

文章编号: 1000-8055(2009)12-2661-05

超临界航空煤油喷射的射流结构及相变过程

高伟, 林宇震, 梁获胜, 许全宏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 研究了超临界 RP-3 航空煤油喷射到静止常温常压大气环境中的近场射流结构及喷口附近的射流相变过程. 研究表明, 超临界煤油喷射到静止大气环境中后会经历类似于理想气体不完全膨胀的过程, 会在喷嘴下游产生马赫盘等激波结构, 马赫盘的位置随喷射压力的提高而增大, 而喷射温度对马赫盘位置几乎没有影响. 当喷射温度较高时, 超临界煤油在喷嘴出口处直接进入气相区, 没有凝结现象发生. 而煤油的喷射温度接近临界温度时, 超临界煤油会在喷嘴内部及出口处发生局部凝结, 进入气液两相区.

关 键 词: 超临界航空煤油; 射流结构; 马赫盘; 相变过程

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Jet structures and phase transition process of supercritical aviation kerosene fuel injection

GAO Wei, LIN Yu zhen, LIANG Huo sheng, XU Quan hong

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: The injection of supercritical RP-3 aviation kerosene fuel into a quiescent atmospheric environment was experimentally investigated to study the jet structures and phase transition process near the nozzle exit. It was found that supercritical kerosene jets injected above the critical point underwent ideal-gas-like expansion and exhibited visible Mach disk shock structures. The axial location of the Mach disk increased with the injection pressure, and the injection temperature had little effects on the axial location of Mach disk. The phase transition process analysis revealed that the supercritical kerosene fuel was penetrated into the gas region from the supercritical region directly at the nozzle exit, without going through two-phase region at higher injection temperature. Fuel condensation phenomenon occurred in the nozzle and fuel entered two-phase region when fuel was injected near the critical point.

Key words: supercritical aviation kerosene fuel; jet structures; Mach disks; phase transition process

未来先进的航空发动机, 超燃冲压发动机及脉冲爆震发动机, 由于其热负荷较目前的发动机更高, 传统的冷却方式已经不能解决其热端部件的冷却问题, 航空煤油具有比空气更大的吸热量, 就成为了高性能发动机冷却剂的首选^[1]. 煤油作

为冷却剂吸收了足够的热量后其温度可能超过临界温度, 而通常情况下发动机的供油压力均超过了煤油的临界压力, 则煤油在喷射之前便进入了超临界状态. 超临界状态的煤油既不是气体燃料, 也不是液体燃料, 它兼具气体的低黏度和液体的

收稿日期: 2009-03-16; 修订日期: 2009-06-25

作者简介: 高伟(1981-), 男, 陕西汉中, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧方面研究.

高密度以及介于气体和液体之间的较高扩散系数等特征,同时还具有较大的压缩性、零表面张力、零汽化潜热、比热容随温度变化大等特性^[2,3].由于超临界煤油的这些独特的热力学输运性质不同于液态和气态燃料,所以有必要对其喷射特性进行深入的研究.

国内外针对超临界碳氢燃料喷射已进行了部分研究并得到了一些研究成果. Wu^[4,5] 等用纹影法研究了超临界乙烯喷射到静止氮气中的射流结构,并用拉曼光谱测量了超临界乙烯在氮气环境中的质量分数分布特性. Lin^[6] 等用试验和计算的方法研究了超临界乙烯/甲烷混合物喷射到静止氮气环境中的射流激波结构及燃料在喷嘴内部及喷嘴下游的相变特性. Star^[7] 等用计算的方法对超临界乙烯喷射到静止氮气环境中的相变特性及乙烯在氮气中的质量分数分布进行了研究. Chen^[8] 对超临界 SF₆(一种无毒无污染,不可燃,热力学性质类似于碳氢燃料的物质)喷射到静止 CO₂ 以及 N₂ 环境做了研究,得到了超临界 SF₆ 喷射到不同介质环境中的射流形态和相变过程.

上述研究中,均以小分子,单组分及碳氢燃料的替代燃料为研究对象,未考虑到实际燃料复杂的多组分对喷射特性的影响. 本文以成分复杂的国产 RP-3 航空煤油($p_c = 2.21\text{ MPa}$, $T_c = 630\text{ K}$)为研究对象,研究超临界 RP-3 航空煤油喷射到静止常温常压大气环境中的射流结构及超临界煤油在喷口附近的相变特性.

