

文章编号: 1000-8055(2008)04-0724-06

超声速气流中横向射流雾化实验和数值模拟

刘 静, 王 辽, 张 佳, 韦宝禧, 徐 旭
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了对超声速气流中的横向射流雾化过程进行研究, 在直连式实验台上进行了超声速气流中的横向射流雾化实验, 并对实验工况进行了数值模拟. 超声速来流的马赫数为 2, 实验喷雾的动压比范围为 1.6~11.7, 实验工质为水. 采用纹影法对射流雾化过程进行了拍摄, 得到了有雾化的超声速流场结构和穿透深度拟合公式. 同时采用欧拉-拉格朗日两相流计算方法对实验工况进行了数值模拟, 雾化模型采用了一种新型 K-H (Kelvin-Helmholtz) 和 R-T (Rayleigh-Taylor) 混合模型, 数值模拟与实验结果符合较好.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速; 雾化; 实验; 数值模拟; 两相流

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental and numerical simulation of atomization of liquid jet in supersonic crossflow

LIU Jing, WANG Liao, ZHANG Jia, WEI Baoxi, XU Xu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The liquid jet atomization in supersonic crossflow was investigated experimentally in a supersonic wind tunnel and the present experiment was numerically simulated. The Mach number of the supersonic flow was 2 and dynamic pressure ratio varied from 1.6 to 11.7, and water was used as test liquid. Schlieren method was used to study the structure of liquid jet in supersonic flow field and the correlation for penetration height was developed. Numerical simulation used Eulerian-Lagrangian method to describe the two-phase flow. A new hybrid K-H (Kelvin-Helmholtz) and R-T (Rayleigh-Taylor) atomization model was used to describe the atomization process.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic; atomization; experiment; numerical simulation, two-phase flow

近年来, 随着以液体为燃料的超燃冲压发动机研究的快速发展, 超声速气流中横向射流的燃料雾化过程逐渐为研究者所重视. 当燃料从喷注器喷出后, 在高速气流的作用下, 燃料在燃烧室中只有毫秒量级的驻留时间, 所以需要在极短的时间内完成雾化、掺混、燃烧等一系列过程. 对于发动机而言, 良好的燃烧过程是发动机进行高效工

作的前提, 而雾化和掺混程度的好坏是决定燃烧过程的关键因素. 所以, 国外不少研究机构早在 20 世纪 60 年代已经开始对高速气流中的横向射流雾化过程展开了实验研究. Kolpin^[1] 1968 年用水代替燃料在马赫数 2.8 的环境下进行了实验, 并研究了双孔喷射、逆向喷射, 发现逆向喷射和双孔喷射的穿透深度与垂直喷射时几乎相同, 这两

种方法对增加穿透深度并没有起到作用. 1971 年 Sherman^[2] 用不同物性的液体在马赫数 2.1 的气流条件下进行实验, 并用阴影法和高速摄影对液柱在高速气流下的雾化进行了研究, 对雾化过程有了一定的认识. 1973 年 Kush^[3] 根据不同的液气动压比 $q = (\rho_l v_d^2) / (\rho_\infty u_\infty^2)$ 把液柱破碎分成三个不同的阶段. 之后在 Schetz 的带领下, 他的研究小组展开了一系列的相关研究工作, 包括超声速气流下不同形状喷孔对穿透深度和液雾分布的影响^[4], 液柱上的波动和破碎的关系^[5], 不同粘性和表面张力的液体对雾化程度的影响^[6], 用散射光法研究了影响液滴平均直径的因素^[7]. 由于超声速气流中, 液雾浓密且液滴速度较快, 所以对测量带来了一定的困难. 随着激光测量技术的发展, 2000 年以来, 美国 Taitech 公司的 Lin^[8] 致力于研究直流式喷注器与气体雾化式喷注器在超声速气流中的雾化情况, 并通过 PDPA (Phase Doppler particle analyzer) 测量, 得到了一系列液雾分布的详细而全面的测量数据, 这是以前的研究者由于测量仪器不够先进而没有解决的问题. 国内早在 20 世纪 80 年代金如山^[9] 使用马尔文测粒仪对超声速气流中的粒子大小分布进行了测量. 2000 年徐胜利等^[10] 使用瞬态阴影法对雾化的破碎点和雾化过程进行了研究. 之后还有研究者采用数码相机^[11] 和摄像机^[12] 对穿透深度进行过研究工作. 与国外相比, 国内在此领域的研究才刚刚起步, 测量的仪器还不够先进, 研究的范围较窄. 本文采用了纹影法对穿透深度进行了研究, 并与使用其它方法得到的实验结果进行了对比分析.

