

超临界 RP-3 航空煤油喷嘴内部流动与相变特性研究 *

肖靖源¹, 林宇震¹, 刘桂桂¹, 薛 鑫², 惠 鑫¹

(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 前沿科学技术创新研究院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了探究超临界 RP-3 在喷嘴内的流动与相变特性规律, 采用自主设计的喷嘴内部收缩通道模拟试验件, 对超临界 RP-3 在喷嘴内的压力分布进行测量, 并采用基于一维等熵假设的计算方法进行数值模拟。试验首次获得了超临界航空煤油 RP-3 在喷嘴收缩通道内的沿程静压分布随喷射压力、温度变化的规律。通过与模型对比, 发现未发生相变时, 计算结果与试验值拟合精度较高, 可以较好地预测 RP-3 在喷嘴内的流动参数, 喷嘴内的静压分布也趋于一致; 发生冷凝相变时, 计算结果与试验值产生误差较大, 喷射参数对于静压分布存在着较大的影响。通过试验, 获得了超临界 RP-3 航空煤油在喷嘴内的流动与相变特性。

关键词: 喷嘴通道; 超临界喷射; RP-3; 相变; 压力分布

中图分类号: V312⁺.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 03-200643-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200643

Flow and Phase Transition Characteristics of Supercritical RP-3 Aviation Kerosene in Injector

XIAO Jing-yuan¹, LIN Yu-zhen¹, LIU Gui-gui¹, XUE Xin², HUI Xin¹

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-Thermodynamics, Research Institute for Frontier Science, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To explore the flow and phase transition characteristics of supercritical RP-3 in the injector, the pressure distribution along the injector of supercritical RP-3 are measured by using a self-designed simulation test piece of injector contraction channel. Numerical simulation was carried out by using one-dimensional isentropic calculation method. The static pressure distribution of supercritical aviation kerosene RP-3 in the injector shrinkage channel varies with the injection pressure and temperature. By comparing with the model, it is found that without phase transition, the fitting accuracy of the calculated results and the experimental values is relatively high, and the flow parameters of RP-3 in the nozzle can be well predicted, and the static pressure distribution in the nozzle tends to be consistent. When the condensation phase transition occurs, the differences between the calculated results and the experimental values are large, and the injection parameters have a great influence on the static pressure distribution. Through experiments, the flow and phase transition characteristics of supercritical RP-3 in the injector are obtained.

* 收稿日期: 2020-08-27; 修订日期: 2020-12-07。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-III-0005-0029)。

作者简介: 肖靖源, 硕士生, 研究领域为超临界喷射与相变。

通讯作者: 薛 鑫, 博士, 助理研究员, 研究领域为碳氢燃料喷射、燃烧、污染物机理及光学诊断。

引用格式: 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): 200643. (XIAO Jing-yuan, LIN Yu-zhen, LIU Gui-gui, et al. Flow and Phase Transition Characteristics of Supercritical RP-3 Aviation Kerosene in Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3):200643.)

Key words: Injector channel; Supercritical injection; RP-3; Phase transition; Pressure distribution

1 引言

随着航空发动机对循环温度和增压比的要求越来越高,目前涡轮部件的采用的材料和冷却设计均无法满足需求。燃油自冷却技术是解决热管理的可行的方案之一,采用航空煤油作为可燃冷却剂^[1-2],在喷射燃烧之前对冷却涡轮叶片的冷却空气进行冷却,将会使燃油超过其热力学临界点,成为超临界流体。超临界流体导热系数低^[3-4]、粘度低^[5-6],同时表面张力几乎消失^[7-9]。此外,超临界燃油还具有类似于气态的高扩散性和强溶解性^[10-11]。以 RP-3 航空煤油为例,超临界态下其密度介于液态和气态之间,同时燃油的动力粘度和导热系数在临界点附近发生剧烈变化。因此超临界燃油在喷嘴内的流动过程、喷嘴出口的喷射和掺混过程将不同于液态燃油,对燃烧稳定性、效率、出口温度分布将产生巨大影响。

另外,由于燃油喷嘴的限流结构设计,一般喷嘴内部存在一定比例的收缩通道,燃油在喷嘴内进行膨胀加速的流动过程。对于超临界燃油而言,在喷嘴内的膨胀加速可能使其进入气液两相区,从而发生冷凝相变,使得喷嘴出口的燃油相态和性质发生瞬变。如果在发动机的状态切换过程中发生燃油相态的突变,将对喷射和掺混带来剧烈变化,影响燃烧室的稳定工作甚至引发安全性事故。

目前,国内外针对超临界碳氢燃料的流动与相变过程主要以喷嘴下游的喷射结构内的过程研究为主^[12-14]。Wu 等^[12]将超临界态乙烯喷射进入静止氮气中,研究其喷射性质,同时利用纹影法拍摄了喷嘴出口的马赫盘和射流张角等信息。Lamanna 等^[13]研究了亚/超临界正己烷(C_6H_{14})喷射到亚/超临界氮气中的喷射特性,研究通过 Mie 散射照片和纹影照片的对比,精确地捕捉到了射流液相核心。高伟等^[14]利用纹影法对 RP-3 喷射进入静止大气进行研究,同时采用数值计算方法判断了发生相变的临界工况。上述研究表明,喷射温度接近临界温度时,会在喷嘴的出口及下游产生冷凝,对喷口马赫盘位置和大小产生影响,喷射温度升高则会使冷凝现象逐渐消失。但前人研究多集中在喷嘴出口及下游,并未对喷嘴内部进行直观的研究。