1 试验系统

1.1 超临界煤油喷射试验系统

超临界 RP-3 航空煤油喷射到静止常温常压大气环境中的试验系统如图 1 所示,包括油箱、压缩空气瓶、煤油加热器、加热器温度控制系统、喷嘴及纹影仪系统. 煤油被注入油箱中,油箱的容积为 1 000 L,大的油箱容积可以保证长时间的试验并能有效的抑制试验过程的压力波动. 航空煤油从油箱经高压泵加压后进入燃油输送管道中,分别经过油滤、阀门和流量计后进入煤油加热器,温度控制系统通过改变加热器的加热功率来调节加热器出口煤油的温度,煤油通过喷嘴喷射到静止的大气环境中,采用纹影法来测量喷口处的超临界煤油的射流结构及喷口附近的相变特性. 试验结束后关闭油路并打开压缩空气对加热器管路中残余的煤油进行吹除以防止煤油在管路中结焦.

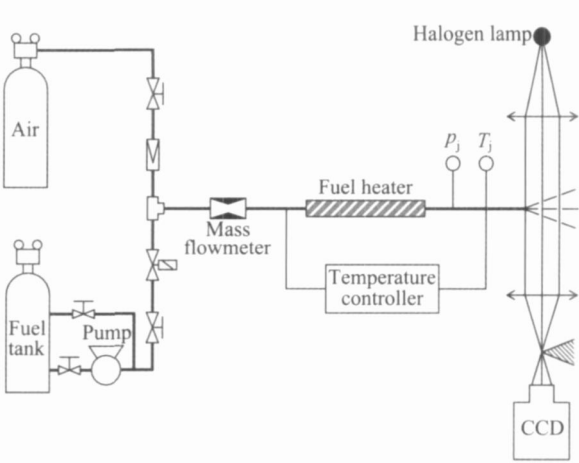


图 1 超临界航空煤油喷射试验系统总图

Fig. 1 Schematic of supercritical kerosene injection test apparatus

本试验采用孔径为 0.5 mm 的圆形孔直射式喷嘴,喷嘴的长径比为 2. 喷嘴结构如图 2 所示.

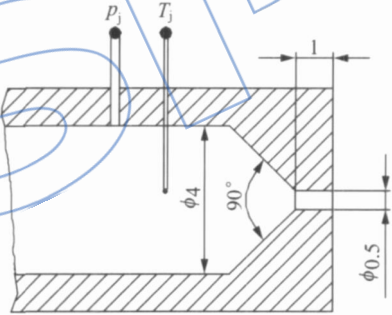


图 2 超临界煤油喷嘴结构图(单位:mm)

Fig. 2 Sketch of the nozzle passage(unit:mm)

煤油的质量流量由一台测量范围为 1.1~11.1 g/s 柯氏流量计测量,试验前经零点校正后其测量误差为 $\pm 1\%$. 超临界煤油的喷射参数由安装在喷嘴前的压力传感器及精密热电偶直接传送到数据采集电脑上.

试验中采用反射式纹影仪来测量超临界航空煤油喷射后的射流结构及相变特性. 纹影系统采用 24V, 300 W 的卤灯作为光源. 凹面反射镜直径为 200 mm, 焦距为 2000 mm. 图像采集使用电荷耦合元件(CCD)为 23.6 mm $\times$ 15.88 mm 的 Nikon D300 相机,曝光时间为 1/25 s,感光度(ISO)值为 200. 试验中,图像采集系统的放大率为 2.5,可测量的流场区域为 60 mm²,完全满足研究的需求.

在进行超临界航空煤油喷射前,对纹影系统进行了必要的校正和标定. 用纹影仪对高压空气

喷射到静止大气环境中的射流结构进行了测量. 测试结果与 Crist^[9] 的不完全膨胀空气射流的研究数据基本一致. 这表明了测试系统的准确性.

1.2 试验条件

超临界航空煤油喷射到静止大气环境中的试验参数如表 1 所示. 煤油的喷射压力和温度均以对比参数给出(喷射参数与临界参数的比值). 环境的压力和温度为常压常温($p_a = 0.1\text{ MPa}$, $T_a = 288\text{ K}$). 表 1 中, 下标 c 为煤油的临界参数, 下标 j 为煤油的喷射参数, 下标 a 为环境参数.

