

文章编号: 1000-8055(2010)09-1984-05

超临界正十烷喷射到大气环境的喷射特性

高 伟, 林宇震, 付镇柏, 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: 研究了超临界正十烷(n -decane)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特性. 研究结果表明, 超临界正十烷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, 超临界正十烷在喷嘴出口处直接进入气相区, 没有凝结现象发生. 而当喷射温度接近临界温度时, 超临界正十烷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: 超临界正十烷; 射流结构; 马赫盘; 相变过程; 喷射特性

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A

Injection characteristics of supercritical n -decane into atmospheric environment

GAO Wei, LIN Yur zhen, FU Zhen-bai, XU Quar hong
(National Key Laboratory of Science Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: The injection of supercritical n -decane 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 n -decane 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 increases with the growing injection pressure, and the injection temperature has little effects on the axial location of Mach disk. The phase transition process analysis reveals that, the supercritical n -decane is penetrated directly into the gas region from the supercritical region at the nozzle exit, without passing through the two phase region at higher injection temperature. Supercritical n -decane condensation phenomenon occurs in the nozzle and the outlet, and the fuel passes through the two phase region when fuel is injected near the critical point.

Key words: supercritical n -decane; jet structures; Mach disks; phase transition process; injection characteristic

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]. 燃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燃油的临界压力,则燃油在喷射之前便进入了超临界状态.超临界状态的燃油既不是气体燃料,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^[2-4].由于超临界燃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 等^[5-6]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 等^[7]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 等^[8]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^[9]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,均以小分子及碳氢燃料的替代燃料为研究对象,这些研究对象在常温下均为气体,与常温下为液态的煤油具有一定的差距.航空煤油为成分复杂的混合物,根据本文作者对其进行的色谱分析结果,煤油含有上百种组分,其中大部分组分的相对含量非常小,对其热力学输运性质进行估算非常困难,这对煤油喷射过程进行理论分析带来一定的难度.正十烷是航空煤油中相对含量最多的成分,并且其分子质量与煤油接近,常压下的密度,黏度也均与煤油接近,而且其热力学输运性质容易计算得到.这样采用正十烷作为研究对象可在很大程度上反映出煤油的喷射特性且便于进行理论分析.本文以正十烷($p_c=2.11\text{ MPa}$, $T_c=617.6\text{ K}$)为研究对象,研究超临界正十烷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 超临界燃油喷射试验系统

超临界正十烷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、燃油加热器、加热器温度控制系统、喷嘴及纹影仪系统.正十烷从油箱经高压泵加压后进入燃油输送管道中,分别经过油虑、阀门和流量计后进入燃油加热器,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正十烷的温度,正十烷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正十烷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吹扫系统对加热器管路中残余的正十烷进行吹除以防止燃油在管路中结焦.

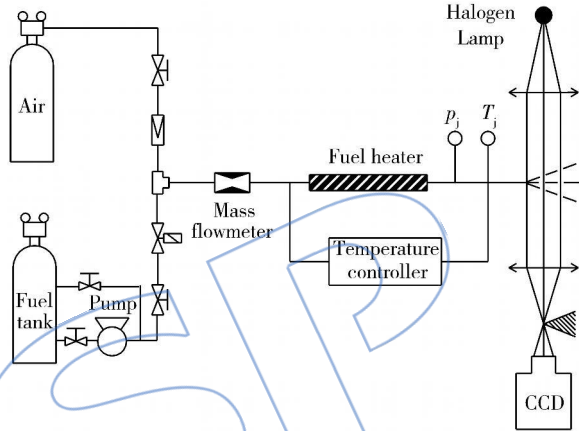


图 1 超临界正十烷喷射试验系统总图

Fig.1 Schematic of supercritical n-decane 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.