针对喷嘴内部收缩通道内的流动相变的研究,公开的内容不多见,仅有的报道都集中在大分子碳氢燃料的裂解产物如甲烷、乙烯,如 Lin 等^[15]研究了

超临界甲烷和乙烯的双组分燃料喷射到静止氮气环境中,并利用阴影法拍摄了喷嘴内部的相变情况,直观地观测到燃料在临界点附近的相变现象。Star 等^[16]采用石英喷嘴和纹影测试技术,并采用数值计算方法研究了超临界乙烯喷射到静止氮气的相变特性,发现喷射温度越高、背压越低,喷嘴内形成的冷凝液滴数量越少。

超临界乙烯及乙烯/甲烷混合物的喷射及相变特性研究扩展了对超临界气态碳氢燃料相变点附近的流动换热的认识,但由于乙烯和甲烷分子量较小、组分简单,在喷射过程中更容易发生冷凝^[17],无法体现热力学性质对大分子多组分碳氢燃料相变特性的影响。另外,以航空燃气轮机为背景的超临界航空煤油冷却,所需的冷却温度较超燃冲压发动机低,煤油经过换热之后低于裂解温度,不会形成小分子的裂解产物。

为了能直观地研究大分子多组分碳氢燃料在喷嘴内的流动与相变特性,本研究选用国产 RP-3 航空煤油作为研究对象,在模拟放大的喷嘴收缩通道内,测量超临界航空煤油的沿程静压分布。同时,采用基于一维等熵假设的计算方法进行喷嘴内的流动参数数值模拟。通过试验和数值模拟的方法开展对超临界 RP-3 航空煤油在喷嘴收缩通道内流动参数与相变特性的研究。

2 试验系统

2.1 超临界流动与相变试验系统

为了测量在不同工况下,RP-3 航空煤油在喷嘴内流动及相变时的参数变化情况,本研究采用了如图 1 所示的试验系统。试验系统包括:燃油供给系统、燃油加热系统、喷射测试系统、数据采集系统、冷凝回收系统,满足将燃油最高加压到 5MPa、最高加热到 750K 的试验要求。

燃油供给系统采用挤压式供油,保证试验过程中燃油压力的稳定。试验结束后,利用吹扫氮气迅速降低油管温度并防止残存燃油在高温下发生结焦。燃油流量计为科式质量流量计,测量精度 $\pm 0.20\%$ 。

燃油加热系统采用两级直接电加热的方式,与文献[17]使用的燃油加热系统相同,这里仅做简单的描述。两级加热器采用直接电加热钢管,内径 1.8mm,外径 2.2mm,长 2.0m。加热钢管的电阻很小(2Ω 左右),可以达到快速加温的能力,减少煤油在加

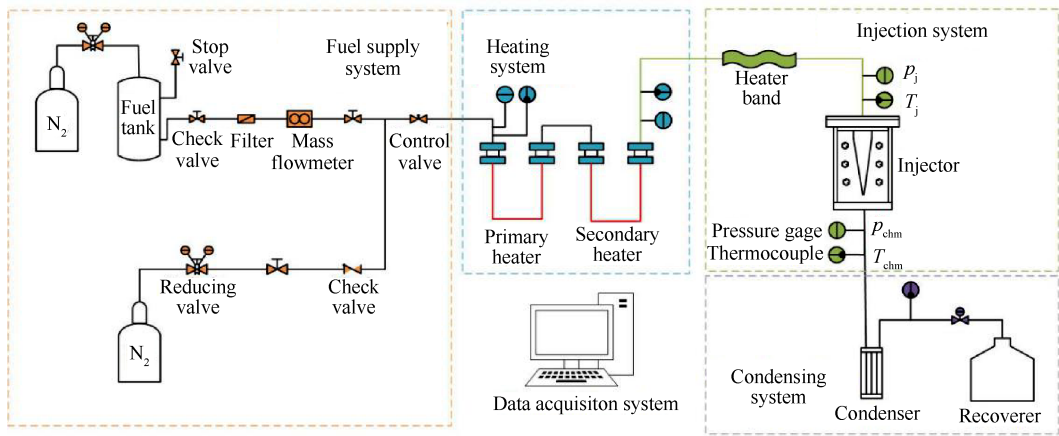


Fig. 1 Schematic of experimental setup

热管路内的停留时间(10s内),降低煤油结焦的风险。每级加热器加热功率为20kW。在加热器出口至喷嘴入口段,接入2kW的调压器用于补偿加热和精调温度。整个加热管路包裹伴热带、保温材料减少沿程散热损失。

喷嘴内部收缩通道如图2所示,喷嘴通道为二维矩形通道,宽度1mm,入口截面高度5mm,出口处高度1mm。喷嘴总长100mm,分为三段:入口平直段、收缩段和出口段,长度分别为51.8mm,44.2mm,4mm。其中收缩段和出口段的收缩角为5°和2°。喷嘴内部共布置了14个静压测点,其中2个位于进口平直段,10个位于5°收缩段,2个位于2°收缩段。第1个压力测点距离喷嘴出口60mm,以第一个测点为原点,其余的测点位置见表1。

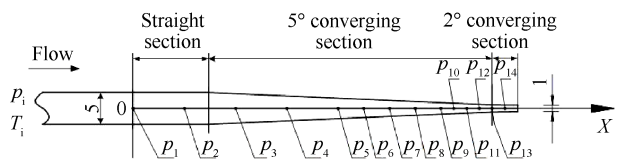


Fig. 2 Schematic of injector (mm)

