

文章编号: 1000-8055(2009)06-1258-06

超临界航空煤油喷射到大气环境的喷射特性

梁获胜, 高 伟, 许全宏, 徐国强, 林宇震

(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重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 用纹影系统对超临界 RP-3 航空煤油喷射到大气环境中的喷射特性进行了试验研究. 在纹影照片中可以看出喷嘴出口下游产生了桶形激波、马赫盘和斜激波, 射流近场结构与高度欠膨胀空气射流非常相似. 测试结果表明马赫盘的位置随着对比压力的增大而增大, 对比温度对马赫盘位置的影响不大; 马赫盘的直径随着对比温度的升高而减小, 随着对比压力的增大而增大; 射流的喷射长度随着对比压力的增大而增大, 随着对比温度的升高而减小.

关 键 词: 超临界; RP-3 航空煤油; 喷射特性; 马赫盘

中图分类号: V312

文献标识码: A

Injection characteristics of the supercritical jet fuel injected into the atmospheric environment

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

(National Key Laboratory on Aero Engines, School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The injection characteristics of supercritical RP-3 aviation kerosene injected into a quiescent atmospheric environment were studied using schlieren system. The jet generated a barrel shaped wave, Mach disk and reflected shock wave in the downstream of the nozzle exit, with the structure of the jet similar to highly underexpanded air jet. The test results indicate that the axial location of the Mach disk increases with the increasing reduced pressure, however, the reduced temperature almost has little effect on the location of the Mach disk. The mach disk diameter increases with the increasing reduced pressure but decreases with the increasing reduced temperature. The jet length increases with the increasing reduced pressure but decreases with the increasing reduced temperature.

Key words: supercritical; RP-3 aviation kerosene; injection properties; Mach disk

高性能航空发动机要求较高的推重比, 高推重比要求有高的涡轮前温度, 同时高增压比使得压气机出口空气温度升高, 这就恶化了本来就比较严重的涡轮部件冷却问题. 就有可能用飞机自身携带的燃料作为热端部件的冷却剂进行冷却. 燃料作为冷却剂的具体方法把冷却空气的热量通过热交换器传递给航空煤油, 再由被冷却的空气来冷却热端部件^[1]. 从冷却空气中吸收了大量热量的航空煤油就有可能达到超临界状态, 就需要

对超临界态燃料的物理特性进行基础理论研究.

碳氢燃料的超临界态指压力和温度都高于燃料的临界压力和临界温度时的一种物质状态. 所有的燃料都存在一个临界压力和临界温度, 当温度和压力都高于临界点时, 没有气、液两相同时存在的沸腾状态, 液态流体不经过气态而直接转化为超临界状态. 常用的国产 RP-3 航空煤油的临界压力约为 2.2 MPa, 临界温度约为 640 K^[2-3]. 在不同温度和压力条件下, 国产 RP-3 航空煤油状

收稿日期: 2008-05-29; 修订日期: 2008-09-16

作者简介: 梁获胜(1983-), 男, 四川成都人, 硕士生, 研究方向为超临界航空煤油喷射研究. E-mail: bjlhs831010@163.com

态如图 1 所示. 处于超临界状态的燃料既不是气体燃料, 也不是液体燃料, 它兼具气体的低粘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、零潜热、比热容随温度变化大等特性^[4].

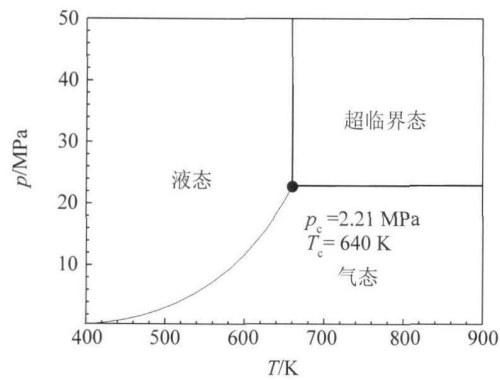


图 1 国产 RP-3 航空煤油的状态与压力、温度之间的关系^[2]