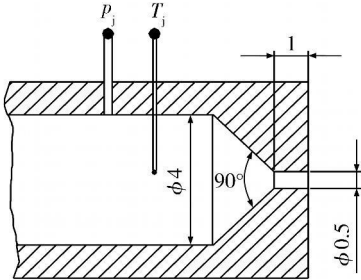


图 2 超临界正十烷喷嘴结构图(单位: mm)

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

正十烷的质量流量由一台测量范围为 1.1~11.1 g/s 的柯氏流量计测量,试验前经零点校正后其测量误差为 $\pm 1\%$.超临界正十烷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正十烷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.凹面反射镜的直径为 200 mm,焦距为 2 000 mm.图像采集使用电荷

耦合器件(CCD) 大小为 23. 6 mm × 15. 88 mm 的 Nikon D300 相机, 设置曝光时间为 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 60mm², 完全满足研究的需求.

在进行超临界正十烷喷射前, 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^[10] 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

超临界正十烷喷射到静止大气环境中的试验参数如表 1 所示. 正十烷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温常压($p_a=0.1\text{ MPa}$, $T_a=298\text{ K}$). 表 1 中, 下标 c 为正十烷的临界参数, 下标 j 为正十烷的喷射参数, 下标 a 为环境参数.

表 1 试验中正十烷的喷射参数

Table 1 Operation condition range

试验参数	范围
p_j/p_c	1.06~ 1.9
T_j/T_c	1.01~ 1.19
p_j/p_a	22~ 40
T_j/T_a	2.08~ 2.44

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正十烷喷射到静止大气环境中的纹影图片. 超临界正十烷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, 这表明超临界正十烷在喷嘴的出口处达到了声速^[5, 7]. 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 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正十烷喷射后经历的相变途径有关, 当超临界正十烷的喷射温度接近临界温度时($T_j/T_c=1.01$), 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^[10], 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.

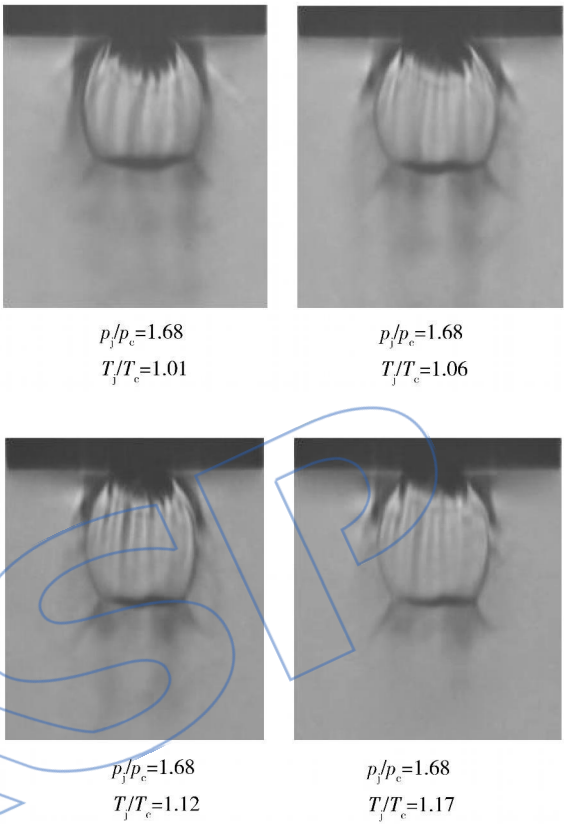


图 3 不同喷射温度下超临界正十烷喷射纹影图片

Fig. 3 Shlieren images of supercritical n-decane jets at various injection temperatures

图 4 给出了不同喷射压力下超临界正十烷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 给出了不同喷射压力下超临界正十烷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) 随喷射温度 T_j 的变化趋势. 由图 5 可知, 马赫盘位置基本不受喷射温度的影响. 相同喷射压比下, 马赫盘位置随温度的最大波动值不超过 3. 5%. 这与不完全膨胀理想气体喷射具有相似性, 其马赫盘位置与喷射温度无关.