为了保持与实际喷嘴的喷射参数一致,本文规定进入收缩通道前的压力和温度为喷射压力和喷射温度,测量喷射压力和温度的传感器位于距喷嘴入口前约40mm处。沿程压力与喷射压力测量精度为±0.2%。温度采用K型铠装热电偶,精度±0.75%。喷嘴外面采用保温材料保温,热损失约为40W,相比于总的热流仅占0.5%,可视为绝热过程。

2.2 试验工况

表2给出了超临界RP-3航空煤油喷射到静止大气环境的试验工况,下标c表示临界参数,下标j表示喷射参数,下标a表示环境参数。本文中临界参数选

Table 1 Sensor position

Section	Number	Position/mm
Straight section	1	0
	2	8
	3	16
	4	24
	5	32
	6	36
5° converging section	7	40
	8	44
	9	48
	10	50
	11	52
	12	54
2° converging section	13	56
	14	58

Table 2 Test condition

Parameter	Value
p_c/MPa	2.35
T_c/K	652.0
p_j/p_c	1.05~1.44
T_j/T_c	0.98~1.15
p_a/MPa	0.1
T_a/K	289

取参考文献[1],其根据RP-3的10组分替代模型并利用Supertrapp计算得到,其中RP-3航空煤油的临界压力 $p_c=2.35\text{MPa}$,临界温度 $T_c=652\text{K}$ 。试验中,每个工况点下连续稳定20s的数据,将其平均值用于后续的分析。

本文研究的煤油温度为665~744K。根据参考文献[18],RP-3航空煤油在760K以下的热裂解可以忽略不计。同时使用前文介绍的燃油加热器,煤油在管路内停留时间短、结焦风险低。因此,本研究中

的燃油热裂解可认为忽略不计。

3 计算模拟算法

3.1 模拟算法

在计算分析过程中应用了一维假设,这是由于研究对象是燃油流动参数沿喷嘴轴线的分布规律,流道的收缩角度比较小,根据收缩喷管的气体动力学理论^[19],可以将燃油流动视为一维流动。喷嘴外部包有保温材料,热损失仅占0.5%,燃油的流动过程可视为绝热流动;同时,喷嘴内部流道表面加工精度较高(粗糙度0.04),喷嘴内部流道轴线距离较短,均不存在突扩截面,可以忽略其压力损失。因此采用一维等熵假设^[20]对该过程进行分析,需要说明的是,由于采用等熵假设,不考虑相变,所以本文使用的算法主要是研究不发生相变的情况下的内部流动参数的变化。

将图2中第一个测压点定义为坐标原点,流道入口截面记为“1”,流道出口处截面记为“2”,收缩段内任一截面记为“ i ”。因此,燃油在流道入口处的速度、熵、静焓、静密度和质量流量用 $v_1, s_1, h_1, \rho_1, \dot{m}_1$ 来表示,入口截面的面积则记为 A_1 。

由流量的连续性方程可得

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_i \quad (1)$$

$$\dot{m}_i = \rho_i v_i A_i \quad (2)$$

已知流道结构,则收缩段内任一坐标下截面积已知,即

$$A_i = A(X_i) \quad (3)$$

由等熵流动假设,可得

$$s_i = s_1 \quad (4)$$

$$h_1 + \frac{1}{2} v_1^2 = h_i + \frac{1}{2} v_i^2 \quad (5)$$

已知组分,熵和静焓可由如下隐函数关系表示,即

$$s_i = s(p_i, T_i) \quad (6)$$

$$h_i = h(p_i, T_i) \quad (7)$$

燃油的实际状态方程可表示成

$$\rho_i = \rho(p_i, T_i) \quad (8)$$

这样喷嘴内任意截面上的参数,均可由方程(1)~(8)组成的封闭方程组求解。计算方法参照文献^[20]中的算法,借助了NIST Supertrapp^[21]的物性参数库进行求解。这是由于不同组分燃油的焓、熵等热力学参数是静压和静温的隐函数,而Supertrapp软件依靠于BWR状态方程和广义对应态法则,对于求解单组分及混合组分碳氢燃料热物理性质精度较高。

煤油的替代模型采用了文献^[22]中提出的10组

分替代模型,对RP-3在喷嘴内的流动参数进行预测。模型中的组分如表3所示。

Table 3 Surrogate fuel of RP-3^[22]

Surrogate component	Mole fraction/%
<i>n</i> -Octane	6
<i>n</i> -Decane	10
<i>n</i> -Dodecane	20
<i>n</i> -Tridecane	8
<i>n</i> -Tetradecane	10
<i>n</i> -Hexadecane	10
Methylcyclohexane	20
Trans-1,3-dimethylcyclopentane	8
Propylbenzene	5
1-Methylnaphthalene	3

3.2 算法验证

为检验3.1节中算法的准确性,与Lin等^[15]在超临界乙烯喷射中的取得试验数据进行对比,计算在相同结构的喷嘴与相同喷射工况下,燃油在喷嘴内的静压分布,结果如图3所示,图中 $p_r = p_j/p_c$, $T_r = T_j/T_c$ 。沿程平均误差是0.8%,误差最大处为喷嘴出口截面,为4.2%。说明本文采用的算法对于小分子碳氢燃料在喷嘴内流动参数的分布具有较好的预测精度。