Fig. 1 Phase diagram of RP-3 kerosene vs pressure and temperature

国内外对超临界碳氢燃料的研究都是以航空航天动力系统为背景, 对超临界态的小分子、单组分的碳氢燃料进行研究. T. Edwards 等人比较详细地论述了超临界态碳氢燃料热稳定性、喷射特性以及传热特性等^[5]. Pei Kuan Wu 等人研究了超临界乙烯喷射到静止的氮气中的情况, 他们用纹影、阴影法以及拉曼光谱法测量了喷到氮气环境的乙烯扩散情况、质量分布, 并用纹影法测量了喷口下游附近的激波结构^[6-7]. K-C Lin 等人用阴

影法对超临界态的甲烷/乙烯混合物的喷射特性进行了研究^[8].

在上述研究中, 大部分都是对小分子、单组分的碳氢燃料进行研究, 而且大都是把超临界碳氢燃料喷射到氮气环境中, 选择氮气作为环境气体的原因在于氮气是惰性气体, 不容易发生氧化反应, 同时它的很多物理特性和空气比较相似. 本文研究的是大分子、多组分的国产航空煤油, 另外, 航空发动机实际是在大气环境中运行的, 因此, 本文就是对超临界航空煤油喷射到大气环境的喷射特性进行试验研究.

1 试验系统

1.1 超临界燃油喷射试验台

超临界国产 RP-3 航空煤油喷射到静止的亚临界空气环境中的喷射特性研究的试验系统如图 2 所示, 航空煤油从油箱经高压泵加压后进入燃油输送管道中, 航空煤油经过航空煤油加热器之后被加热到试验需要的温度. 在试验过程中对加热段的煤油出口温度和压力进行实时监控, 并进行测量. 压力、温度等参数通过数据采集系统传给计算机. 在试验中, 用纹影测试系统得到反映超临界航空煤油流场的密度梯度的分布情况, 然后将反映流场密度梯度变化的光信号传到相机的电荷耦合器件 (CCD) 上, 从而就可以根据纹影照片中射流的马赫盘位置、马赫盘直径以及射流的喷射长度定性地对超临界航空煤油的喷射特性进行分析. 试验中使用的是直径为 0.5 mm, 长径比为 4 的直射式喷嘴.

