

高速高温空气横向射流条件下直射式喷嘴 燃油轨迹研究

周 毅, 何小民, 章宇轩

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210001)

摘要: 为了优化冲压发动机燃油系统的设计, 对高速高温空气来流横向射流条件下直射式喷嘴燃油轨迹进行试验研究和理论分析, 试验采用 PIV 拍摄油雾场, 经过 Matlab 图像处理获取穿透边界, 获得不同空气来流压力 (0.17~0.28 MPa)、来流温度 (400~750 K)、来流速度 (43.641~109.420 m/s)、喷孔直径 (0.77~1.00 mm)、燃油压力 (1.2~2.7 MPa) 下燃油轨迹的变化规律。结果表明: 空气来流参数中的温度、压力以及喷油参数中的喷孔直径、燃油压力等对穿透深度均有影响。在试验范围内, 随着空气温度或压力增加, 燃油穿透深度减小; 随着喷油孔径或喷油压力增加, 燃油穿透深度增加。通过对燃油粒子和空气来流动量比关系的分析, 获得用于预测燃油轨迹的无量纲关系式。

关键词: 直射式喷嘴; 航空煤油; 横向射流; 粒子图像测速; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.01.009

Study on the Fuel Trajectory of Direct Jet under High-speed and High-temperature Transverse Jet

ZHOU Yi, HE Xiao-min, ZHANG Yu-xuan

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210001, China)

Abstract: In order to optimize the design of ramjet fuel system, the fuel trajectory of direct jet under high-speed and high-temperature transverse jet was studied and analyzed. The oil fog field was photographed by PIV, and the penetration boundary was obtained after Matlab image processing. The variation of fuel trajectory was obtained under different air inflow pressure (0.17~0.28 MPa), inflow temperature (400~750 K), inflow velocity (43.641~109.420 m/s) and injection hole diameter (0.77~1.00 mm), fuel pressure (1.2~2.7 MPa). The results show that the temperature and pressure of the air inflow, the injection aperture and the fuel pressure all have effects on the penetration depth. In the test range, the penetration depth of fuel decreases with the increase of air temperature or pressure. The fuel penetration depth increases with the increase of the injection aperture or injection pressure. The dimensionless relation for predicting the fuel trajectory is obtained by analyzing the flow ratio of the fuel particles and the air flow.

Key words: direct jet; kerosene; transverse jet; Particle Image Velocimetry; aeroengine

0 引言

航空煤油作为现代战略武器最常用的推进剂, 是 1 种具有高能量、高密度、高性能的液体燃料。燃料雾化是液体燃料燃烧的重要步骤, 雾化质量对燃烧室工作性能具有重要影响。燃料的横向射流方式已经在加力燃烧室、冲压发动机燃烧室、超燃冲压发动机燃烧室中获得广泛的研究和应用^[1-4]。射流的穿透深度及轨

迹是描述横向射流的重要参数, 会对下游的燃油分布产生直接影响, 从而影响整个燃烧室的燃烧性能。在冲压发动机燃烧室、加力燃烧室的设计过程中, 要保证燃油在喷射过程中避免碰到燃烧室壁面。为此, 国内外学者对燃油横向射流研究的工况从常温到高温, 从低压到高压, 也拟合了形式不同的穿透深度经验关系式。Wu 等^[5]进行了常温、环境压力为 0.14 MPa 条件

收稿日期: 2018-10-10 基金项目: 南京航空航天大学研究生创新基地(试验室)开放基金(kfj20170213)资助

作者简介: 周毅(1991), 男, 在读硕士研究生, 研究方向为航空发动机燃烧技术; E-mail: 11255560@qq.com。

引用格式: 周毅, 何小民, 章宇轩. 高速高温空气横向射流条件下直射式喷嘴燃油轨迹研究[J]. 航空发动机, 2020, 46(1): 44-48. ZHOU Yi, HE Xiaomin, ZHANG Yuxuan. Study on the fuel trajectory of direct jet under high-speed and high-temperature transverse jet[J]. Aeroengine, 2020, 46(1): 44-48.

