

冲压发动机燃烧室超声速来流横向喷雾轨迹预测模型 及动态特性分析研究*

王梓成^{1,2}, 胡斌^{1,3,4}, 王中豪^{1,4}, 王藤², 石强^{1,4},
雒伟伟^{1,3,4}, 赵庆军^{1,3,4,5}

- 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;
- 内蒙古工业大学 能源与动力工程学院, 内蒙古 呼和浩特 010000;
- 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100049;
- 中国科学院 轻型动力创新研究院, 北京 100190;
- 分布式冷热电联供系统北京市重点实验室, 北京 100190)

摘要: 为探究超声速来流下圆柱横向射流轨迹及喷雾动态特性, 在宽来流马赫数 ($Ma=1.50$, 2.02, 3.09) 条件下开展了不同喷嘴直径与喷注压力的煤油喷雾试验, 通过纹影系统捕捉射流图像并进行外边界拟合与频谱分析。建立了考虑射流前激波效应的穿透深度预测模型, 最大与平均相对误差较先前的预测模型分别下降约36%和19.1%。通过快速傅里叶变换分析, 发现喷雾所受扰动以低频波为主, 同时伴有时间特征较为复杂的波动。本征正交分解分析结果证明, 喷雾表面同时存在高低频扰动, 但低频波占据主导地位, 高频波能量较低可被忽略, 对应了快速傅里叶变换分析结果; 低频波频率与来流有效韦伯数有关, 有效韦伯数增大会使波长减小, 当喷雾前端的来流速度差别较小时, 频率就会增大。

关键词: 冲压发动机; 燃烧室; 燃料喷注; 超声速来流; 射流轨迹预测; 喷雾动态特性; 本征正交分解

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2024) 05-2211086-13
DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2211086

1 引言

在超燃冲压发动机的燃烧室中, 燃料供给方式通常是借助燃烧室或稳焰器侧壁上的喷嘴将燃料垂直射入主流, 通过主流的剪切作用使燃料破碎为极小的液滴并蒸发, 并与来流掺混发生燃烧。主流通过燃烧室的速度非常快, 而在通常情况下, 点火到燃烧反应发生之间会有一段延迟时间, 该延迟与燃料和氧化剂掺混及其燃烧室内驻留时间的平衡关系将直接决定燃烧反应能否成功且稳定进行, 而燃料喷雾的动态特性将对这一平衡的建立与维持产生十分关键的影响。喷雾动态特性可分为稳态和非稳态特

性, 稳态特性主要影响燃烧效率, 为燃烧室的设计阶段提供指导; 而非稳态特性有助于揭示燃烧的不稳定性机制, 即燃烧振荡。目前, 喷雾稳态特性的研究主要围绕喷雾轨迹及穿透深度展开, 而非稳态特性研究则聚焦于喷雾的动态特性。

为了改善燃料与来流的掺混过程, 最常见的做法是强化燃料射流的穿透深度, 从而使其与来流充分接触, 借助来流的卷吸以及波系减速增压作用来改善掺混以及驻留情况。影响穿透深度的因素有很多, 最主要的因素为喷嘴压降与喷嘴直径。对于同一喷嘴, 前后压降增大就会使穿透深度增加; 当动压比相同时, 喷嘴直径越大, 穿透深度越大。其他影响

* 收稿日期: 2022-11-28; 修订日期: 2023-10-23。

基金项目: J CJQ 计划重点基础研究项目; “两机” 专项基础研究项目。

作者简介: 王梓成, 硕士生, 研究领域为航空发动机燃烧与燃烧室。

通讯作者: 胡斌, 博士, 正高级工程师, 研究领域为航空发动机燃烧。E-mail: hubin@iet.cn

引用格式: 王梓成, 胡斌, 王中豪, 等. 冲压发动机燃烧室超声速来流横向喷雾轨迹预测模型及动态特性分析研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 2211086. (WANG Z C, HU B, WANG Z H, et al. Trace prediction model and dynamic characteristics analysis of transverse sprays under supersonic crossflow in ramjet combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5): 2211086.)