图 6 给出了超临界正十烷喷射后的无量纲马

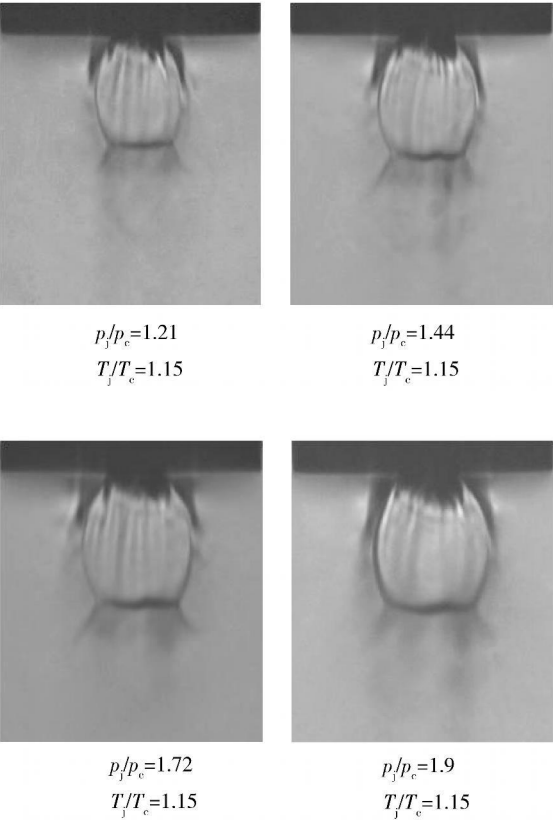


图 4 不同喷射压力下超临界正十烷喷纹阴影图片
Fig. 4 Shlieren images of supercritical n-decane jets at various injection pressures

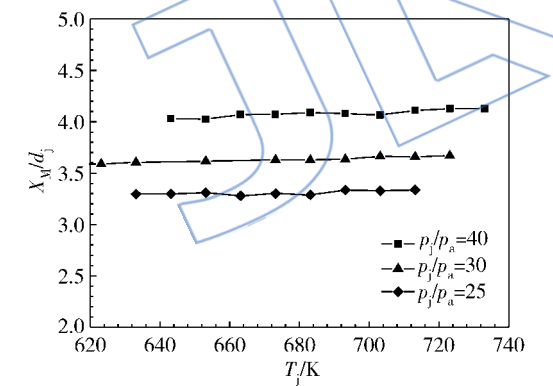


图 5 马赫盘位置随喷射温度的变化规律
Fig. 5 Locations of Mach disks for supercritical n-decane jets at various injection temperatures

赫盘位置 X_M/d_j 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喷射压比之间的曲线^[10]。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。同时, 本研究得到的数据与理想气体数据吻合的很好, 这表明了超临界正十烷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, 而与流体的种类及喷射温度无关。Wu^[6] 研

究超临界乙烯及 Lin^[7] 研究超临界乙烯/ 甲烷的喷射特性时, 也得到了类似的结论。

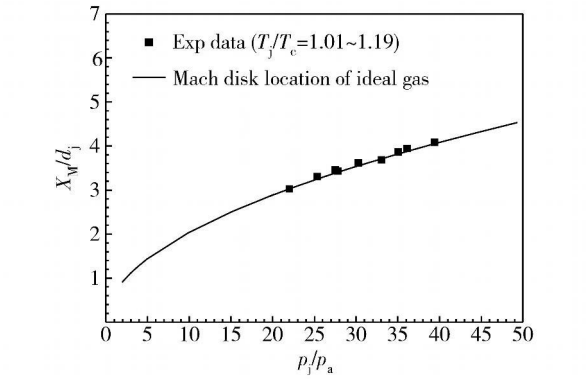


图 6 马赫盘位置随喷射压比的变化规律
Fig. 6 Locations of Mach disks for supercritical n-decane jets

