内部闪蒸, 因而当喷射温度升高至完全闪蒸温度以上时, 泡点压力在逐渐增加, 喷射压力与泡点压力的比值仍在降低, 虽然喷嘴外保持完全闪蒸的气态喷射形态不变, 但喷嘴内的闪蒸越来越严重, 气泡量增多, 使得流量进一步加速下降。随着喷射温度增加, 燃油喷射的闪蒸行为经历了一个由轻度到严重, 由喷嘴外部到喷嘴内部的变化过程, 然后到达近临界状态时趋于消失和结束; 在此过程中, 燃油密度还经历了从线性下降到陡降的变化; 尚无确定的研究结论能将这两种影响因素分离开。因而, 本文在这里统称为气液两相区。

3) 超临界区。对比温度大于“拐点”温度 $T_{r,i}$, 即 $T_r > 0.1408p_r + 0.8504$ 。该区内流量随对比温度增加变化非常平缓, 仅略有降低。这可能是由于, 超临界区喷射特性类似于气态喷射, 密度缓慢下降(见图 7), 同时喷嘴口始终处于声速, 而喷嘴口静温始终处于约 0.99 倍喷射温度^[15], 使得喷嘴流速随喷射温度增加而缓慢增加, 因而两者综合作用下流量基本不变, 略有下降。

3.3 亚/超临界煤油流量预估

在液相区, 由于图 11 已展示出喷射温度 400 K 以下时流量系数随喷射温度增加基本不变, 所以使用喷射温度 400 K 以下时的流量系数平均值约 0.680 代入式(2), 燃油密度根据图 7 为线性拟合 $\rho = -0.8565T + 1031.25$, 其中 ρ 的单位为 kg/m^3 , T 的单位为 K, 得到了燃油流量的计算值, 并将其与试验值进行比较, 如图 13 所示, 图中 Cal. 表示计算值, Exp. 表示试验值。从图中可以看到, 液相区流量计算值与试验值较好吻合, 临界压力附近 ($p_r = 1.00, 1.05$) 计算值偏大, 但最大误差为 3.8%, 说明由低温时标定的流量系数可以适用于整个液相区的流量预测。

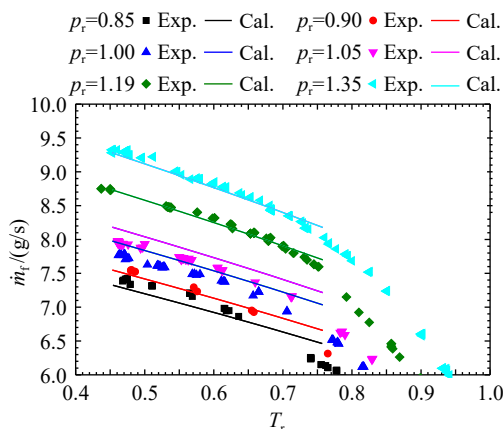


图 13 液相区流量计算值与试验值比较

Fig. 13 Comparison of the calculated and experimental values of mass flow rate in liquid regime

在超临界区, 由于此时喷嘴内的燃油是可压流体, 不能使用式(2)进行计算, 此时的流量系数定义为喷嘴实际燃油流量与数值等熵加速法计算值之比, 计算了不同喷射压力下喷射温度为 750 K 时的流量系数示于图 11 中, 其随喷射压力同样变化不大; 使用 750 K 喷射温度下的流量系数平均值 0.844 计算了超临界区乃至近临界温度下的流量, 示于图 14 中, 发现在“拐点”温度以上时, 计算值都与试验值吻合较好, 说明采用远离临界点的超临界温度时一次标定的流量系数可适用于“拐点”温度以上的从气态到超临界态所有工况的流量预测。在“拐点”温度及以下时, 计算值或有明显误差, 如 $p_r=1.19, 1.35$ 时的曲线所示, 计算值明显高于其对应的试验值点, 或由于出现喷嘴内的燃油冷凝相变而无法计算, 即图中 $p_r=0.85 \sim 1.05$ 的曲线只画到“拐点”温度而没有继续向低温方向延伸。