因素包括喷嘴角度、喷口形状与激波系等。Lin等^[1]通过开展喷雾试验,发现在低韦伯数情况下,液体粘性会对穿透深度产生影响:韦伯数增加,破碎液滴尺寸减小,穿透深度随之减小。Stenzler等^[2]的研究表明,液体粘性增加,作用在液柱上的拖曳力增大,从而使液柱弯曲程度更大,导致穿透深度降低。Horn等^[3]与Kolpin等^[4]通过试验发现在高韦伯数下,粘性和表面张力对穿透深度的影响不明显,且喷嘴前倾与增加喷嘴数量都无益于改善穿透深度。关于射流穿透深度的预测,Yates^[5]对液体射流在超声速气流中的轨迹进行了拟合,得到了穿透深度和射流/来流动压比的0.5次方及下游位置 x 的函数,排除了雷诺数和韦伯数的影响,且趋势与Chelko^[6],Geery等^[7]提出的模型吻合,误差在10%以内。Lin等^[8]利用相位多普勒粒子分析技术(Phase Doppler Particle Analysis,以下简称PDPA)对水、乙醇及二者混合物的纯液体射流轨迹规律进行了研究,获得了类似形式的公式,并且发现和PDPA测量结果相比,光学成像方法测量结果拟合的公式估测值会大幅小于实际穿透深度;入射物种的不同并未对射流穿透深度与预测结果的拟合程度造成明显影响。Chin^[9]对液体由喷嘴喷出后的形态进行了假设,认为其是一个平面扇形,并以此为基础进行了横向射流燃料分布半经验分析。Zhu等^[10]利用马尔文激光粒度仪对最高速度为150 m/s的均匀横向来流下的喷雾进行了测定,改进了Hsiang等^[11]提出的公式。Beloki^[12]对马赫6高超声速流动中的水射流进行了实验研究,采用不同形状和纵横比的喷嘴进行测试,发现射流穿透深度的预测公式可用射流-来流动量比与喷孔直径参数建立。赖林^[13]用数字图像处理方法对数码相机图片进行分析,得到了穿透深度数据并进行了拟合处理。刘静等^[14]应用纹影法对液雾穿透深度进行了测量,并利用最小二乘法获得了拟合公式,误差在10%以内。

关于喷雾动态特性的研究,Li^[15]根据圆柱喷雾的气、液相质量与动量守恒N-S控制方程,利用线性稳定性理论得到了射流进入不可压缩气体后的有量纲色散关系式,其中隐含表面扰动增长率随波数/波长的关系。Zhang等^[16-17]基于多相流模型对空气来流下的高压水射流动态特性进行了研究。He等^[18]开展了水喷射试验,通过Burg方法分析了表面扰动的频率和强度,发现平均波长与韦伯数成反比,且波长会沿着流向增加。Mazallon等^[19]和Sallam等^[20]开展了横向气流中的喷雾试验,发现韦伯数是表面扰动的唯一控制参数,得到了无量纲波长与韦伯数的关系式。

Sinha等^[21]利用本征正交分解(Proper Orthogonal Decomposition)分析了多种喷射与来流速度下的喷雾动态特性,发现喷雾包含多种模式的表面扰动,但只有低能级的模式可以有效反映其物理特性。Sinha^[22]还调查了喷嘴几何形状对喷雾动态特性的影响,发现喷口形状对波长影响很大,并基于此改进了波长与韦伯数的关系式。

目前的喷雾轨迹预测模型一般是通过燃烧室入口参数与穿透深度测量值直接拟合得到的,且来流马赫数通常为单一值。射流进入超声速来流后会对来流形成阻碍,由于超声速流动的特性,射流前将会产生激波。激波会对包括流动速度、密度在内的参数产生影响,此时若是直接利用入口参数与单一来流马赫数试验的结果进行拟合,得到的模型可能无法有效预测多种来流马赫数下的情况。目前对于喷雾的研究多集中于破碎机理与掺混方面,针对喷雾动态特性的研究较为贫乏;另外,对超声速来流下喷雾动态特性的研究较少,且多是针对单一工况下的喷雾进行研究。目前已开展的喷雾动态特性研究主要以喷雾初始段为研究对象,因为随着喷雾沿来流方向运动,其特征会不断受到来流相互作用的影响,更多反映的是来流作用而非喷雾本身的动态特性;另外,喷雾在向下流的运动过程中会不断发散,也会对动态特性规律的研究产生不利影响。