随着电子计算机和计算流体力学的飞速发展, 相关的数值模拟特别是雾化过程的数值模拟也开始发展起来. 一直以来, 由于雾化过程的复杂性, 使得雾化模型的建立只能基于经验公式或半经验公式, 且各自有其使用范围的限制, 并不是都能应用于超声速气流的雾化过程中. 目前应用较多的雾化模型主要有以下几种: 准则数临界值选定法, TAB (Taylor analogy breakup) 模型, K-H 模型 (Reitz 波模型) 以及最近发展起来的 K-H 和 R-T 混合模型等. 基于实验观察以及理论分析, K-H 和 R-T 混合模型更加接近于超声速气流中横向射流的雾化机理. 本文将这种混合雾化模型应用到超声速气流中射流雾化过程的数值模拟中, 并与实验结果进行了对比.

1 实验方法

本实验在北京航空航天大学宇航学院的超燃冲压发动机直连式实验台上完成. 实验台主要由加热器、拉伐尔喷管、隔离段以及实验段四部分构成, 实验系统如图 1 所示. 加热器的作用主要是产生高温的气流, 拉伐尔喷管的作用是使气流加速到超声速, 喷管设计出口马赫数为 2, 模拟高空超声速来流经过进气道压缩后进入燃烧室前的马赫数. 实验段下底面水平, 上顶面与水平面成 5 度的夹角. 实验段两侧和上顶面分别设有观察窗, 可以根据需要更换挡板和透光玻璃. 实验段的横截面呈矩形, 入口处的尺寸为宽 32 mm, 高 54 mm, 实验段全长 442 mm. 实验段底部安装一个可更换的挡块, 便于更换不同形式的凹腔结构. 本实验中只研究底面水平无凹腔的情况. 喷注器的设计如图 2 所示, 外部加工了螺纹可直接拧入下底板, 可根据实验方案设计方便的更换. 测量方法采用彩色纹影法, 用 Canon 20D 数码单反相机记录实验结果.

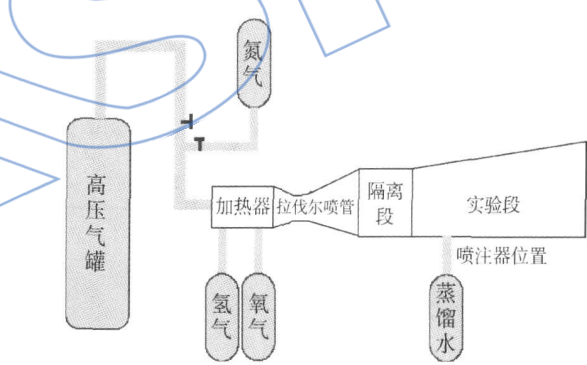


图 1 实验系统示意图
Fig. 1 Experimental system

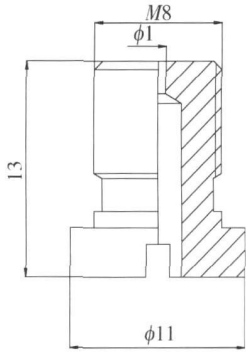


图 2 喷注器结构图
Fig 2 Structure of injector

实验时, 首先在加热器中点燃氢气和氧气进行燃烧, 加热进入加热器的高压空气. 高温高压的

空气被拉法尔喷管加速, 通过隔离段进入实验段. 这时用蒸馏水代替燃料喷入实验段, 进行雾化现象的研究. 同时启动纹影拍摄系统进行拍照记录. 实验结束后用氮气对整个实验台内部进行吹除.