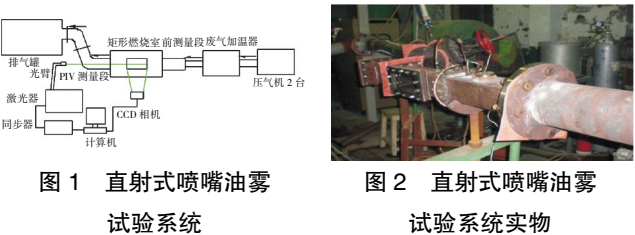
下水和酒精在超声速气流中横向射流穿透深度的对比研究,并总结了经验关系式;吴里银^[6]在 $Ma=2.1$ 的超声速来流中常温、低压条件下,分析了总压、速度、孔径等参数的变化对煤油穿透深度的影响,并拟合了相应的关系式,包括动量比和流向位置,并在后续分析中将关系式进一步整合为包括喷嘴流量系数、喷注压降、来流总压、流向距离和喷孔直径等参数的函数;刘静等^[7]在总温 610 K 下对超声速射流中水的穿透深度进行不同测量条件下拟合经验关系式的对比研究,发现使用相位多普勒粒子分析仪 (Phase Doppler Particle Analyzer, PDPA) 测量得到的穿透深度最大;Ragucci 等^[8]在 600 K、环境压力 2 MPa 下,对煤油的穿透深度进行研究,所研究的变量有动量比、流量、韦伯数以及当地温度动力黏度与常温动力黏度的比值;Ghenai^[9]对马赫数为 1.5 的超声速横流中液体射流进行了研究,主要关注气液质量比对射流穿透深度和雾化效果的影响,并根据结果修正了射流边界位置的经验关系式。现有拟合经验关系式除了动量比和位置参数^[10-13]外,还包含韦伯数^[14]、动力黏度^[8,15]、雷诺数^[16-17]等,对穿透深度的拟合关系式的形式、影响因素和适用范围均不一致,且针对亚声速、高温和较高压条件下的穿透深度研究较少。

本文通过光学测量手段对来流压力为 0.12~0.27 MPa、温度为 400~750 K、速度为 43.641~109.420 m/s 条件下航空煤油横向射流进行拍摄,并通过 Matlab 软件进行图像处理,为直射式喷嘴在加力燃烧室和冲压燃烧室中的实际应用提供支撑。

1 试验方案

1.1 试验模型及系统

试验系统原理和实物分别如图 1、2 所示。试验系统包括供气、供油、加温和测量等子系统。气源由 2 台流量为 0.4 kg/s、最高压力为 0.8 MPa 的压气机提供,气流经稳压罐流入试验管路系统,由燃气加热器对燃烧室进口气流进行加热,以确保在进行燃烧室试验时提供不同温度的进口气流。试验中所使用的燃油泵最

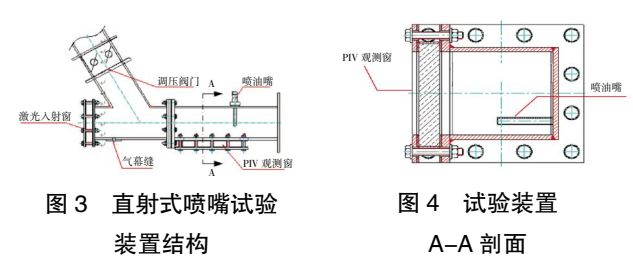


高油压可达 6 MPa,能够满足试验需求。
燃烧试验件根据试验内容和试验参数设计,结构能承受的压力为 0.5 MPa。其参数见表 1。

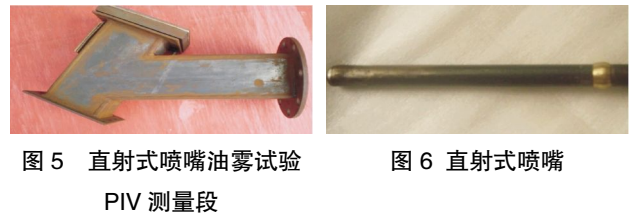
表 1 试验件尺寸参数

燃烧室进出口面积 /mm ²	9000
燃烧室高度 /mm	90
燃烧室宽度 /mm	100
试验段长度 /mm	340
试验件总长 /mm	617

试验件总体结构、剖面及粒子图像测速 (Particle Image Velocimetry, PIV) 测量段实物分别如图 3~5 所示。在试验中,在气流出口安装调压阀门以控制来流压力,根据试验要求更换不同的喷油嘴,PIV 的激光从激光入射窗口射入。



本试验用喷嘴为直射式雾化喷嘴,液体燃料在压力作用下直接经过小孔射出,结构较为简单,在加力燃烧室和冲压燃烧室中应用广泛。喷嘴实物如图 6 所示。根据试验要求,喷孔孔径分别为 0.79、1.00 mm。