本文在先前的一些穿透深度预测公式的基础上,考虑了射流前激波对来流参数的影响,对多种来流马赫数下的测量结果进行了回归分析,建立了修正前激波效应的喷雾轨迹预测公式,并对比了其他公式预测值与试验测量值的吻合程度;同时,利用快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform)及本征正交分解方法对多个工况的射流动态特性随来流条件的变化情况进行了探究,以增强结论的普适性。本工作将能够为宽域发动机冲压燃烧室燃料喷注方案的优化提供技术支撑。

2 试验准备

2.1 试验系统与时序设置

喷雾试验在中科院力学所短时间超声速燃烧室试验台开展,试验台如图1所示。试验台由空气加热器、设备喷管、模型燃烧室、燃料供应系统、光学测量系统、测控系统等组成。空气加热器采用“烧氢补氧”的方式,保证来流高焓气体中氧摩尔分数为0.21,总温可在420~2 200 K内进行调节,总压可以在0.3~4.5 MPa调节。试验台可模拟飞行马赫数2~7工况,

流量范围 1.0~2.5 kg/s。燃料为 RX-2 型高密度燃料，密度为 850 kg/m³，其中十氢化萘占 60%~70%，链烃和环烷烃占 30%~40%。



Fig. 1 Experiment platform for short-term supersonic combustion

整个实验的运行、控制与数据采集可实时显示，由一台计算机完成。实验台可提供各种物态煤油、氢气、乙烯等燃料，配备设备喷管 $Ma=1.50\sim 3.8$ (16个)。脉冲纹影系统采用纳秒闪光灯，频率为 20 kHz，短脉冲持续时间为 18 ns，每个脉冲的闪光能量高达 25 MJ；纹影的采集频率为 2 kHz。纹影图像由高速互补金属氧化物半导体 (CMOS) 相机系统捕获，最短曝光时间为 1 μ s，最大帧速率为每秒 31 250 帧。采用 A9514 型脉冲发生器 (Quantum Composers, Inc.) 对闪光灯与相机进行同步。纹影光路布置如图 2 所示。

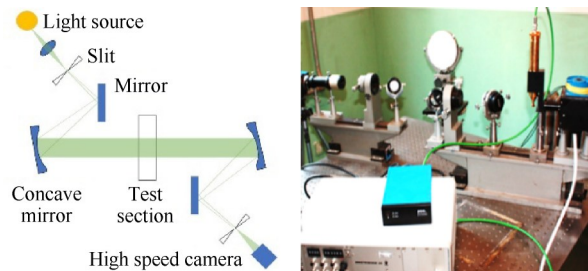


Fig. 2 Shadowgraph light path configuration

试验前，在计算机中录入时序安排。试验时序如图 3 所示。从 1.0 s 开始，向燃烧室内通入来流气体，使燃烧室内部充分加热、流动稳定，直到 10.0 s 试验结束时停止。4.0 s 时，开始向燃烧室内注入燃料，直到 9.0 s 时停止。纹影捕获从燃料喷注前 1 s (3.0 s 时) 开始，直到燃料停止喷射，这样可以保证燃料射流特征被充分捕捉。用于轨迹拟合以及动态特性分析的纹影图像是从纹影捕获开始 3 s 后 (6.0 s 时) 的录像中采集，此时的燃油扩散已十分充分，且燃油射流较稳定，可保证拟合与分析的结果具有代表性。

2.2 试验件结构与试验工况

超燃冲压发动机燃烧室试验件结构如图 4 所示。

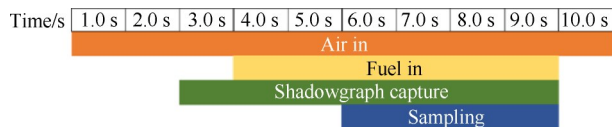


Fig. 3 Time sequence of experiment

试验件由隔离段、燃烧段 I 与燃烧段 II 三个部分组成。隔离段入口尺寸 51 mm×70 mm，长度 272 mm，采用单侧扩张，扩张角约 0.46°，壁厚 15 mm，一侧壁面开有 5 个直径 1 mm 静压孔，间距 40 mm。