实验工况如表 1 所示. 气流总温 610 K, 总压 1.36 MPa, 气流经过拉法尔喷管后马赫数为 2. 气流保持较低的总温的主要目的是避免燃料在较高温度下发生蒸发现象, 以影响雾化过程的研究. 在相同气流条件下, 更换不同直径的喷注器, 改变不同的燃料喷射压力, 进行实验观察. 实验目的主要有以下几点: (1) 采用纹影法进行雾化流场初步分析. (2) 比较不同动压比条件下液雾的穿透深度. (3) 研究射流和超声速气流的相互影响. (4) 为数值模拟提供验证数据.

表 1 实验工况表
Table 1 Experiment cases

实验参数	参数值
马赫数	2
总温/ K	610
总压/ MPa	1.36
喷注器直径/ mm	0.5, 0.85, 1.0, 1.3
喷注器压力差/ MPa	1.5, 3, 4.5, 6, 7.5, 9
液气动压比	1.6~11.7

2 结果和分析

穿透深度的概念最早出现在气动实验研究中, 多是对一股横向气体射流喷入气体主流的情况. 这里的定义是燃烧室底面距离液雾垂直于底面最外围的距离. 射流穿透深度反映了燃料和主流混合的程度, 穿透深度越大, 表示燃料射流穿透入主流越深, 混合效果越好^[13].

采用彩色纹影法对液雾的穿透深度进行了拍照测量. 由于纹影法是定性的观察工具, 所以不能直接得到穿透深度数据, 需要对图片进行处理. 首先利用软件 Photoshop 对原始的纹影照片取等高线, 由于整个图片中气液交界面处的分界很明显, 所以很容易得到相对应的等高线图, 如图 3(b). 接着在软件 Origin 中对图 3(b) 的交界面进行数据提取, 就可以得到相对应的穿透深度曲线的数据点.

总体来看, 随着喷注器前后的压力差逐渐增大, 动压比增加, 液雾的穿透深度明显升高, 与气流的掺混程度逐渐增强. 在压力差较小的情况下, 液

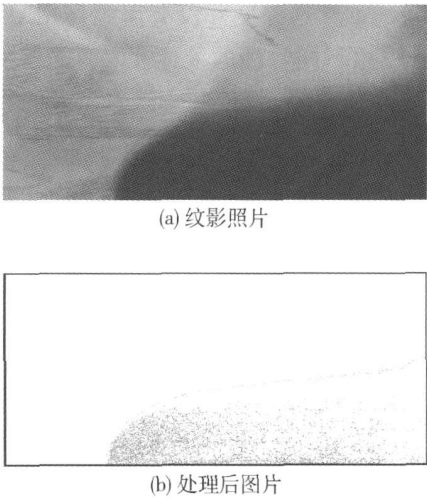


图 3 纹影照片与处理图比较
Fig. 3 Comparison of schlieren picture and processed picture

雾的下边缘基本贴在下壁面上, 有一部分液滴与下壁面发生碰撞, 不利于雾化和燃烧. 压力差升高后, 这种现象基本上不存在, 液雾的下边缘距离下壁面还有一段距离, 与气流能够充分的作用, 有利于雾化和掺混. 而且在相同压力差条件下, 随着喷注器的直径不断增大, 液雾的穿透深度也不断提高.