试验选用 PIV 技术进行测量。所使用的 PIV 系统由 La Vision 公司生产,采用的激光器系统由 2 台 Nd:Yag 激光器及光路调整系统封装成一体。激光器的工作频率为 15 Hz,每个脉冲能量为 200 mJ,2 个激光器脉冲间隔为 0.5~33300 μs,可以满足从低速流动到高速流动测量的需要,典型的脉冲持续期为 8 ns。电荷耦合器件 (Charge Coupled Device, CCD) 相机分辨率为 (2048×2048) pix,单帧频率为 7 fps,每 2 帧图像之间的最小时间间隔为 120 ns。

1.2 试验方法

试验利用 PIV 测量直射式雾化喷嘴油雾场,获得来流温度、来流压力、喷孔直径和燃油喷射压力的变化对燃烧室内油雾场影响的图片。PIV 系统的激光从试验段出口窗口垂直射入,照亮试验段燃油喷射喷口截面,用相机通过试验段侧面观测窗记录试验段喷口截面内油珠图像。

在试验中,稳定压力用气由压气机产生后通过储气罐提供,再输送到试验管路中,在前测量段的测量口使用镍铬镍硅热电偶测量空气来流进口温度,使用压力表测量空气来流进口压力,由气流进口处的加温燃烧室对来流喷油燃烧,以提高来流温度;采用孔板流量计测量试验段进口流量,燃油喷射压力由连接到加压泵上的压力表读出;从试验段出口处射入 PIV 激光,在试验段侧面放置 CCD 相机,透过 PIV 测量窗口对试验段内油雾场进行拍摄。拍摄分 2 个区域,在每个区域进行多次。通过对

表 2 试验工况变化范围

空气压力 /MPa	0.17~0.28
空气温度 /K	400~750
空气速度 /(m/s)	43.641~109.420
喷嘴直径 /mm	0.77, 1.00
油压 /MPa	1.2, 1.8, 2.7

1.3 数据处理方法

试验中所获得的原始图像如图 7 所示。为研究燃油穿透深度,需要通过 Matlab 软件对试验所得图片进行处理,并获得穿透深度相关数据。

以外边线定义燃油穿透深度与其轨迹。在实际处理过程中,将 PIV 原始试验图片进行二值化处理后等比例截取,图片下边缘与喷口所在平面保持一致,图中的红点为射流穿透边界的取值点,测量各点高度并获得其坐标,最后将得到的坐标代入 Matlab 中进行穿透深度关系式拟合,确定关系式中的相关参数。在取点过程中,在变化剧烈的上游多取点能够较好地反映其变化趋势,在下游变化平缓处则可相应地少取点。穿透深度取值方式如图 8 所示。



图 7 原始图像

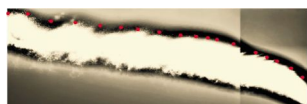


图 8 穿透深度取值方式

2 试验结果及分析

试验研究了不同的来流压力、来流温度、油压差、喷孔直径的条件下燃油轨迹的变化规律。

2.1 不同气体热力学参数下燃油轨迹变化规律

来流压力和来流温度的变化对燃油轨迹的影响规律分别如图 9、10 所示。从图中可见,燃油轨迹沿着流向随着距离的增加缓慢上升。在试验范围内,气流压力越高,温度越低,穿透深度越大。

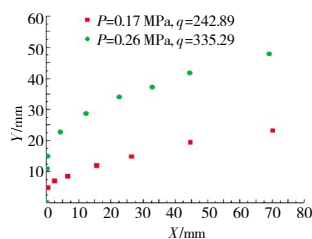


图 9 不同来流压力对穿透深度的影响

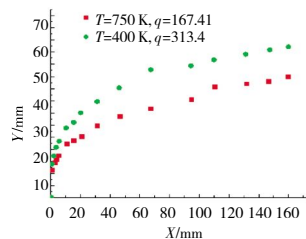


图 10 不同来流温度对穿透深度的影响

空气来流流量不变而压力升高时,其密度增大,速度减小,对燃油液滴的横向气动力变小,燃油穿透深度将随之增大。根据油气动量比 $q = \rho_f u_f^2 / \rho_a u_a^2$ 可知,当空气来流压力升高时,油气动量比变大,因此更大的动量比对应更大的穿透深度。

同样地,来流流量不变而温度降低时,空气密度增大、速度减小,燃油穿透深度将随之增大。从动量比的角度看,来流温度升高时,油气动量比将变大,因此更大的动量比同样对应更大的穿透深度。另外,温度降低使燃油蒸发减弱,燃油粒径增加,跟随性变差,同样导致穿透深度增大。