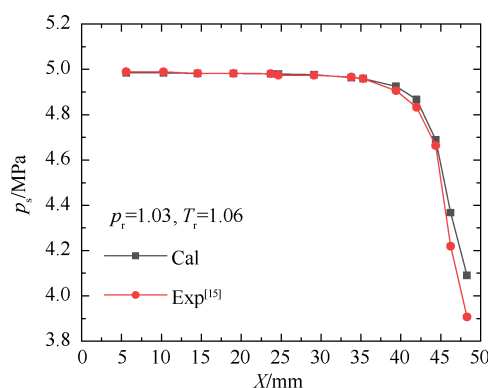


Fig. 3 Pressure distribution of supercritical ethylene along the axis of injector

4 结果与讨论

4.1 流动特性

图4(a)和4(b)分别给出了超临界RP-3航空煤油在喷嘴内流动时静压沿喷嘴轴线的分布情况,以及归一化静压(当处静压与喷射压力之比,即 p_s/p_j)。文中所有图中数据点是试验获得的喷嘴内部压力分布,曲线是一维等熵假设计算结果。

图4(a)试验结果表明,燃油进入5°收缩段膨胀

加速时,静压开始缓慢地下降,在 5°收缩段出口截面附近(轴向位置 50mm 附近)开始,静压迅速下降。图 4(b)中的归一化静压分布趋势显示,在 T_r 为 1.09, p_r 为 1.05 和 1.19 的进口状态下,归一化静压下降的幅度基本一致,最终下降到 0.77 左右。

从图 4 中曲线的计算结果表明,基于一维等熵假设的计算算法对喷嘴内的静压分布有着较好的预测精度,计算结果略高于试验值,偏差 1.2%,其偏差可能来源为喷嘴内边界层造成的静压损失。如此小的偏差表明,可以使用数值计算来获得喷嘴内部收缩通道内的燃料参数,并进行后续分析。

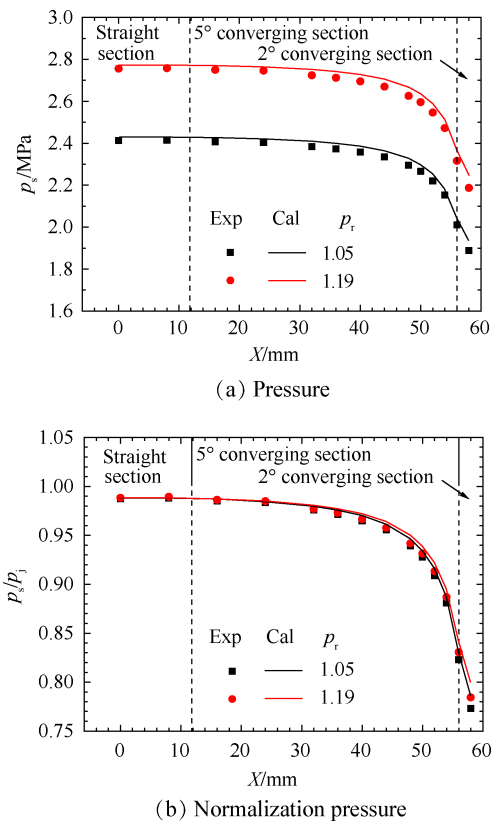


Fig. 4 Pressure distribution of RP-3 along the axis of injector ($T_r=1.09$)

图 5(a) 和 5(b) 分别给出了数值计算获得的超临界 RP-3 航空煤油在喷嘴内流动时,静温沿喷嘴轴线的分布情况和归一化静温(计算处静温与喷射温度之比,即 T_s/T_j)的变化规律。可以看到,静温的分布与静压类似,在 5°收缩通道内呈缓慢下降的趋势,随着燃油在喷嘴内的膨胀加速,静温在喷嘴出口处较快下降。但是总的温度降低都在 8K 以内,归一化静温最终下降到 0.99 左右。

图 6 给出了超临界 RP-3 航空煤油在喷嘴内流动时静密度及其归一化参数的分布情况,与静温、静压

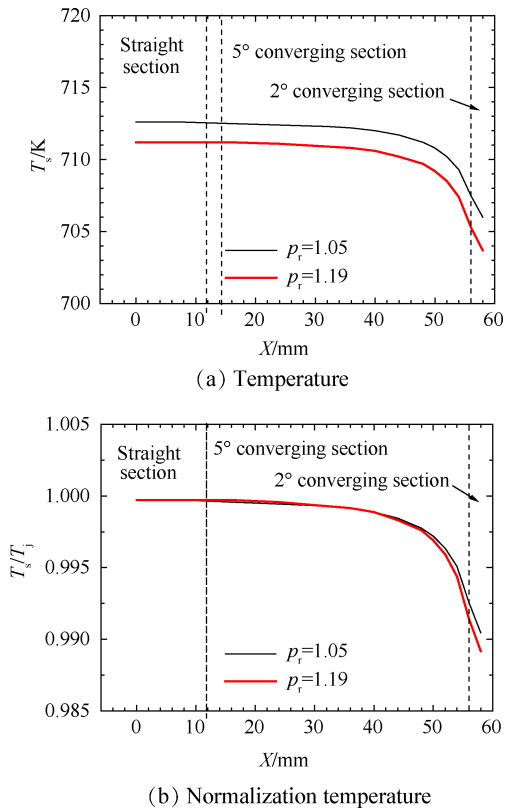


Fig. 5 Temperature distribution of RP-3 along the axis of injector ($T_r=1.09$)