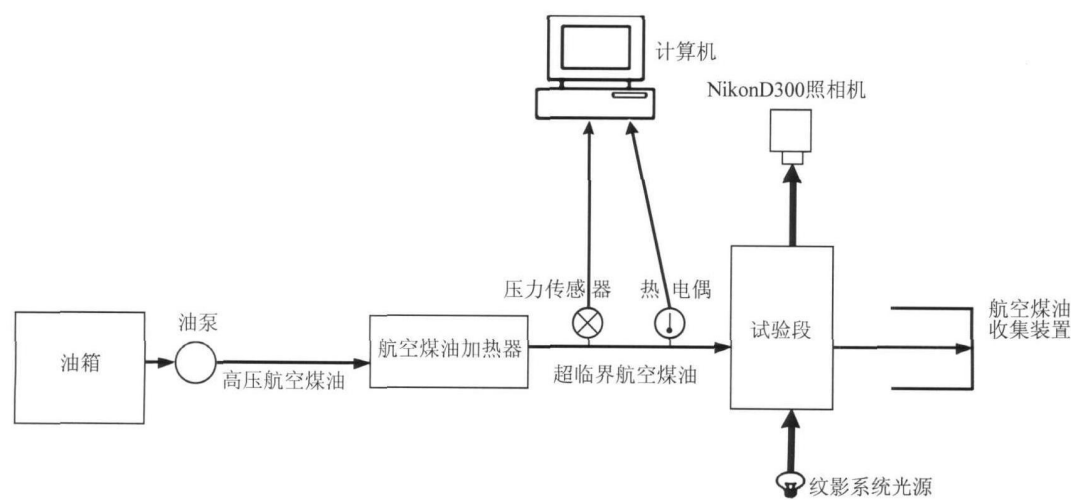


图 2 超临界航空煤油喷射试验系统

Fig. 2 Supercritical aviation kerosene injection test system

1.2 纹影测试系统

超临界航空煤油喷射试验研究使用的是反射式纹影系统,系统中有两个 $\Phi 200\text{ mm}$ 的抛物面镜面,透镜焦距为 $2\,000\text{ mm}$,试验中选用 24 V , 300 W 的卤灯灯泡作为系统的光源产生平行的光束.试验中选用 Nikon D300 作为超临界航空煤油射流流场的图像采集装置,该相机的像素为 $4288\times 2\,848$,影像感应器为 $23.6\text{ mm}\times 15.88\text{ mm}$,足以接收到需要的流场面积,试验中相机的感光度 ISO 为 200.该相机具有液晶显示器(LCD)取景功能,因而可以及时观察到超临界航空煤油射流流场的变化情况.为了保证不滤掉光线,试验中使光线直接成像在相机的 CCD 上.

1.3 测试条件

对本试验中的参数进行如下定义:航空煤油的对比压力 p_{rf} (为航空煤油的压力与航空煤油临界压力之比),航空煤油的对比温度 T_{rf} (为航空煤油的温度与航空煤油的临界温度之比),喷射环境是背压不发生变化的大气环境($p=0.1\text{ MPa}$, $T=300\text{ K}$).本试验使用的航空煤油的临界压力 p_c 和临界温度 T_c 分别为 2.21 MPa 和 640 K ^[2],试验中航空煤油的对比压力 p_{rf} 的范围为 $1.36\sim 2.04$,对比温度 T_{rf} 的范围为 $1.01\sim 1.16$.

2 测试结果和讨论

2.1 超临界航空煤油的喷射特性

假设射流出口处的静压为 p_{inj} ,周围环境的介

质压强为 p ,令 $n=p_{inj}/p$,当 $n\geq 2$ 时,则射流为高度欠膨胀射流,这种射流会在喷嘴下游产生非常明显的马赫盘^[9].为了更加清楚和简洁地说明本试验得到的结果,下面通过高度欠膨胀自由射流的近场流动结构示意图对射流的喷射特性参数进行定义,如图 3 所示,欠膨胀射流除在喷口周沿产生膨胀波系外,还会产生桶状的激波;在喷口下游一定距离处会产生马赫盘,它与射流轴线基本垂直并与桶状激波相交.为了定量地对欠膨胀射流喷射特性进行说明,如图 3 所示,本文将喷嘴直径设为 D_j ,马赫盘到喷口的轴向距离设为 X_m ,马赫盘的大小设为 D_m ,射流末端距离喷口的距离为 L .

图 4 得到的是当对比压力 p_{rf} 为 1.36,对比温度为 1.16 时得到的超临界航空煤油射流的纹影照片,从图中可以看出,在直射式喷嘴喷口下游产生了一个桶形射流,而且可以看到一个非常清晰的马赫盘以及两道斜激波,还可以根据灰度变化看出射流的喷射长度. Per Kuan Wu 等人在研究超临界超高欠膨胀乙烯喷射的膨胀过程时也产生了相似形状的射流^[7]. K-C Lin 等人用阴影法对超临界态的甲烷/乙烯混合物的喷射特性进行了类似研究,研究结果中得到了类似的马赫盘^[8].另外, S. Crist et al 研究的超高欠膨胀的声速射流的结果认为,由于喷射射流的冷凝作用导致射流内部的静压增大,形成较大的马赫盘使压力场达到平衡^[10].