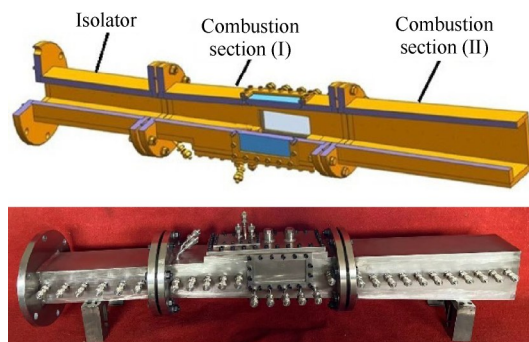


Fig. 4 Structure of scramjet combustor test piece

燃烧段 I 为喷雾试验的开展位置，该部分包括燃烧室机匣、可视化窗口与喷嘴安装堵板。燃烧室机匣壁厚 15 mm，单侧扩张，扩张角约 3.43°，在一侧壁面开有 11 个直径 1 mm 静压孔；在燃烧室机匣上壁面及两侧壁开有可视化窗口，侧壁面窗口尺寸 55 mm×115 mm，上壁面 50 mm×115 mm；燃烧室下壁面开设安装窗口，用于安装各种替换件 (凹腔、平板等)；进行喷雾试验时，此处安装带有燃油喷孔的平板组件。平板设有煤油喷嘴安装孔，用于安装不同孔径的煤油喷嘴。燃油喷嘴为可替换件，直径规格为 0.6 mm 与 0.8 mm，采用直射式喷嘴，如图 5 所示。燃烧段 II 采用单侧扩张，扩张角与燃烧段 I 相同，在一侧壁面开设 11 个直径 1 mm 的静压孔。

冷态横向喷雾试验在 $Ma=1.50, 2.02, 3.09$ 共三种



Fig. 5 Plain orifice atomizers ($d=0.6, 0.8$ mm)

来流马赫数下开展,对应发动机的飞行 Ma 分别为 2, 4, 6; 共设置 24 种工况, 包含不同来流总温 $T_{0,c}$ 与喷孔直径 d 组合, 使用高速摄像机捕捉射流图像, 从中提取外边界穿透深度。试验工况如表 1 所示。

3 结果与讨论

3.1 考虑射流前激波影响的穿透深度预测公式推导

图 6~图 8 为来流马赫数 1.50, 2.02 与 3.09 下的部分瞬时射流图像, q 为射流/来流动量比, d 为喷孔直径。射流/来流动量通量比公式如下, 即

$$q = \frac{\rho_j v_j^2}{\rho_A v_A^2} \quad (1)$$

式中 ρ, v 分别为密度与速度, j 与 A 下标表示射流与来流。从图中可以看到, 喷孔附近的纹影颜色较深, 外边缘较为整齐; 随着距喷孔的距离增加, 纹影颜色逐渐变浅, 外边缘出现较为明显的褶皱, 原因主要是射流沿展向的扩散以及来流对射流的剪切及卷吸作用。另外, 射流前方可见一道弓形波纹, 产生这一现象的原因是超声速来流与射流接触时, 流动受到阻碍, 最终形成激波。

从 $Ma=1.50$ 工况图像中可以看到, 射流前端的穿透深度逐渐增大, 最小值与最大值分别为 14 mm 与 30 mm。该现象的原因为射流/来流动量比的增加。此时, 喷雾与来流的接触面积随之增大, 燃料与来流的掺混将会更加充分。 $Ma=2.02$ 工况的穿透深度普遍小于 $Ma=1.50$ 时, 原因为动量比整体小于 $Ma=1.50$ 时, 但穿透深度随动量增大的变化趋势与 $Ma=1.50$ 时一致。另外, 三种来流马赫数下的工况均为小动量比与小喷孔直径的组合, 但穿透深度随动量比变化的趋势没有明显差别; 对于大孔径工况, 当动量比更大时, 喷雾穿透深度仍然会比小喷孔工况更高, 说明喷孔直径对于穿透深度的影响要远小于动量比。因此, 动量比即为影响穿透深度的最关键因素。需要说明的是, 由于 $Ma=3.09$ 工况的拍摄视角存在问题, 同时高温高压导致光学玻璃老化, 导致图像质量较差, 同时多个工况的穿透深度测量值存在不同程度的偏大问题, 进行模型拟合时已剔除。