表 1 试验中煤油的喷射参数
Table 1 Operation condition range

试验参数	范围
p_j/p_c	1.1~1.81
T_j/T_c	1.01~1.2
p_j/p_a	24~40
T_j/T_a	2.2~2.6

2 试验结果及分析

2.1 喷嘴下游近场处射流的激波结构

图 3 给出了不同喷射温度下超临界航空煤油喷射到静止大气环境中的纹影图片. 超临界航空

煤油射流离开喷嘴后突然膨胀, 在喷嘴的下游形成明显的激波结构, 包括马赫盘和拦截激波, 这表明超临界航空煤油在喷嘴的出口处达到了声速^[4,6]. 这与不完全膨胀理想气体射流具有相似的射流结构.

从图 3 中可以看出, 当喷射温度较低时, 喷嘴下游的激波结构已经出现, 但此时激波结构的边界较厚, 射流的扩张角度(即射流在喷口处的气流转折角)较大. 当喷射温度提高后, 激波结构的边界变薄, 射流的扩张角有所减小. 出现这种现象的原因与超临界煤油喷射后经历的相变途径有关, 当超临界煤油的喷射温度接近临界温度时($T_j/T_c = 1.02$), 射流边界出现了局部的凝结现象, 这使得凝结部分的静压提高^[9], 局部凝结的射流边界向外扩张以平衡静压的提高, 因此其射流扩张角较大. 而在喷射温度较高时($T_j/T_c = 1.17$), 射流没有经历凝结现象, 射流的激波结构边界锐利, 扩张角度较小, 更接近于理想气体的不完全膨胀过程. 从图中还可以看出, 马赫盘距喷口的轴向距离基本不随喷射温度的变化而变化.

Wu^[4]对超临界乙烯喷射特性的研究结果表明, 当喷射温度超过但接近临界温度时, 喷嘴下游的射流有明显的凝结现象, 而无明显的激波结构. 而本研究却发现, 即使航空煤油的喷射温度接近临界点, 其喷嘴出口也具有明显的激波结构. 这与航空煤油是复杂的多组分混合物有关系. 航空煤油的临界点实际上是一个区域, 在该区域之内, 分子量较小的组分处于气态, 分子量较大的组分则处于液态或超临界态. 当喷射参数处于该区域时, 航空煤油中处于气态和超临界态的组分喷射后则类似于不完全膨胀的理想气体, 出现激波结构.

图 4 给出了不同喷射压力下超临界航空煤油喷射到静止大气环境中的纹影图片. 随着喷射压力的提高, 马赫盘逐渐远离喷嘴出口, 同时马赫盘的尺寸也逐渐增大. 当喷射压力提高后, 喷嘴出口处射流内部的静压提高, 射流边缘必须向外延伸来平衡内部压力的提高, 这样马赫盘的位置必然会远离喷嘴出口, 相应的马赫盘的尺寸也会增大.

图 5 给出了超临界煤油喷射后的无量纲马赫盘位置 X_M/d_j (马赫盘距喷口的轴向距离 X_M 与喷嘴直径 d_j 的比值) 随喷射压比 p_j/p_a 的变化趋势. 图中还给出了不完全膨胀理想气体喷射后马赫盘位置与压比之间的曲线^[9]. 从图中可以看出, 马赫盘的位置 X_M/d_j 随喷射压比 p_j/p_a 的提高而增大, 而且喷射温度对马赫盘的位置几乎没有影

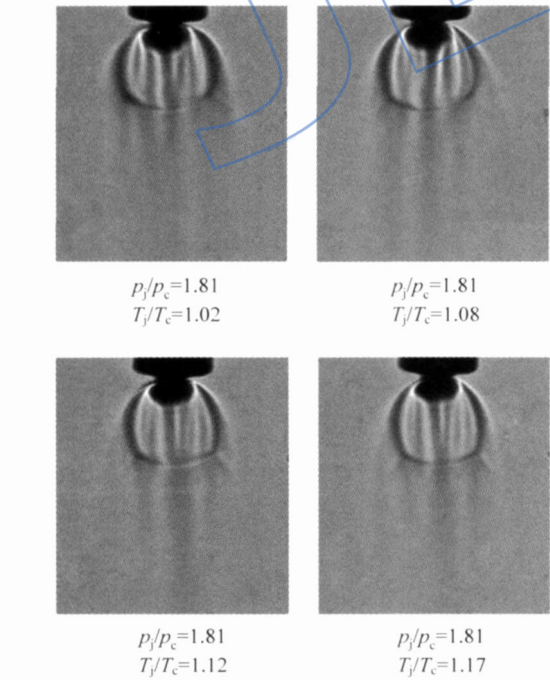


图 3 不同喷射温度下超临界煤油喷射纹影图片
Fig.3 Shlieren images of supercritical kerosene jets at various injection temperatures