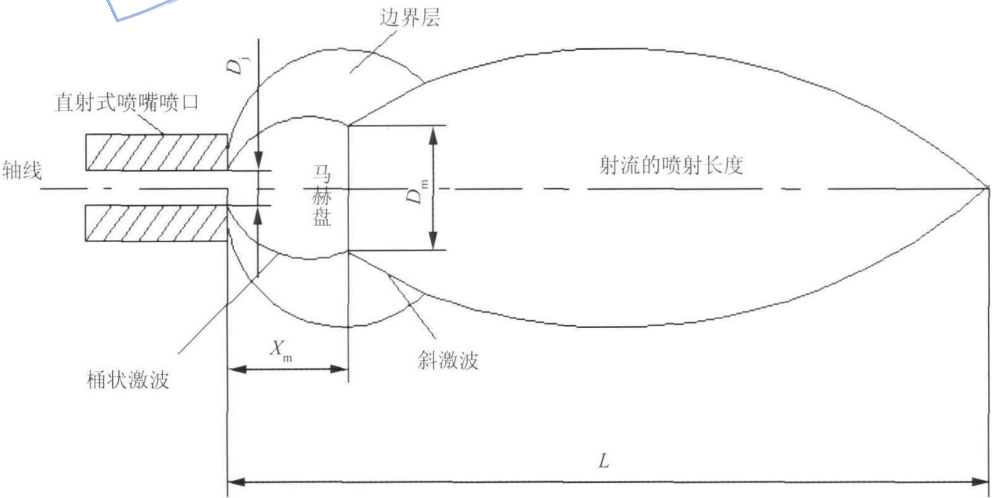


图 3 高度欠膨胀自由射流的近场流动结构示意图

Fig. 3 Near field schematic of the highly under expanded free jet

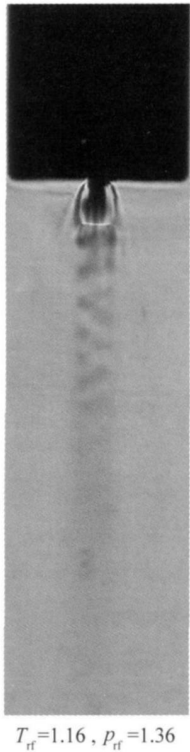


图 4 超临界 RP 3 航空煤油射流在对比压力 p_{tr} 为 1.36 和对比温度 T_{tr} 为 1.16 时的纹影照片
Fig. 4 Schlieren picture of the supercritical RP-3 aviation kerosene with reduced pressure 1.36 and reduced temperature 1.16

从图 4 中可以明显地看出马赫盘的位置以及马赫盘的大小, 但是射流的喷射长度并不是十分明显, 所以用 MATLAB 将试验中得到的纹影照片根据照片的灰度得到不同灰度的等值线图, 并对射流的喷射长度做如下定义: 在射流密度等值线上, 定义等值线上密度值为喷嘴出口密度值 50% 处为射流的喷射长度. 试验中使用的直射式喷嘴喷嘴口大小为 0.5 mm, 并用比例关系得到马赫盘的轴向位置、马赫盘大小和射流的喷射长度. 为了消除系统误差, 同时能够更清楚地表达射流的喷射特性, 对马赫盘的轴向位置、马赫盘大小和射流的喷射长度分别进行无量纲化处理, 因而得到无量纲马赫盘位置、马赫盘大小以及无量纲射流的喷射长度分别为 X_m/D_j , D_m/D_j 和 L/D_j .

2.2 超临界航空煤油喷射温度对喷射特性的影响

图 5 表示的是在固定的对比压力条件下, 对比温度对航空煤油射流喷射特性的影响. 图 5(a) 表示的是航空煤油在固定的对比压力条件下, 对比温度对无量纲马赫盘位置 X_m/D_j 的影响, 从图中可以看出, 当对比压力 $p_{tr} = 1.58$, 对比温度 T_{tr}

从 0.99 增大到 1.19 时, 马赫盘的无量纲位置在 3.35~3.44 之间变化, 这说明对比温度对无量纲马赫盘位置的影响不是很大, 无量纲马赫盘位置随着对比温度的变化在一定范围内波动. 这个结论与 K-C Lin 等人研究得到的超临界甲烷/乙烯混合物喷射到氮气环境中的结论相似, K-C Lin 等人的研究结果表明超临界甲烷/乙烯混合物喷射射流马赫盘位置与喷射温度无关^[8].