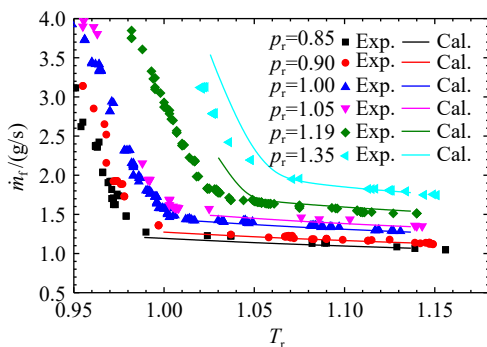


图 14 超临界区流量计算值与试验值比较

Fig. 14 Comparison of the calculated and experimental values of mass flow rate in supercritical regime

由于燃油在喷嘴内部流动中出现复杂的相变

过程使得受闪蒸和近临界影响的流量特性难以计算。在后续研究中, 将继续改进该计算方法, 使其尽可能地能适用于更大范围的流量预测。此处仅给出气液两相区内部分区间的流量系数 $C_d = \frac{\dot{m}_f}{A \sqrt{2\rho\Delta p}}$ (由式(2)得到) 随无量纲过热度 $\Delta T^* = \frac{T_{inj} - T_b(p_{amb})}{T_b(p_{inj}) - T_b(p_{amb})}$ 的变化趋势的拟合曲线 (当 $p_r > 1$ 时, 用该对比压力下的伪沸腾温度代替 $T_b(p_{inj})$), 如图 15 所示, 是由于本文发现, 在不同的对比压力下, C_d 随 ΔT^* 的变化在 $\Delta T^* < 0.75$ 时基本一致, 故而对 $\Delta T^* \in (0, 0.75)$ 范围内作曲线拟合, 以为该区间内的流量预测提供便利。该拟合的相关系数平方 $R^2=0.9478$ 。不同对比压力下, $\Delta T^*=0.75$ 时的 T_r 分别为 0.870 ($p_r=0.85$)、0.877 ($p_r=0.90$)、0.909 ($p_r=1.00$)、0.927 ($p_r=1.05$)、0.939 ($p_r=1.19$)、0.953 ($p_r=1.35$)。

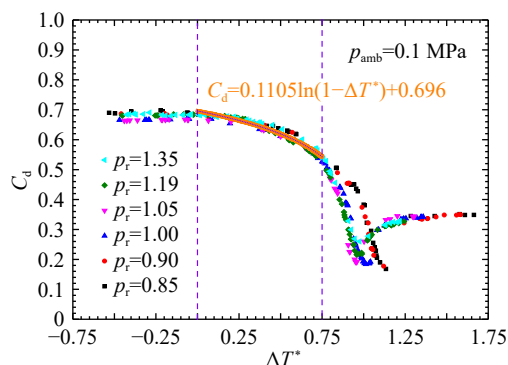


图 15 气液两相区流量系数拟合曲线

Fig. 15 Fitting curve of discharge coefficient in gas-liquid regime

4 结 论

本文对采用轴对称收缩流道的模拟喷嘴进行试验研究, 给出了从液相到超临界相的航空煤油流量随喷射状态变化的连续变化规律, 并验证了两种方法进行分区预测流量的可行性, 可以作为未来先进高温升燃烧室喷嘴设计的依据, 得到以下主要结论:

1) 随对比温度增加, 燃油流量先缓慢下降, 随后下降速率逐渐增加, 直至曲线变得非常陡峭, 随后经过位于临界温度附近的“拐点”突然变得平缓、仅略有下降。补充了气液两相区的流量测试数据, 将液相和超临界相的流量特性连接起来, 形成完整的流量变化规律, 并结合文献解释了其可能的产生机理。同时, 给出了流量“拐点”的随

温度变化的拟合关系式。

2) 液相区和近临界状态, 煤油喷射流量随喷射温度下降, 均由密度随温度下降主导。近临界状态下随温度增加密度陡降是由于煤油状态跨越两相区/伪沸腾线, 因此流量陡降区间也随压力增加而向高温方向移动。在液相区温度以上至近临界状态时, 闪蒸的影响随温度增加逐渐扩大然后又趋于消失, 导致了流量随温度增加加速下降的现象。

3) 超临界区, 由于燃油随温度增加密度缓慢降低和静温升高的综合作用使流量随温度增加略有降低。

4) 对于超临界煤油的流量, 采用数值等熵加速法通过高温状态下一次标定流量系数可以较准确估算“拐点”温度以上的流量值。对于液相加温的煤油应用不可压流流量公式, 可通过低温状态下一次标定流量系数较准确估算液相区流量。对于气液两相区, 根据试验数据给出了 $\Delta T^* \in (0, 0.75)$ 范围内的 C_d 变化趋势的拟合关系, 以方便流量预测。