2.2 喷口附近(喷嘴内部至马赫盘之前)射流的相变过程

为了对超临界正十烷的喷射过程进行理论分析, 图 7 给出了用 SUPERTRAPP^[11] 软件计算得到的正十烷在不同温度下的熵随压力的变化趋势。图 7 给出了多条等温线及正十烷的饱和线, 并将正十烷在不同温度压力下的状态划分为不同的区域。由于正十烷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, 可将超临界正十烷从喷嘴内部直至碰到正激波之前的流动视为等熵过程。超临界正十烷从喷嘴喷出后的相变特性可以从图 7 中得到, 图 7 中的 *a*, *b* 两条等熵线分别代表图 8 中 (a), (b) 两种工况下超临界正十烷在喷嘴内部及喷口下游近场处的相变特性。从图 7 可以看出, 在喷射温度较高 ($T_j/T_c = 1.17$) 时, 超临界正十烷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, 正十烷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正十烷的静压和静温, 由于此时正十烷的静压小于临界压力, 而静温高于临界温度, 正十烷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, 超临界正十烷先从超临界状态进入气液两相状态, 而后又进入气相状态, 这表明正十烷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, 正十烷的压力下降速度远大于其温度下降速度^[12], 使得其进入气相状态。图 7 中还给出了一条等熵线 *c*, 其喷

射参数为 $T_j/T_c=1.01, p_j/p_c=1.07$, 与图 8(a) 喷射温度相同, 而喷射压力比图 8(a) 低. 对比 a, c 两条等熵线, 可以发现, 在喷射温度接近临界点时, 相同的喷射温度下喷射压力高的更容易在喷嘴内部及喷口处发生凝结而进入两相区.

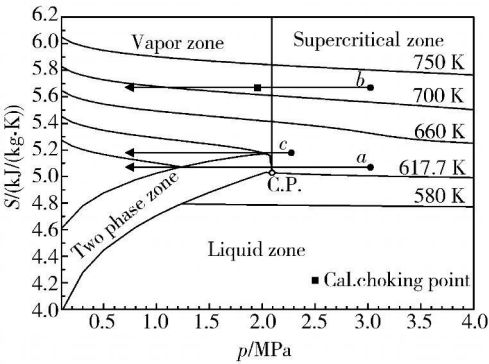


图 7 超临界正十烷喷射相变过程

Fig. 7 Phase transition paths of injection processes

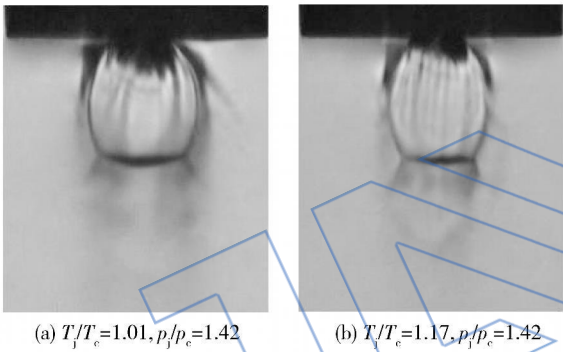


图 8 超临界正十烷在不同喷射温度下的纹影图片

Fig. 8 Shlieren images of supercritical n-decane jets

3 结 论

本文用纹影法对超临界正十烷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) 超临界正十烷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) 对超临界正十烷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, 正十烷只经历两种状态, 即从超临界态直接变为气态; 当喷射温度接近临界温度时, 正十烷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. 在喷射温度接近临界点时, 相同的喷射温度下喷射压力高的更容易在喷嘴内部及喷口处发生凝结而进入两相区.

参考文献:

[1] Edwards T. USAF supercritical hydrocarbon fuels interests [R]. AIAA Paper 93-0807, 1997.

[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] 张丽莉, 陈丽, 赵雪峰, 等. 超临界水的特性及应用[J]. 化学工业与工程, 2003, 20(1): 33-38.

ZHANG Lili, CHEN Li, ZHAO Xuefeng, et al. Properties of supercritical water and its application[J]. Chemical Industry and Engineering, 2003, 20(1): 33-38. (in Chinese)

[5] 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.

[6] 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, 1997.

[7] 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.

[8] 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.

[9] Chen L D. Heat transfer, fouling, and combustion of supercritical fuels [R]. AFOSR-TR-94-0321, 1994.

[10] Crist S, Sherman P M, Glass D R. Study of the highly underexpanded sonic jet [J]. AIAA Journal, 1966, 4(1): 68-71.

[11] Ely J F, Huber M L. NIST standard reference database 4 NIST thermophysical properties of hydrocarbon mixtures [M]. Gaithersburg, MD: National Institute of Standards, Feb. 1990.

[12] 潘锦珊. 气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1989.