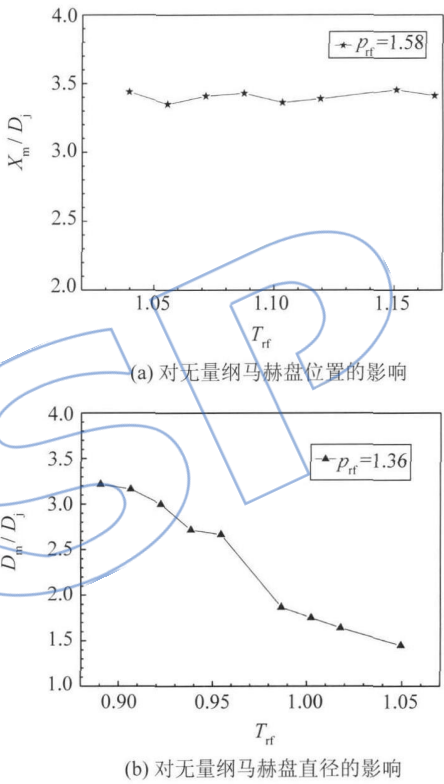


图 5 在相同对比压力下, 对比温度对 RP 3 航空煤油喷射射流马赫盘的影响
Fig. 5 Diagram of the supercritical RP-3 aviation kerosene reduced temperature vs Mach disk in the same reduced pressure

图 5(b) 表示的是航空煤油在固定的对比压力条件下, 对比温度对马赫盘直径 D_m/D_j 的影响. 从图 5(b) 中可以看出, 当对比压力 $p_{tr} = 1.36$, 对比温度 T_{tr} 从 0.89 增大到 1.10 时, 马赫盘的无量纲直径从 3.2 减小到 1.3 左右, 无量纲马赫盘直径随着对比温度增大而减小. 这是因为在相同的喷射压力下, 喷射温度提高, 则射流的静压会降低, 扩张性减弱, 射流边缘必须向内收缩来平衡马赫盘内部射流压力的减小, 射流边缘向内收缩, 则马赫盘的尺寸必将减小. K-C Lin 等人的研究结果表明喷射温度对超临界甲烷/乙烯混合

物喷射射流马赫盘直径也没有什么影响^[8], Pei Kuan Wu 等人的研究表明, 超临界乙烯射流的马赫盘大小随着温度的升高而减小的原因是超临界状态燃料的凝结效果更好^[7]. S. Crist et al 等研究了多种超高欠膨胀声速射流的结果表明, 马赫盘大小随着温度的升高而减小^[10]. 本文中得到的结论与超临界乙烯喷射得到的结论以及 S. Crist et al 等得到的结论完全吻合.

图 6 表示的是在固定的对比压力条件下, 对比温度对无量纲射流的喷射长度 L/D_j 的影响. 从图中可以看出, 当对比压力 $p_{rf}=1.83$ 时, 当对比温度 T_{rf} 从 1.00 增大到 1.17 时, 无量纲射流的喷射长度随着对比温度的增大而减小, 这是因为对比温度增大, 马赫盘后方射流由超临界态转变为气态, 对气体而言, 对比温度越高, 在环境压力条件下, 则密度越小, 故射流的喷射区域缩短. 所以超临界航空煤油的无量纲射流的喷射长度随着对比温度的增大而减小.