根据穿透深度曲线点, 采用最小二乘法得到拟合公式(1).

$$h/d = 3.14 \times q^{0.29} \times (x/d)^{0.38} \tag{1}$$

式中 h 表示穿透深度, d 表示喷注器直径, q 表示动压比, x 表示横向坐标. 公式(1)表示了穿透深度 h 与动压比 q 以及随流动方向(x 方向)的变化趋势. 相同喷注器直径的条件下, 动压比越大, 穿透深度越高. 当动压比相同时, 喷注器直径越大, 穿透深度越高. 图 4 上的点的横坐标是由已知动压比 q 和横坐标 x/d 通过拟合公式(1)计算得出的穿透深度 h/d 的值, 而纵坐标是相应工况下由纹影法测量得到的穿透深度 h/d 的实验值. 因此, 如果拟合公式与实验数据符合得好, 那么所有的点都应位于 45° 对角线的附近. 此图即显示了公式的拟合程度. 经分析计算, 公式(1)的最大拟合误差为 43%. 误差较大的点主要集中在喷注器直径为 0.5 mm 的工况, 位于 45° 对角线左上部, 点的分布比较稀疏. 拟合公式主要照顾了大部分点密集的区域.

由本实验纹影法得到的拟合公式(1)与文献[8]中阴影法以及 PDPA(Phase Doppler particle analyzer)测到的穿透深度拟合公式对比如图 5. 文献[8]中阴影法与 PDPA 的穿透公式分别为

$$h/d = 3.94 \times q^{0.47} \times (x/d)^{0.21}$$

和

$$h/d = 4.73 \times q^{0.3} \times (x/d)^{0.3}.$$

从图中可以看到, 纹影法测量得到的结果远高于阴影法的结果, 更接近于 PDPA 的结果. 这是由于纹影法得到的是密度的梯度, 而阴影法得到的是密度的二阶导数, 所以对于密度变化的敏感程度, 纹影法的测量结果要优于阴影法. 而 PDPA 是通过激光扫描整个流场得到液滴颗粒的分布, 所以相对于以上两种测量方法来说更加精确. 对于浓密液雾外围存在的一小部分密度不大, 但所占比例不小的液滴来说, 用阴影法可能不好观察, 而纹影法和 PDPA 可以测得到. 但 PDPA 的测量设备复杂, 技术难度大, 而纹影法相对来说简便易行.

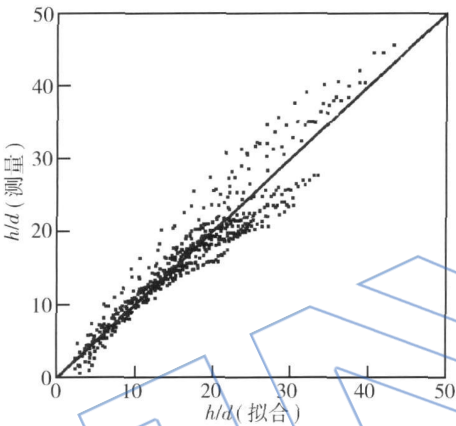


图 4 穿透深度拟合曲线与测量值对比图

Fig. 4 Comparison of penetration correlation and measurement results

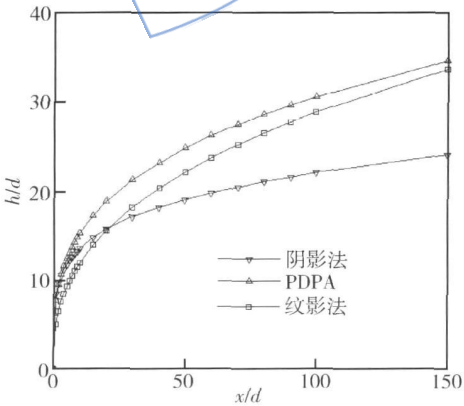


图 5 三种测量方法的穿透深度对比图

Fig. 5 Penetration of three measurement methods

3 数值模拟方法及结果

采用欧拉-拉格朗日方法研究气液两相流动问题, 气相控制方程为欧拉坐标系中的三维 N-S

方程, 液相采用拉格朗日轨道模型. 采用“Blob”模型^[14], 对喷注器出口处的液柱用直径等于喷注器直径的大液滴来等效, 这样做的好处是不用人为的再给出液雾的初始尺寸分布, 因为这个分布往往是不知道的. 液块的破碎应用 K-H 和 R-T 混合模型来计算^[15], 其中 K-H 模型模拟射流受到气流剪切作用而剥离液滴产生的破碎, R-T 模型模拟由于气动力的加速而使射流产生的破碎. 求解过程中液相对气相的影响通过在气相 N-S 方程中添加源项来实现.