2.2 不同供油参数下的燃油轨迹变化规律

不同油压差和喷孔直径下燃油轨迹的变化规律分别如图 11、12 所示。从图中可见,燃油轨迹趋势与前文所述类似,供油油压差越高,喷孔直径越大,燃油的穿透深度也越大。

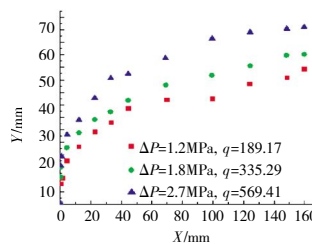


图 11 不同油压差对穿透深度的影响

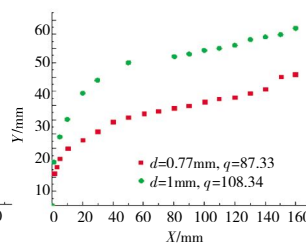


图 12 不同喷孔直径对穿透深度的影响

当喷孔直径不变而供油油压差升高时,燃油初速度增大,导致燃油穿透深度增大;在动量比的定义中,燃油速度 u_f 增大时,动量比随之增大,因此更大的动量比对应更大的穿透深度。

当供油油压不变而喷孔直径增大时,供油流量升高,燃油初速度增大,动量比随之增大,同样将导致燃油穿透深度增大。另外,喷孔直径增大使一次雾化性能减弱,燃油粒径增大,跟随性变差,同样导致穿透深度增大。

2.3 横向射流中燃油轨迹分析

结合试验中各变量对燃油轨迹的影响分析,并根据对燃油轨迹关系式的相关研究^[10]可知,动量比是燃油穿透深度变化的主要影响因素。本研究将所得到的试验数据无量纲化后进行关系式拟合(如图13所示)。

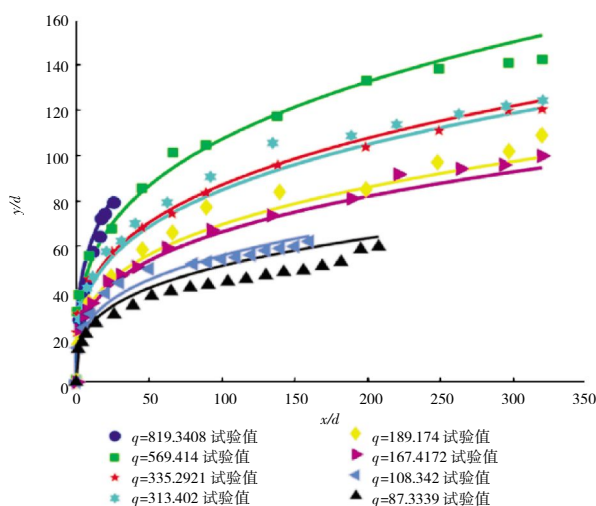


图13 穿透深度拟合曲线

$$\frac{y}{D} = a q^b \left(\frac{x}{D} \right)^c \quad (1)$$

式中: y 为穿透深度; D 为喷孔直径; q 为燃油与空气动量比; x 为沿流向粒子到喷口的距离; a 、 b 、 c 均为拟合的系数。

拟合得到无量纲关系式

$$\frac{y}{D} = 2.1626 q^{0.3911} \left(\frac{x}{D} \right)^{0.308} \quad (2)$$

其中,动量比 $q = \rho_f u_f^2 / \rho_a u_a^2$ 。

试验值和关系式拟合值的对比如图14所示。图中给出了相应 $\pm 10\%$ 的误差带,从图中可见,拟合的燃油轨迹关系式在与试验工况对比时最大误差约为10%,说明所拟合的关系式可以较好地描述试验工况下燃油横向射流的穿透深度。

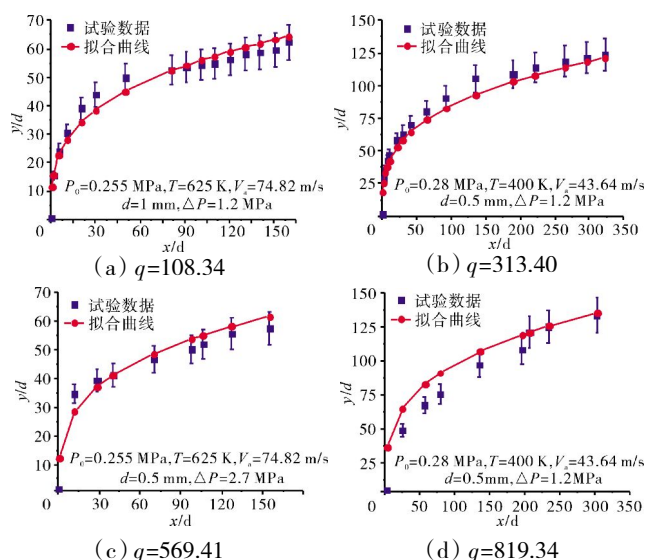


图14 拟合曲线和试验值的误差分析

3 结论

本文采用PIV技术对航空煤油横向射流进行试验,得到以下结论:

(1) 气体热力学参数压力在0.17~0.28 MPa、温度在400~700 K的范围内增加使得燃油穿透深度减小;喷孔直径在0.39~1.00 mm、喷油压力在1.2~2.7 MPa范围内增加使得穿透深度增大;

(2) 横向射流燃油轨迹的变化与动量比有很大关系,研究中最大穿透深度约为75 mm,试验结果和关系式都表明,穿透深度和动量比存在着正相关的作用。

(3) 在试验工况范围内获得无量纲穿透深度与动量比和无量纲流向距离的关系式。

参考文献:

- [1] Hojnacki J T. Ramjet engine fuel injection studies: DTIC document[R]. AD-1972-0754852.
- [2] Gerdroodbary M B, Fallah K, Pourmirzaagha H. Characteristics of transverse hydrogen jet in presence of multi air jets within scramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 2017, 132: 25-32.
- [3] Barzegar G M, Amini Y, Ganji D D, et al. The flow feature of transverse hydrogen jet in presence of micro air jets in supersonic flow [J]. Advances in Space Research, 2017, 59(5): 1330-1340.
- [4] 秦伟林. 冲压驻涡燃烧系统设计与性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [5] QIN Weilin. Design and Research on the Ramjet Engine with Trapped-Vortex Combustor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [6] Wu P K, Kirkendall K, Fuller R, et al. Spray structures of liquid fuel jets atomized in subsonic crossflows [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 173-182.

- [6] 吴里银. 超声速气流中液体横向射流破碎与雾化机理研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- WU Liyin. Breakup and atomization mechanism of liquid jet in supersonic crossflows [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)
- [7] 刘静, 王辽, 张佳, 等. 超声速气流中横向射流雾化试验和数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2008(4): 724–729.
- LIU Jing, WANG Liao, ZHANG Jia, et al. Experimental and numerical simulation of atomization of liquid jet in supersonic crossflow [J]. Journal of Aerospace Power, 2008(4): 724–729. (in Chinese)
- [8] Ragucci R, Bellofiore A, Cavaliere A. Breakup and breakdown of bent kerosene jets in gas turbine conditions [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2231–2238.
- [9] Ghenai C, Sapmaz H, Lin C X. Penetration height correlations for non-aerated and aerated transverse liquid jets in supersonic cross flow [J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(1): 121–129.
- [10] Fuller R, Wu P K, Kirkendall K, et al. Effects of injection angle on the breakup processes of liquid jets in subsonic crossflows [R]. AIAA 1997–2966.
- [11] Wang Q, Mondragon U M, Brown C T, et al. Characterization of trajectory, break point, and break point dynamics of a plain liquid jet in a crossflow [J]. Atomization & Sprays, 2011, 21(3): 203–219.
- [12] Yogish G, Peng Z, Oleksandr B, et al. Liquid fuel jet in crossflow trajectory correlations based on the column breakup point [R]. AIAA 2010–214.
- [13] Chen T H, Smith C R, Schommer D G, et al. Multi-zone behavior of transverse liquid jet in high-speed flow [R]. AIAA–1993–0453.
- [14] Yong S H, Yu I J. The penetration characteristics of normally injected kerosene liquid jet in high Weber number flow [R]. AIAA–2009–5156.
- [15] Stenzler J, Lee J, Santavicca D. Penetration of liquid jets in a crossflow [J]. Atomization & Sprays, 2013, 16(16): 887–906.
- [16] Bellofiore A, Cavaliere A, Ragucci R. Air density effect on the atomization of liquid jets in crossflow [J]. Combustion Science & Technology, 2007, 179(1–2): 319–342.
- [17] Amighi A, Eslamian M, Ashgriz N. Trajectory of a liquid jet in high pressure and high temperature subsonic air crossflow [J]. Proceedings of Iclass, 2009, 1(3): 211–218.
- [18] 刘重阳, 冯大强, 钟华贵, 等. 燃油射流横流穿透深度试验和数值模拟 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013(5): 16–22.
- LIU Chongyang, FENG Daqiang, ZHONG Huagui, et al. Numerical simulation and experimental analysis of the penetration depth of fuel jet in cross-flow [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013(5): 16–22. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)