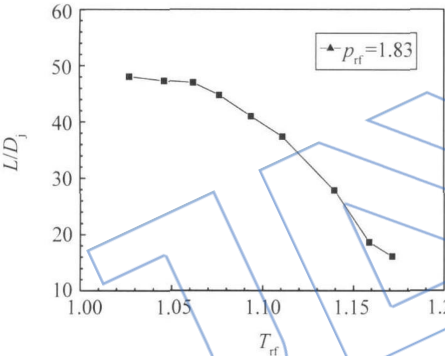


图 6 在对比压力 p_{rf} 为 1.83 时, 对比温度对 RP-3 航空煤油喷射射流无量纲射流的喷射长度的影响

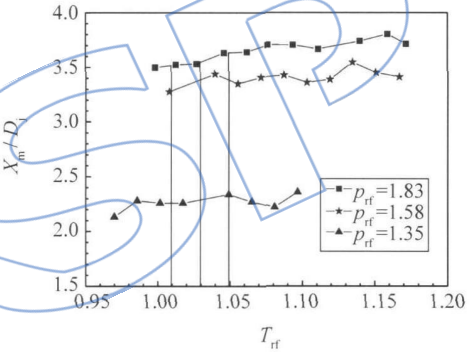
Fig. 6 Diagram of the supercritical RP-3 aviation kerosene dimensionless jet length vs reduced temperature at the reduced pressure 1.83

2.3 超临界航空煤油喷射压力对喷射特性的影响

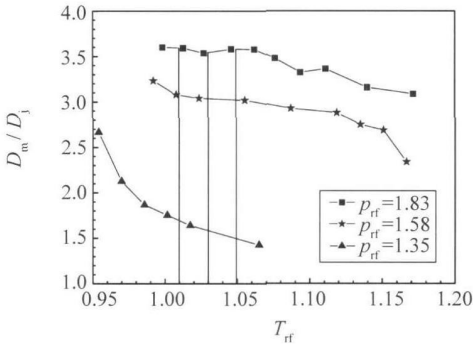
图 7 表示的是在相同的对比温度条件下, 对比压力对航空煤油射流喷射特性的影响. 从图 7 (a) 中可以看出, 在对比温度相同的条件下, 射流的无量纲马赫盘轴向位置随着对比压力的增大而增大. 产生这种现象的原因如下: 在相同的对比温度条件下, 对比压力增大, 则喷嘴出口静压增大, 射流沿轴向的膨胀能力增大, 所以马赫盘位置随着对比压力的增大而增大. K- C Lin 等人的研究认为, 超临界射流马赫盘的轴向位置是与喷射压力有关的增函数, 马赫盘的轴向位置随着压力的

增大而增大^[8], 这个趋势与 S. Crist et al 研究的超高欠膨胀的声速射流的结果非常吻合^[10]. 因此得到如下结论: 超临界航空煤油射流的无量纲马赫盘轴向位置随着对比压力的增大而增大.

从图 7 (b) 中可以看出, 在相同的对比温度条件下, 超临界航空煤油射流的无量纲马赫盘直径随着喷射对比压力的增大而明显增大. Pei Kuan Wu 等人对超临界乙烯射流的研究结果表明, 超临界乙烯射流的马赫盘直径随着喷射压力的增大而增大^[7]. 产生这种现象的原因如下: 随着喷射压力的提高, 喷嘴出口处的静压提高, 其膨胀性更强, 射流边缘必须向外延伸来平衡马赫盘内部射流压力的提高, 射流边缘向外扩张, 则马赫盘的尺寸必将会增大. 这个结果与 S. Crist et al 研究的超高欠膨胀的声速射流的结果也完全吻合^[10].



(a) 对无量纲马赫盘位置的影响



(b) 对无量纲马赫盘直径的影响

图 7 对比压力对超临界 RP-3 航空煤油射流马赫盘的影响

Fig. 7 Diagram of RP-3 aviation kerosene Mach disk vs reduced pressure

从图 8 中可以看出, 在相同的对比温度条件下, 无量纲射流的喷射长度随着对比压力的增大而增大. 这是因为, 在相同的喷射温度下, 随着压力的提高, 超临界燃油的动量提高, 穿透性增强, 射流的喷射区域增大, 所以射流的喷射长度增大.