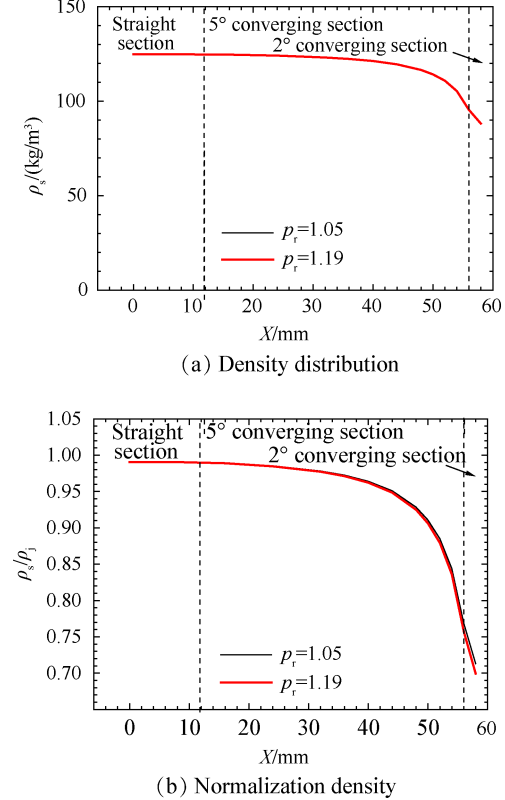


Fig. 6 Density distribution of RP-3 along the axis of injector ($T_r=1.09$)

的分布规律相同,在 5°收缩通道下降缓慢,在喷嘴出口附近剧烈下降。归一化静密度最终降低到 0.7 左

右,因此在三种流动参数中,静密度下降幅度最大,静压次之,静温的下降幅度最小。这说明超临界 RP-3 在收缩喷嘴内的流动过程中,绝大部分能量是以静焓的形式存在的,由 RP-3 速度转化的能量只占总焓的小部分。

4.2 喷射参数的影响

为了直观对比喷射压力对喷嘴内部流动参数的影响规律,针对相同喷射温度,不同喷射压力条件下,比较试验获得的喷嘴内沿程归一化静压分布。

4.2.1 喷射压力的影响

图 7(a)和图 7(b)分别对比了 $T_r=1.14$ 和 1.04 下,喷射压力对燃油在喷嘴收缩通道内流动与相变特性的影响。图 7(a)表明,当 $T_r=1.14$ 时, p_r 为 1.44, 1.19 和 1.05 条件下,归一化压力的分布趋势基本一致,出口归一化压力分别为 0.779, 0.773, 0.764, 差别小于 2%。这说明在喷射温度较高时,喷射压力对于流动的影响较小。

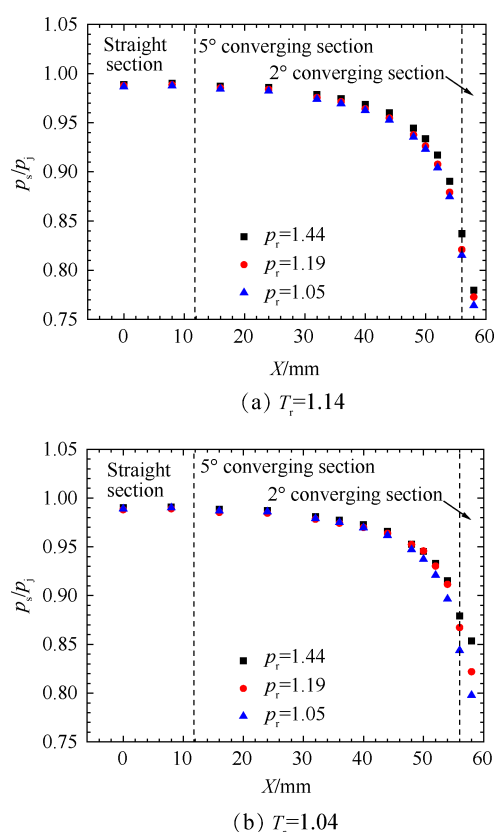


Fig. 7 Pressure distributions of RP-3 under different injection conditions

由图 7(b)可知,在 $T_r=1.04$ 的情况下,随着喷射压力的提高,静压曲线的梯度将会减小, p_r 为 1.44, 1.19 和 1.05 条件下,归一化压力的分布随喷射压力的减小而减小,静压出口归一化压力分别为 0.853, 0.822,

0.798, 最大差别 6.4%。这可能是由于在喷射温度靠近临界温度时,RP-3 在喷嘴内流动时发生了“超临界态-液态”的冷凝相变。由于喷射压力的提高会使得燃油在更高的喷射温度下发生相变,且喷射压力越高,相变发生得越剧烈,因此图中静压曲线梯度随着压力的增大而减小。

4.2.2 喷射温度的影响

图 8 给出了 $p_r=1.05$ 和 1.19 时,喷射温度对喷嘴内部归一化静压分布的试验结果。在相同的喷射压力下,当 $T_r>1.09$ 时,归一化静压曲线的分布规律趋于一致,这时 RP-3 在喷嘴内的流动特性也相似;而当对比喷射温度接近临界温度 ($T_r=1.04$ 和 1.02) 时,静压沿收缩通道降低的梯度大幅度减小,偏离静压曲线一致性。对比 $T_r=1.19$ 时, $p_r=1.04$ 和 1.02 两组工况可知,喷射温度越低,静压曲线梯度减小程度越大,出口归一化静压分别为 0.848 和 0.886;而在相同的喷射压力下, $T_r=1.14$ 和 1.09 时,出口归一化静压分别为 0.772 和 0.784。说明在临近临界温度时发生了冷凝相变,而温度越低,相变发生得更加剧烈。