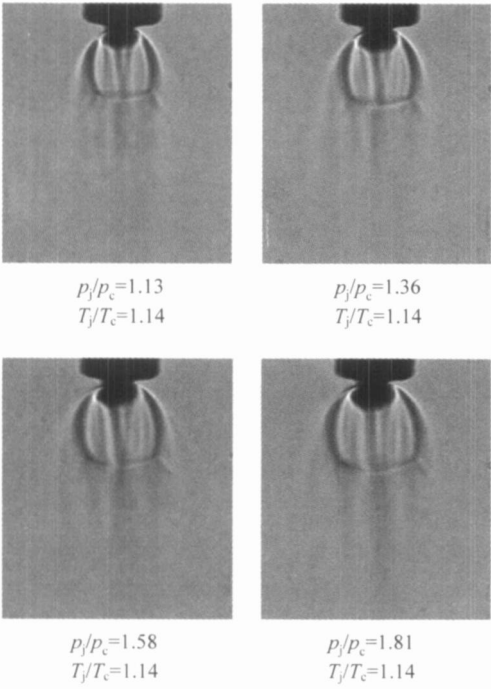


图 4 不同喷射压力下超临界煤油喷纹阴影图片
Fig.4 Shlieren images of supercritical kerosene jets at various injection pressures

响.同时,本研究得到的数据与理想气体数据吻合的很好,这表明了超临界煤油喷射后具有理想气体的性质,马赫盘的位置只与喷射压比相关,而与流体的种类无关. Wu^[5] 研究超临界乙烯及 Lin^[6] 研究超临界乙烯/甲烷的喷射特性时,也得到了类似的结论.

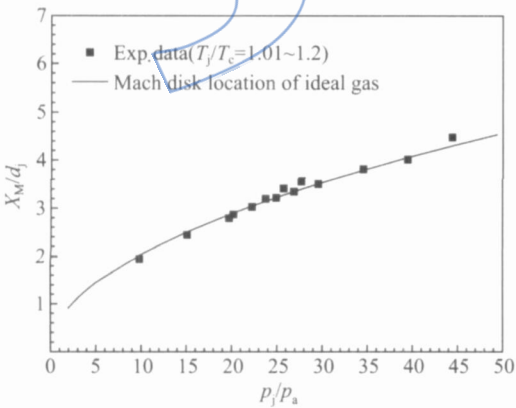


图 5 马赫盘位置随喷射压比的变化规律
Fig.5 Locations of Mach disks for supercritical kerosene jets

2.2 喷口附近(喷嘴内部至马赫盘之前)射流的相变过程

航空煤油是成分复杂的混合物,很难精确计算其热力学输运性质.为了对超临界航空煤油的

喷射过程进行理论分析,本文采用 RP-3 航空煤油的三组分替代燃料来模拟航空煤油的热力学性质.替代燃料的组成成分为 49% (摩尔分数) 正十烷, 44% 的 1, 3, 5 三甲基环己烷, 7% 正丙基苯^[10].

图 6 给出了用 SUPERTRAPP 软件计算得到的航空煤油三组分替代燃料在不同温度下的熵随压力的变化趋势.该图给出了多条等温线及航空煤油替代燃料的饱和线,并将煤油在不同温度压力下的状态划分为不同的区域.由于煤油在喷嘴内向外部的热损失及摩擦阻力都很小,而射流在喷嘴出口至马赫盘之前的流动基本不受环境的影响,为了分析问题方便,可将超临界煤油从喷嘴内部直至碰到正激波之前的流动视为等熵过程.超临界航空煤油从喷嘴喷出后的相变特性可以从图 6 中得到,图中的两条等熵线分别代表图 7 中 (a), (b) 两种工况下超临界煤油在喷嘴内部及喷口下游近场处的相变特性.从图 6 可以看出,在喷射温度较高 ($T_j/T_c = 1.17$) 时,超临界航空煤油在喷口附近经历两种状态,超临界态和气态,而没有进入气液共存状态,航空煤油在喷嘴内及喷出后均没有凝结现象发生.用 SUPERTRAPP 软件计算得到喷口处煤油的静压和静温,由于此时煤油的静压小于临界压力,而静温高于临界温度,煤油射流从喷口截面直至遇到马赫盘之前均处于气相状态.而当喷射温度较低 ($T_j/T_c = 1.01$) 时,超临界航空煤油先从超临界状态进入气液两相状态,而后又进入气相状态,这表明煤油在喷嘴出口处有凝结现象发生,但离开喷嘴后膨胀的过程中,煤油的压力下降速度远大于其温度下降速度^[11],使得其进入气相状态.