目前所测流量特性, 背压均为常压, 对于气态/超临界态喷射, 喷嘴始终处于壅塞状态, 下一步的研究中, 将测量不同背压下的流量, 以期得到超临界燃油喷射在不同条件下的临界压比。

参考文献:

- [1] 范珍滂, 范玮. 流动参数对超临界喷射特性影响的数值模拟[J]. *航空学报*, 2013, 34(5): 1018-1027.
FAN Zhencen, FAN Wei. Numerical simulation on effects of flow parameters on supercritical injection characteristics[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(5): 1018-1027. (in Chinese)
- [2] 靳乐, 范玮, 范珍滂, 等. 超临界喷射受环境和喷射参数影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(6): 1323-1329.
JIN Le, FAN Wei, FAN Zhencen, et al. Numerical investigation on effects of ambient and injection parameters on supercritical injection[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(6): 1323-1329. (in Chinese)
- [3] 申帅, 范玮, 靳乐, 等. 超临界燃油喷射特性受喷嘴长径比影响的实验研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(10): 2363-2369.
SHEN Shuai, FAN Wei, JIN Le, et al. Experimental study on characteristics of supercritical fuel injection affected by nozzle length-diameter ratio[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2363-2369. (in Chinese)
- [4] 高伟. 超临界碳氢燃料在静止大气中的喷射特性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.
GAO Wei. Injection of supercritical hydrocarbon fuels into quiescent atmospheric environment[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [5] HOLLAND P M, EATON B E, HANLEY H A. Correlation of the viscosity and thermal conductivity data of gaseous and liquid ethylene[J]. *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, 1983, 12(4): 917-932.
- [6] LIN K C, COX-STOUFFER S K, JACKSON T A, et al. Structures and phase transition processes of supercritical methane/ethylene mixtures injected into a subcritical environment[J]. *Combustion Science and Technology*, 2006, 178(1/2/3): 129-160.
- [7] WU P K, SHAHNAM M, KIRKENDALL K A, et al. Expansion and mixing processes of under expanded supercritical fuel jets injected into superheated conditions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 15(5): 642-649.
- [8] GAO Wei, LIN Yuzhen, HUI Xin, et al. Injection characteristics of near critical and supercritical kerosene into quiescent atmospheric environment[J]. *Fuel*, 2019, 235: 775-781.
- [9] GERBER V, BAAB S, FÖRSTER F J, et al. Fluid injection with supercritical reservoir conditions: overview on morphology and mixing[J]. *The Journal of Supercritical Fluids*, 2021, 169: 105097.1-105097.22.
- [10] DENG Hongwu, ZHANG Chunben, XU Guoqiang, et al. Density measurements of endothermic hydrocarbon fuel at sub- and supercritical conditions[J]. *Journal of Chemical and Engineering Data*, 2011, 56(6): 2980-2986.
- [11] DENG Hongwu, ZHANG Chunben, XU Guoqiang, et al. Viscosity measurements of endothermic hydrocarbon fuel from (298 to 788)K under supercritical pressure conditions[J]. *Journal of Chemical and Engineering Data*, 2012, 57(2): 358-365.
- [12] 靳乐. RP-3航空煤油的超临界喷射, 蒸发和爆震燃烧特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
JIN Le. Investigations on the supercritical injection, evaporation, and detonation characteristics of the RP-3 aviation kerosene[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [13] 杨占锋. 超临界燃油喷射及燃烧特性的数值模拟研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2017.
YANG Zhanfeng. Numerical simulation of supercritical fuel injection and combustion characteristics[D]. Chongqing: Chongqing University, 2017. (in Chinese)
- [14] MISER C, KING P, SCHAUER F. PDE flash vaporization system for hydrocarbon fuel using thrust tube waste heat[R]. Tucson, US: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2005.
- [15] 肖靖源, 林宇震, 刘桂桂, 等. 超临界RP-3航空煤油喷嘴内部流动与相变特性研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(3): 200-208.
XIAO Jingyuan, Lin Yuzhen, Liu Guigui, et al. Flow and phase transition characteristics of supercritical RP-3 aviation kerosene in injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3): 200-208. (in Chinese)
- [16] WU P K, CHEN T H, NEJAD A S, et al. Injection of supercritical ethylene in nitrogen[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(4): 770-777.
- [17] 范学军, 俞刚, 卢锡年, 等. 超临界态航空煤油流量测量方法: CN1673692A[P]. 2005-09-28.
- [18] MANHARTSGRUBER B. Instantaneous liquid flow rate measurement utilizing the dynamic characteristics of laminar flow in circular pipes[C]//Proceedings of the ASME/JSME 2003 4th Joint Fluids Summer Engineering Conference. Honolulu, US: ASME, 2003: 159-164.
- [19] CHANG Fucheng, HU Zitu, LI Xi, et al. Electromagnetic-conductance measurement method for the flow rate and void fraction of gas-liquid two-phase flows[J]. *Measurement: Sensors*, 2020, 10/11/12: 100030.1-100030.7.
- [20] ADAMKOWSKI A, JANICKI W, LEWANDOWSKI M, et al. Un-