因而有如下结论: 超临界航空煤油的无量纲射流的长度随着对比压力的增大而增大.

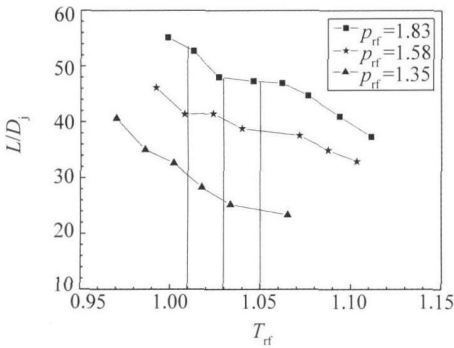


图 8 当超临界航空煤油的对比温度相同时,对比压力对超临界 RP-3 航空煤油射流的无量纲喷射长度的影响

Fig.8 Diagram of RP-3 aviation kerosene dimensionless jet length vs reduced pressure in the same reduced temperature

3 结 论

当喷射到大气环境的航空煤油喷射压力和喷射温度均达到或者超过临界点时,通过纹影测试系统可以得到超临界状态航空煤油的喷射纹影照片,对纹影照片中的马赫盘位置、马赫盘直径以及射流的喷射长度进行测量可以得到如下结论:

- 1) 当 $n \geq 2$ 的气态航空煤油喷射时,在喷嘴出口下游会有类似于气体喷射的桶状激波、马赫盘以及两道斜激波产生;超临界态的航空煤油喷射的 n 值远大于 2,其射流近场结构与高度欠膨胀空气射流的近场结构非常相似;
- 2) 在相同的对比压力条件下,超临界态航空煤油的对比温度对马赫盘轴向位置的影响不太明显;马赫盘直径随着对比温度的升高而减小;射流的喷射长度随着对比温度的升高而缩短;
- 3) 在相同的对比温度条件下,马赫盘的轴向位置随着超临界态航空煤油的对比压力的增大而

增大;马赫盘直径随着对比压力的增大而增大;射流的喷射长度随着对比压力的增大而增大.

本试验不仅对多组分、大分子的超临界航空煤油喷射到大气环境的喷射特性进行了研究,而且对超临界碳氢燃料燃烧进行了初步的研究,这项研究丰富了超临界碳氢燃料的研究内容,将超临界碳氢燃料,特别是航空煤油等大分子、多组分碳氢燃料在航空发动机以及其他动力系统中的应用建立了理论基础.

参考文献:

[1] Huang H, Spadaccini L J, Sobel D R. Fuel-cooled thermal management for advanced aero engines[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2002. Amsterdam, Holland: ASME, GT-2002-30070.

[2] Huber M L. NIST thermophysical properties of hydrocarbon mixtures database (SUPERTAPP) [M]. Version 3.1. Gaithersburg, M. D.: National Institute of Standards and Technology, February 2003.

[3] 刘齐瀛. 中国喷气燃料[M]. 北京: 中国石化出版社, 1991: 176-182.

[4] Holland P M, Eaton B E, Hanley H J M. A correlation of the viscosity and thermal conductivity data of gaseous and liquid ethylene[J]. J. Chem. Ref. Data, 1983, 12: 917-932.

[5] Edwards T. USAF supercritical hydrocarbon fuels interests[R]. Wright Patterson AFB, OH, 31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-1993-807.

[6] Wu P K, Chen T H. Injection of supercritical ethylene in nitrogen[R]. AIAA 95-0382.

[7] Wu P K, Shahnam M, Kirken dall K. Expansion and mixing processes of underexpanded supercritical fuel jets injected into superheated conditions[R]. AIAA 97-2852.

[8] Lin K C, Cox-Suffer S, Kennedy P J. Expansion of supercritical methane/ethylene jets in a quiescent subcritical environment[R]. AIAA 2003-483.

[9] 赵承庆. 气体射流动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998: 129-148.

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