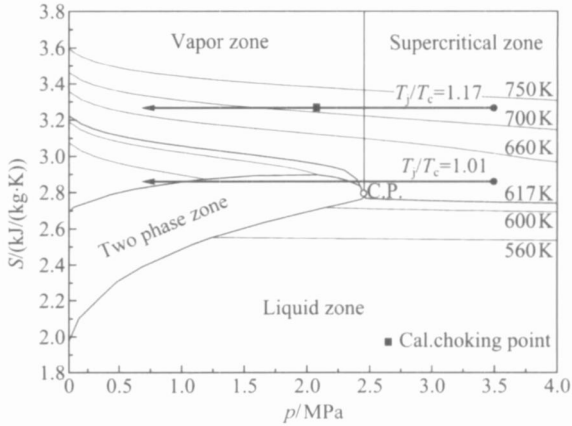


图 6 超临界航空煤油喷射相变过程
Fig.6 Phase transition paths of injection processes

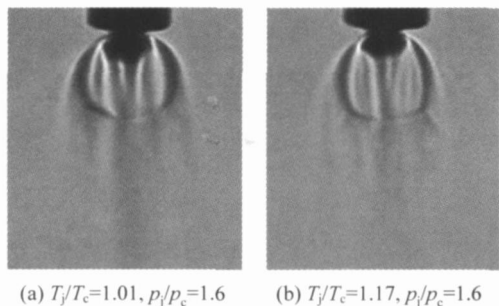


图 7 超临界航空煤油在不同喷射温度下的纹影图片

Fig 7 Shlieren images of supercritical kerosene jets

3 结 论

本文用纹影法对超临界航空煤油喷射到静止大气环境中的射流结构和相变特性进行了试验研究,得到如下结论:

1) 超临界航空煤油喷射到静止大气环境中后会经历类似于不完全膨胀理想气体一样的膨胀过程,在喷嘴的下游产生马赫盘等激波结构.而且即使喷射温度接近临界点,射流仍具有比较清晰的激波结构.

2) 马赫盘与喷口之间的距离随着喷射压比 p_j/p_a 的增加而增加,喷射温度对马赫盘位置几乎没有影响.测量得到的马赫盘位置与不完全膨胀理想气体喷射后的马赫盘位置相一致.

3) 对超临界航空煤油在喷口附近相变过程的分析表明:当喷射温度高于并远离临界点时,航空煤油只经历两种状态,即从超临界态直接变为气态;当喷射温度接近临界温度时,航空煤油在喷嘴内部由超临界态进入两相区,离开喷嘴后再过渡到气相区.

参考文献:

- [1] Edwards T. USAF supercritical hydrocarbon fuels interests [R]. AIAA Paper 93 0807
- [2] 朱自强. 超临界流体技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2000.
- [3] 韩布兴. 超临界流体科学与技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2005
- [4] 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.
- [5] Wu P K, Shahnam M, Kirkendall K, et al. Expansion and mixing processes of underexpanded supercritical fuel jets injected into superheated conditions [R]. AIAA Paper 97-2852.
- [6] Lin K C, Stouffer S C, Jackson T A. Structures and phase transition processes of supercritical methane/ethylene mixtures injected into a subcritical environment [J]. Combust. Sci. and Tech., 2006, 178: 129-160.
- [7] 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.
- [8] Chen L D. Heat transfer, fouling, and combustion of supercritical fuels [R]. AFOSR-TR-94-0321.
- [9] Crist S, Sherman P M, Glass D R. Study of the highly underexpanded sonic jet [J]. AIAA Journal, 1966, 4(1): 68-71.
- [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 Xuejun, YU Gang. Analysis of thermophysical properties of Daqing RP-3 aviation kerosene [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 187-192 (in Chinese)
- [11] 潘锦珊. 气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1989