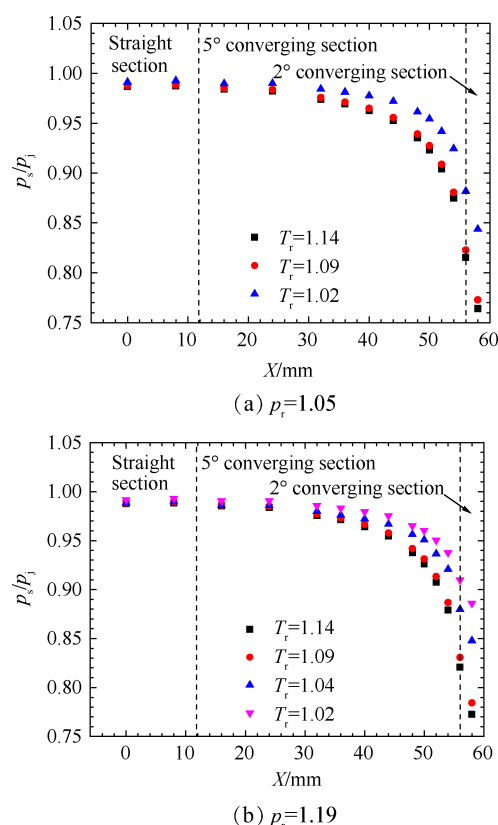


Fig. 8 Pressure distributions of RP-3 under different injection pressures

4.3 相变特性

为了进一步研究喷嘴内发生相变的情况对流动

参数影响,图 9 给出了 $p_r=1.44$ 时, $T_r=1.04, 1.09$ 两个工况下的静压试验值与计算结果对比图。结果显示, $T_r=1.09$ 工况下,试验值与计算结果拟合程度较好,而 $T_r=1.04$ 工况下,计算结果严重偏离试验值。计算结果出现异常的原因,可能是因为随着喷射温度靠近临界温度,导致 RP-3 航空煤油在喷嘴内流动过程中发生了冷凝相变。相变发生时释放凝结潜热,使得静压梯度减小,同时 RP-3 的流动过程不再满足一维等熵假设,因此试验值与计算结果产生了较大的误差。

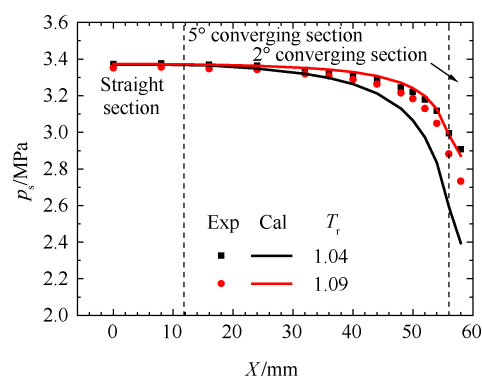


Fig. 9 Pressure distribution along the axis of injector ($p_r=1.44$)

图 10 是利用 Supertrapp 计算的 RP-3 航空煤油的熵值随压力变化 s - p 图。整个相图被划分为四个部分:气相区、液相区、气液两相区与超临界相区。图中 A 线是利用 Supertrapp 软件中 BUBP 函数计算的泡点压力熵值线;B 线是利用 DEWP 函数计算的露点压力熵值线;A、B 线之间为气液两相区,同时图中画出了一部分等温线;C 线是临界温度线,为超临界态与液态的分界;D 线则是临界压力线,用于分割超临界

相区和气相区;E 线是气液两相区的熵值最大点的等熵线,这是由于在计算过程中应用了一维等熵假设,尽管燃油在喷嘴内流动过程中压力不断降低,其在相图中的喷射路径始终位于同一条等熵线上。C、E 线围成了一个区域,当燃油的喷射路径落于或者经过这个区域内时,在喷嘴内部将可能出现液相成分,发生冷凝相变。

根据试验测得喷射入口、出口的压力和温度,并利用 Supertrapp 软件计算其对应的熵值,根据一维等熵假设将各个试验工况的喷射路径标记在 s - p 相图中。由图 10 可知,计算结果与试验值拟合较好的工况 ($T_r=1.09, p_r=1.05, 1.19, 1.44$) 在喷射过程中,由超临界态过渡到气态,并没有发生冷凝相变。而计算结果产生较大偏差的工况 ($T_r=1.04, p_r=1.44$),其喷射路径落在了 C、E 线之间,在喷射过程中发生了冷凝相变,验证了前文的分析。

根据图 11 中的 p - T 相图,可以判断 4.2 节中的工况下 RP-3 在喷射过程中是否发生了相变,如表 4 所示。喷射温度靠近临界温度时,RP-3 在流动过程中将会发生冷凝相变。结合 4.2 节中的静压试验数据,验证了其猜想与结论:(1)未发生相变时,不同工况下静压分布规律基本一致。(2)靠近临界温度的相同喷射温度下,喷射压力增大使得 RP-3 在更高的喷射温度下发生相变,且压力越大相变越剧烈。(3)相同喷射压力下,喷射温度降低会导致 RP-3 向发生相变的区域偏移,发生相变时,温度越低,相变越剧烈。

利用 Supertrapp 可以根据熵值和压力值求解出对应的温度,因此求解出图 10 中 E 线对应的温度并标定在图 11 的 p - T 相图中。由图可知,工况 $T_r=1.04, p_r=1.19, 1.44$ 位于 E 线的左侧,在喷射过程中发生了