由于喷雾在沿来流方向传播的过程中会不断受到来流的影响, 轨迹规律与初始喷射参数的相关性

Table 1 Parameters of $Ma=1.50\sim 3.09$ test conditions

NO.	Ma	$T_{0,c}/K$	$p_{0,c}/MPa$	d/mm	p_{inj}/MPa	$q_{m,inj}/(g/s)$
1	1.50	441	0.253	0.8	3.06	22.0
2	1.50	443	0.254	0.8	3.63	24.0
3	1.50	443	0.254	0.8	4.33	26.0
4	1.50	444	0.254	0.8	5.06	28.0
5	1.50	444	0.254	0.6	1.04	9.0
6	1.50	440	0.254	0.6	1.56	10.5
7	1.50	440	0.254	0.6	2.05	12.0
8	1.50	442	0.254	0.6	2.55	13.3
9	2.02	836	0.527	0.6	1.04	8.0
10	2.02	921	0.486	0.6	1.56	10.8
11	2.02	895	0.507	0.6	2.05	11.9
12	2.02	913	0.496	0.6	2.55	13.2
13	2.02	893	0.507	0.8	3.06	22.4
14	2.02	904	0.496	0.8	3.63	24.3
15	2.02	908	0.496	0.8	4.33	26.3
16	2.02	920	0.253	0.8	5.06	29.4
17	3.09	1 596	2.128	0.6	1.04	8.6
18	3.09	1 601	2.128	0.6	1.56	10.2
19	3.09	1 615	2.128	0.6	2.05	11.4
20	3.09	1 653	2.077	0.6	2.55	13.0
21	3.09	1 623	2.077	0.8	3.06	22.0
22	3.09	1 606	2.077	0.8	3.63	24.3
23	3.09	1 630	2.087	0.8	4.33	27.0
24	3.09	1 634	2.077	0.8	5.06	28.5