计算区域为实验段(图 6), 总长为 442 mm, 为节省计算资源, 只计算实验段前 300 mm. 网格为 $165 \times 80 \times 96$, 第一层网格距离壁面 0.01 mm.

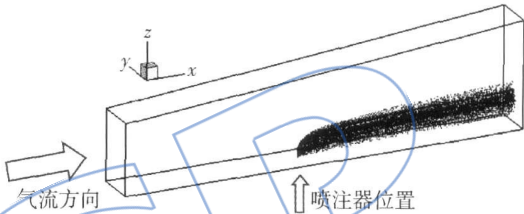
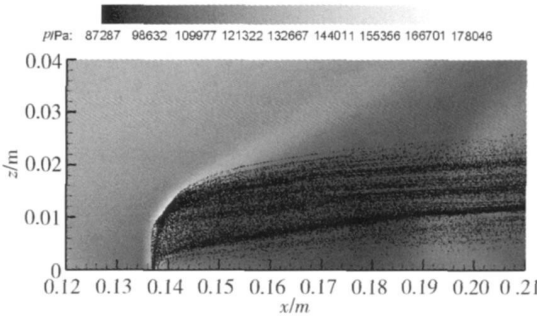


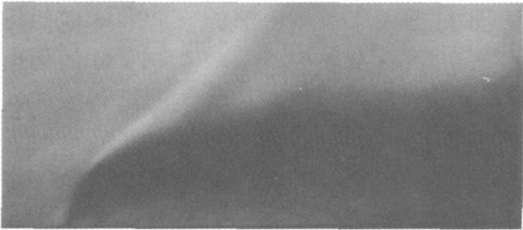
图 6 计算区域

Fig 6 Calculation zone

如图 7 所示的是喷孔直径 0.5 mm, 设计压力差 9 MPa 的液雾结构图和相应的气相场压力云图, 液雾从下底面喷出后, 在气流的作用下折向气流方向, 并随着气流向下游流动. 由于液雾的阻碍作用, 在液雾的前端产生了一道激波. (b) 图



(a) 液雾和压力数值计算结果



(b) 纹影测量结果

图 7 计算结果与实验结果对比图

Fig 7 Comparison of calculation and experimental result

是与(a)图相同工况下的实验纹影照片,由于液雾的存在,产生的激波很明显.两图相比较可以看出,计算得到的液雾的外形轮廓与实验结果相似,气相流场也基本吻合.

图 8 为穿透深度的数值计算结果和经验公式对比图,图中实心点为由实验得到的拟合公式的经验值,空心的点是计算得到的结果.总的趋势是,在离喷口较近的区域内,穿透深度略高于实验值,在液雾的后半部分穿透深度与实验值符合的较好.主要原因是采用直径等于喷口直径的大液滴模拟液柱时,由于大液滴被气流剥离,生成小液滴.在剥离过程中,小液滴剥离的速度较慢,导致大液滴质量较大,运动惯性较大,穿透深度偏高.

在液滴不断被加速的过程中,气相流场由于传递给液相一部分动能,所以气流速度有所下降.对于气相流场,图 9 表示的是 y 向中心截面处由于液雾的存在造成的 u 速度亏损,速度在接近壁面处形成一个凹坑,由 750 m/s 最低减到 400 m/s 左右.而且沿着 x 方向的增加,凹坑有微弱的上偏现象,这主要是由于液雾轨迹沿着 x 方向稍有上移造成的.随着液雾的不断运动,液雾不断被加速,此时对气相速度的影响逐渐减弱.由图 10 看出,马赫数在经过喷注器($x=0.137\text{ m}$)后急剧下降,之后随着 x 的增加,马赫数在接近出口处又呈现上升趋势.与纯气相的马赫数曲线相比,由于液雾的存在使当地气相速度大幅降低.