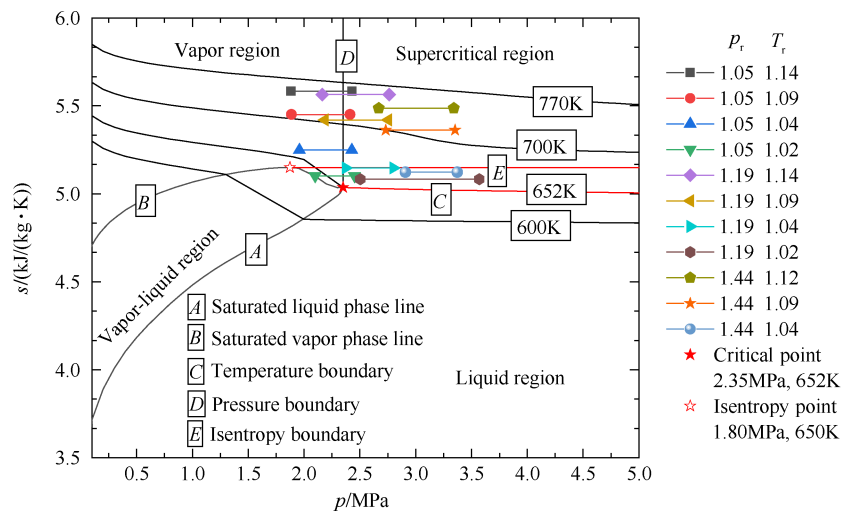


Fig. 10 Injection processes at various injection conditions in s - p diagram for RP-3

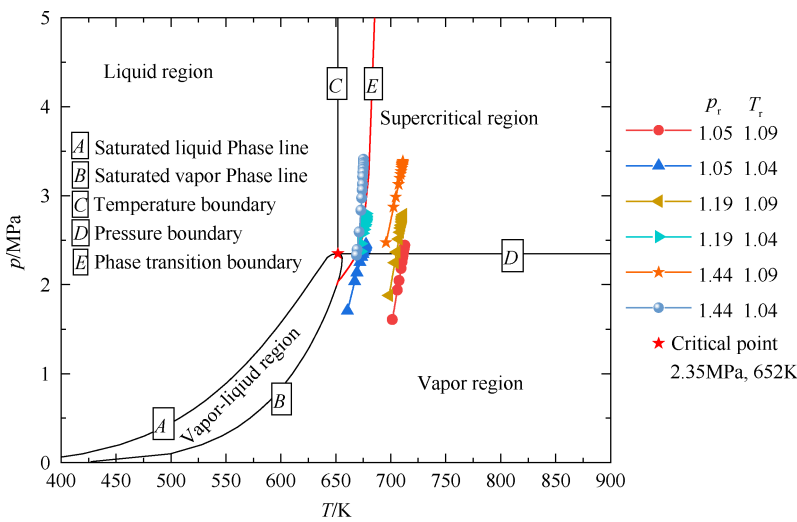


Fig. 11 Injection processes at various injection conditions in p - T diagram for RP-3

Table 4 RP-3 phase in different test conditions

p_r	T_r	Condensation
1.05	1.14	No
1.05	1.09	No
1.05	1.04	No
1.05	1.02	Yes
1.19	1.14	No
1.19	1.09	No
1.19	1.04	Yes
1.19	1.02	Yes
1.44	1.14	No
1.44	1.09	No
1.44	1.04	Yes

“超临界态-液态”的冷凝相变,而其他工况处于 E 线的右侧,并没有出现冷凝相变。当喷射压力相同时,随着喷射温度的降低,流动路径向左即可能发生相变的区域移动,并最终进入气液两相区导致冷凝相变的发生。

4.4 流量特性

试验测得的不同喷射压力下的燃油流量随温度的变化规律如图 12 所示,试验结果表明,在同一喷射压力下,随着温度的下降,燃油流量逐渐上升,上升的趋势为先平缓后剧烈。随着温度的继续下降,燃油流量在某一温度范围内剧烈升高,形成“拐点”。这是由于发生了“超临界态-液态”的冷凝相变,出现液相成分导致密度迅速增加,从而使燃油流量剧烈升高。由试验结果可知,随着喷射压力的增大,发生燃油流量从平缓到剧烈的“拐点”的温度越高,这说明喷射压力的增大,可以使 RP-3 航空煤油在较高的温度下发生相变。

图 13 给出了不同温度和压力下,利用 Supertrapp

软件计算的 RP-3 的密度随温度和压力的变化规律。当燃油压力比临界压力低时,在温度大于泡点温度后,燃油将直接成为气态,密度迅速降低。当燃油压力比临界压力高时,温度升高将会使密度下降变慢,燃油成为超临界态。当喷射温度降低到一定程度时,燃油由于发生“超临界态-液态”的冷凝相变,密度会在一定温度范围范围内迅速升高,导致图 12 中的燃油流量在特定温度下迅速增大,形成“拐点”。因此,燃油流量的“拐点”对应着相变现象的发生。