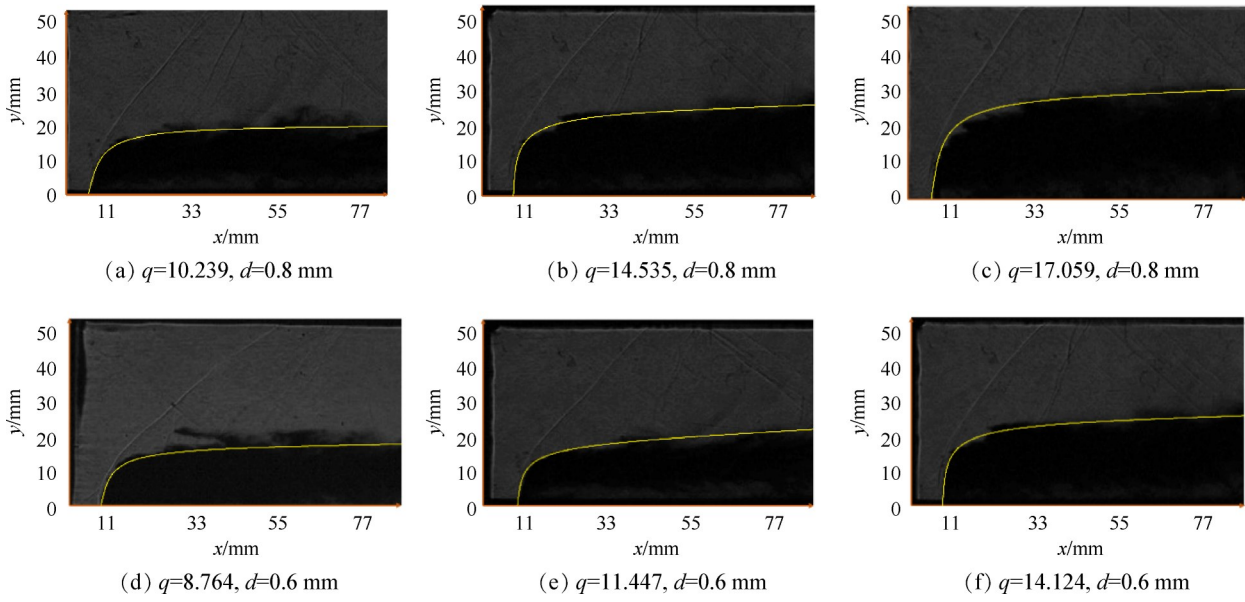


Fig. 6 Instantaneous jet shadowgraphs of specific $Ma=1.50$ test conditions

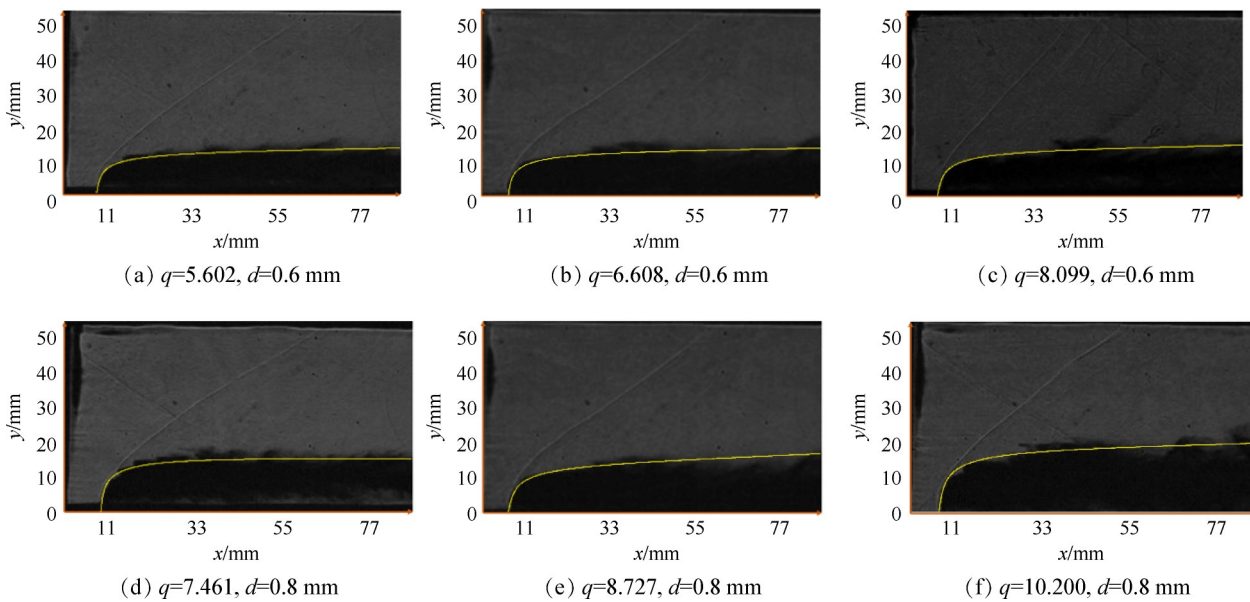


Fig. 7 Instantaneous jet shadowgraphs of specific $Ma=2.02$ test conditions

会不断减弱；且射流穿透深度的最大值往往出现在射流的初始段，因此本文以喷孔到喷雾外边缘与流向相切点之间的区域为喷雾轨迹规律的研究对象。对射流图像进行时均化处理，通过外边缘坐标计算无量纲穿透深度 y/d ，将其与射流/来流动量比 q 和无量纲距喷孔距离 x/d 一并进行非线性回归分析，便可得到穿透深度预测公式。从纹影图中可以看到，超声速来流受到射流阻碍时会产生激波，该激波与射流之间存在一个间隙，其中的气流状态为射流前的实际来流状态。气流经过激波时，流速与密度等参数均会变化，因此该间隙的气流状态与燃烧室入口存在明显差异，若是基于入口参数进行模型拟合，会

导致预测模型误差较大。所以，需要根据激波前后参数规律对 q 进行修正。射流穿透深度主要由喷口附近的流动参数决定，因此以该位置为基准。喷口附近的激波可近似为正激波，其前后的流体密度关系式及修正速度平方如下