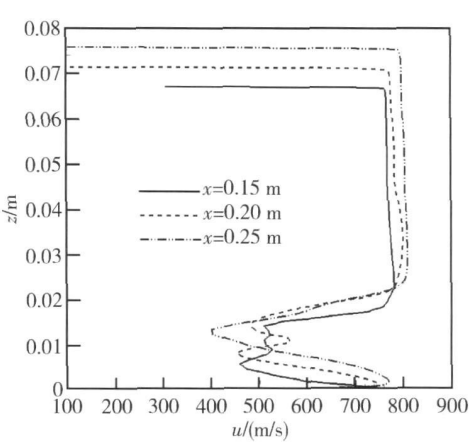


图 9 y 向中心截面处 u 速度沿 z 向分布曲线
Fig. 9 Distribution of u along z direction

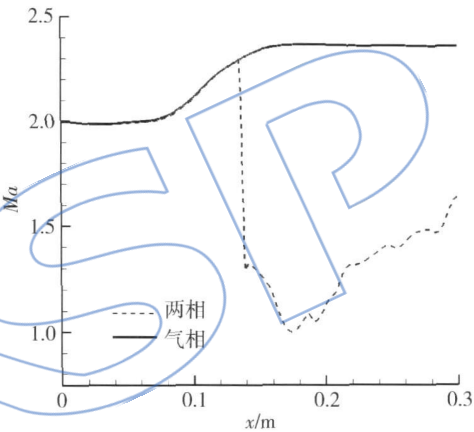
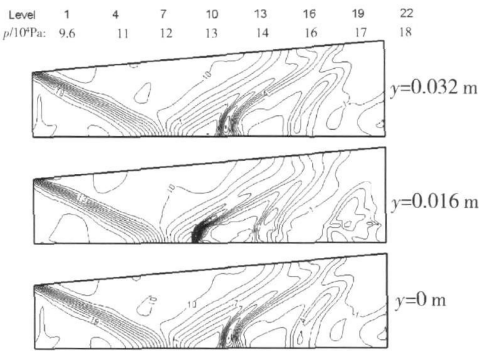
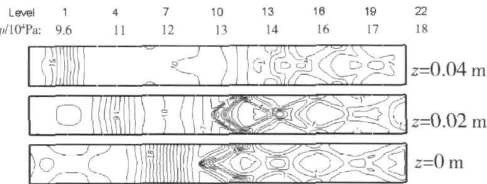


图 10 y 向中心截面 $z=0.008\text{ m}$ 处马赫数沿 x 向分布
Fig. 10 Distribution of Mach number along x direction



(a) y 向压力分布切片



(b) z 向压力分布切片

图 11 压力分布切片图

Fig. 11 Pressure distribution slices

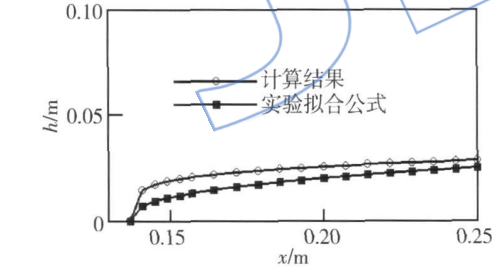


图 8 穿透深度对比图

Fig. 8 Comparison of penetration

图 11 显示了流场内部的 y 向和 z 向的压力场分布切片图.从图 11(a) $y=0.016\text{ m}$ 的切面来看,喷注器附近由于超声速气流遇到射流液柱的阻碍产生了一道弓形激波.由图 11(b) 可以看到流场具有明显的三维特征,喷注器前端由一个激波面所包围,三维波面不断地在实验段内由于壁面的作用反射和相交,形成一个复杂的气相流场.这对整个燃烧室的性能将造成一定的影响.液滴在经过激波时是否受到影响,这也对今后的雾化的研究提出了新的要求,在研究过程中这种复杂

的波系对雾化产生的影响不得不考虑。

4 结 论

通过实验研究和数值模拟, 得到以下结论:

(1) 采用纹影法对超声速气流中的横向燃料喷射雾化过程进行了研究, 得到了液相的穿透深度拟合公式, 同以前研究者采用不同诊断方法得到的拟合公式进行了比较, 发现纹影法与 PDPA 得到的拟合公式相接近。

(2) 穿透深度总体上与动压比和喷注器直径有关, 相同动压比条件下, 直径越大, 穿透深度越高。相同直径条件下, 动压比越大, 穿透深度越高。

(3) 观察了气相流场由于喷雾产生的流场变化, 对整个雾化过程有了初步的认识。

(4) 采用数值模拟的方法对实验工况进行了计算, 计算结果与实验测量结果进行了对比, 结果符合较好。计算中发现气相流场的三维结构特征, 这种现象采用目前的诊断方法无法得到, 但为今后的雾化机理研究提出了新的研究方向。

参考文献:

- [1] Kolpin M A, Horn K P, Reichenbach R E. Study of penetration of a liquid injectant into a supersonic flow [J]. AIAA Journal, 1968, 6(5): 853-858.
- [2] Allan S, Joseph S. Breakup of liquid sheets and jets in a supersonic gas stream [J]. AIAA Journal, 1971, 9(4): 666-673.
- [3] Kush E A Jr, Schetz J A. Liquid jet injection into a supersonic flow [J]. AIAA Journal, 1973, 11(9): 1223-1224.
- [4] Prakash B J, Schetz J A. Effect of injector shape on penetration and spread of liquid jet [J]. AIAA Journal, 1975, 13(9): 1137-1138.
- [5] Schetz J A, Kush E A Jr, Joshi P B. Wave phenomena in liquid jet breakup in a supersonic crossflow [J]. AIAA Journal, 1980, 18(7): 774-778.
- [6] Nejad A S, Schetz J A. Effects of properties and locations in the plume on droplet diameter for injection in a supersonic stream [J]. AIAA Journal, 1983, 21(7): 956-961.
- [7] Nejad A S, Schetz J A, Jakubowski A K. Mean droplet diameter resulting from atomization of a transverse liquid jet in a supersonic air stream [R]. AIAA-80-0899, 1980.
- [8] Lin K C, Kennedy P J, Jackson T A. Structures of water jets in a Mach 1.94 supersonic crossflow [R]. AIAA2004-971, 2004.
- [9] Wang L X, Chang Y, Chin J S. Experimental study on the atomization of plain orifice injector in supersonic crossflow air stream [R]. AIAA87-1959, 1987.
- [10] 徐胜利, Archer R D, Milton B E, 等. 煤油在超声速气流中非定常横向喷射的实验观察 [J]. 空气动力学学报, 2000, 18(3): 272-279.
XU Shengli, Archer R D, Milton B E, et al. Experimental investigation on unsteady transverse injection of kerosene into a supersonic flow [J]. ACTA AERODYNAMICA SINICA, 2000, 18(3): 272-279.
- [11] 陈文彤. 超声速气流中喷嘴雾化的试验与理论研究 [D]. 安徽合肥: 国防科学技术大学, 2002.
CHEN Wentong. An experimental and theoretical study of nozzle atomization in supersonic flow [D]. Anhui Hefei: National University of Defense Technology, 2002.
- [12] 俞刚, 张新宇, 李建国. 超声速气流中的煤油喷雾研究 [J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(4): 12-14.
YU Gang, ZHANG Xinyu, LI Jianguo. Investigation of kerosene spray atomization in supersonic flow [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2001, 15(4): 12-14.
- [13] 赖林. 带空腔超燃发动机燃烧室内流场实验和仿真研究 [D]. 安徽合肥: 国防科学技术大学, 2003.
LAI Lin. Combustion chamber flow field experiment and simulation in scramjet with cavity [D]. Anhui Hefei: National University of Defense Technology, 2003.
- [14] Reitz R D, Diwakar R. Structure of high pressure fuel sprays [R]. SAE870598, 1987.
- [15] Patterson M A, Reitz R D. Modeling the effects of fuel spray characteristics on diesel engine combustion and emission [R]. SAE980131, 1998.