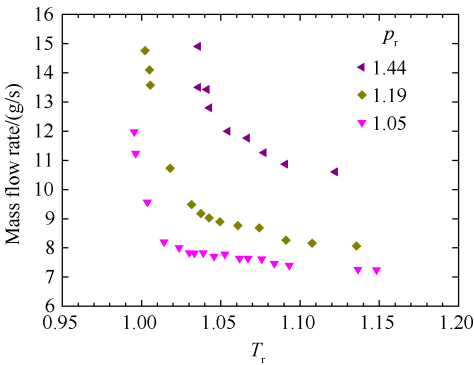


Fig. 12 Fuel mass flow rate

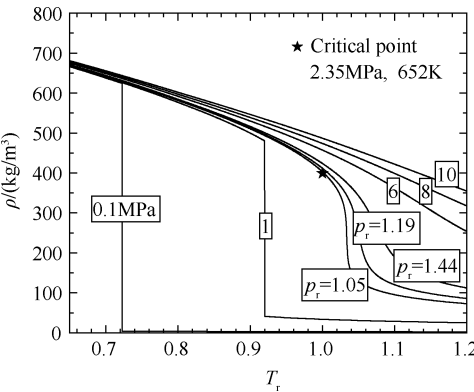


Fig. 13 Density variation

5 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1) RP-3在喷嘴内部流动过程中,内部静压沿喷嘴轴线下降。未发生相变时,静压分布规律趋于一致;发生冷凝相变时,静压梯度减小。

(2) 提高喷射压力与降低喷射温度,会使 RP-3 在更高的喷射温度/压力下发生相变。发生冷凝相变时,提高喷射压力与降低喷射温度会使相变发生得更加剧烈。喷射温度对相变的影响高于喷射压力。

(3) 随着喷射温度的降低,超临界 RP-3 在流动时发生冷凝相变,导致燃油密度增大,使得 RP-3 流量在特定温度范围内急剧增大。

(4) 基于一维等熵假设的计算方法可以较好地预测燃油在喷嘴内部的流动参数,但是发生冷凝相变时,由于凝结潜热的释放,计算结果与试验值产生较大误差。

致 谢:感谢国家科技重大专项基金的资助。

参考文献

- [1] 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, 2009.
- [2] 王英杰, 徐国强, 邓宏武, 等. 超临界 RP-3 管内换热特性实验[J]. 推进技术, 2009, 40(6): 656-660. (WANG Ying-jie, XU Guo-qiang, DENG Hong-wu, et al. Experimental Investigation on Heat Transfer of Supercritical RP-3 [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 40(6): 656-660.)
- [3] Sun Q, Mi Z, Zhang X. 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).
- [4] Edwards T, Maurice L Q. Surrogate Mixtures to Represent Complex Aviation and Rocket Fuels[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(2): 461-466.
- [5] Bellan J. Supercritical (and Subcritical) Fluid Behavior and Modeling: Drops, Streams, Shear and Mixing Layers, Jets and Sprays[J]. *Progress in Energy & Combustion Science*, 2000, 26(4/6): 329-366.
- [6] 解茂昭. 内燃机跨临界/超临界燃料喷雾混合过程的机理与模型[J]. 燃烧科学与技术, 2014, 20(1): 1-9.
- [7] 黄禹, 沈飏, 张鹏, 等. 超临界流体传热综述[J]. 低温与超导, 2008, 36(10): 44-50.
- [8] 吕玉坤, 郭康维, 刘海峰. 燃料液滴超临界蒸发综述[J]. 应用能源技术, 2012(7): 18-22.
- [9] 伍军, 白菡尘, 曾令国, 等. 超临界燃料输送系统中甲烷/氮输运特性试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4): 942-947. (WU Jun, BAI Han-chen, ZENG Ling-guo, et al. Experimental Study on Transportation Characteristic of Methane/Nitrogen in Supercritical Transport System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(4): 942-947.)
- [10] 范学军, 俞刚. 大庆 RP-3 航空煤油热物性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 187-192. (FAN Xue-jun, YU Gang. Analysis of Thermophysical Properties of Daqing RP-3 Aviation Kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(2): 187-192.)
- [11] 仲峰泉, 范学军, 王晶, 等. 超临界态煤油等熵流动和超声速喷注研究[C]. 黄山: 第二届高超声速科技学术会议, 2009.
- [12] 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.
- [13] Lamanna G, Stotz I, Weigand B, et al. Supercritical Fluid Injection: An Experimental Study [C]. *Belgium: Proceedings of the 7th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, 2011.
- [14] Gao W, Lin Y Z, Hui X, et al. Injection Characteristics of Near Critical and Supercritical Kerosene into Quiescent Atmospheric Environment [J]. *Fuel*, 2019, 235: 75-781.
- [15] Lin K C, Cox-Stouffer S K, Jackson T A. Structures and Phase Transition Processes of Supercritical Methane/Ethylene Mixtures Injected into a Subcritical Environment [J]. *Combustion Science and Technology*, 2006, 178(1-3): 129-160.
- [16] Star A M, Edwards J R, Lin K C, et al. Numerical Simulation of Injection of Supercritical Ethylene into Nitrogen [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(4): 809-819.
- [17] 彭云晖, 高伟, 张弛, 等. 超临界碳氢燃料的射流特性研究[J]. 航空发动机, 2019, 45(2): 59-64.
- [18] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Effects of Entry Conditions on Cracked Kerosene-Fueled Supersonic Combustor Performance [J]. *Combustion Science and Technology*, 2007, 179(10-12): 2199-2217.
- [19] 潘锦珊, 单鹏. 气体动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [20] 高伟, 林宇震, 张弛. 超临界燃料在喷嘴附近的相变和流动过程[J]. 推进技术, 2019, 40(3). (GAO Wei, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi. Phase Transition and Flow Process of Supercritical Fuel near Injector Nozzle [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(3).)
- [21] Ely J F, Huber M L. NIST Standard Reference Database 4-NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures [M]. *Gaithersburg: National Institute of Standards*, 1990.
- [22] Zhong F, Fan X, Yu G, et al. Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, 23(3): 543-550.

(编辑:朱立影)