- certainty analysis of liquid flow rate measurement with the pressure-time method[J]. *Measurement*, 2021, 185: 109866.1-109866.23.
- [21] SHCHELCHKOV A V, FAFURIN V A, KORNEEV R A, et al. Modification of the equation for mass flow rate (mass) measurement of liquid with account of dynamic influencing factors[J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2022, 83: 102117.1-102117.9.
- [22] MIKHEEV N I, MOLOCHNIKOV V M, KRATIROV D V, et al. New approach to maintaining liquid flow rate stability in national primary standard[J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2021, 79: 101930.1-101930.6.
- [23] NAKAO Y, HORIGUCHI N, YOSHIDA H, et al. Measurement of flow rate of droplets and liquid film in venturi scrubber[R]. Charlotte, US: the 24th International Conference on Nuclear Engineering, 2016.
- [24] BISSOR E H, YURISHCHEV A, ULLMANN A, et al. Prediction of the critical gas flow rate for avoiding liquid accumulation in natural gas pipelines[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2020, 130: 103361.1-103361.19.
- [25] MORI K, ONO T, KAJI M, et al. Estimation of gas and liquid flow rates in gas-liquid two-phase flow[C]//Proceedings of the ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New Orleans, US: ASME, 2002: 109-113.
- [26] SHER E, BAR-KOHANY T, RASHKOVAN A. Flash-boiling atomization[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2008, 34: 417-439.
- [27] ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, GONG Yu, et al. Heat transfer of aviation kerosene at supercritical conditions[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, 23(3): 543-550.
- [28] ELY J F, HUBER M L. NIST standard reference database 4-NIST thermophysical properties of hydrocarbon mixtures[M]. Gaithersburg, US: National Institute of Standards, 1990.
- [29] 孙青梅, 米镇涛, 张香文. 吸热型碳氢燃料 RP-3 仿 JP-7 临界性质 (t_c, p_c) 的测定[J]. *燃料化学学报*, 2006, 34(4): 466-470.
- SUN Qingmei, MI Zhentao, ZHANG Xiangwen. Determination of critical properties (t_c, p_c) of endothermic hydrocarbon fuels: RP-3 and simulated JP-7[J]. *Journal of Fuel Chemistry and Technology*, 2006, 34(4): 466-470. (in Chinese)
- [30] 曾伟. 直喷液体射流及闪急沸腾喷雾的特性及机理研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.
- ZENG Wei. Characteristics and mechanisms of direct-injection liquid jet and flash-boiling spray[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012. (in Chinese)
- [31] FAN Zhencen, FAN Wei, ZHAO Lin, et al. Experimental study on flash atomization of aviation kerosene[J]. *Atomization and Sprays*, 2012, 22(2): 163-183.
- [32] LIU Fushui, GAO Yongli, ZHANG Zheng, et al. Study of the spray characteristics of a diesel surrogate for diesel engines under sub/supercritical states injected into atmospheric environment[J]. *Fuel*, 2018, 230: 308-318.
- [33] 林向阳. 冷却通道内碳氢燃料跨临界流场的可视化研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- LIN Xiangyang. Experiment study on transcritical flow visualization of endothermic hydrocarbon fuel in the cooling channel[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [34] WANG Xinsheng, CHEN Bin, WANG Rui, et al. Experimental study on the relation between internal flow and flashing spray characteristics of R134a using straight tube nozzles[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 115: 524-536.

(编辑: 王碧琚)