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(k+1)Ma_1^2}{2+(k-1)Ma_1^2} \quad (2)$$

$$v_{Ac}^2 = Ma_2^2 \cdot c^2 \quad (3)$$

式中 1 和 2 下标分别代表激波前后位置，Ac 代表修正后的来流参数； k 为气体常数，取 1.4； Ma 为马赫数； c 为当地声速。波后马赫数与当地声速的计算式如下

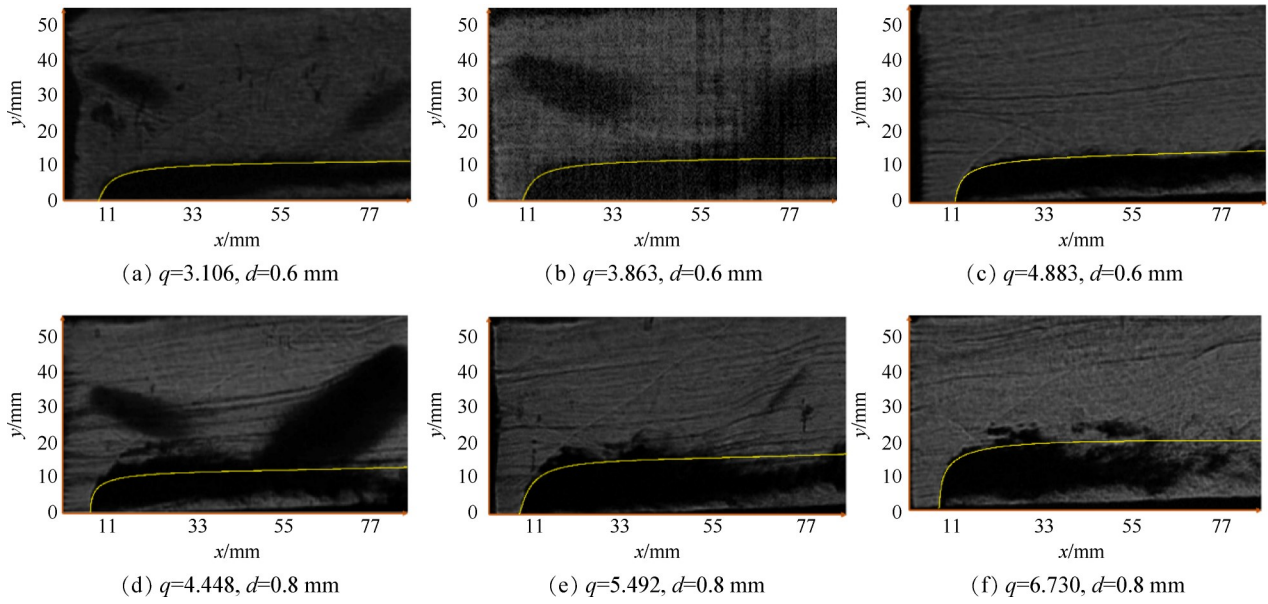


Fig. 8 Instantaneous jet shadowgraphs of specific $Ma=3.09$ test conditions

$$Ma_2^2 = \frac{Ma_1^2 + \frac{2}{k-1}}{\frac{2k}{k-1} Ma_1^2 - 1} \quad (4)$$

$$c = \sqrt{kRT} \quad (5)$$

式中 R 为理想气体常数,取 $8.314 \text{ J}/(\text{mol}\cdot\text{K})$ 。由于当地声速与静温 T 有关,因此还需对射流前的当地静温进行修正。激波前后的 T 关系式如下。各工况修正后的来流参数及动量比如表 2 所示。

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2)(\frac{2k}{k-1} Ma_1^2 - 1)}{\frac{(k+1)^2}{2(k-1)} Ma_1^2} \quad (6)$$

对无量纲穿透深度、距喷孔距离以及射流/来流动量比进行非线性回归分析,可得到以下的关系式。该式的拟合优度(预测值与测量值的吻合程度)为 0.984,解释能力较高,可有效预测穿透深度;预测值与测量值平均误差为 2.1%,位于可接受范围(小于等于 10%)内。

$$\frac{y}{d} = 6.404q_c^{0.112} \left(\frac{x}{d}\right)^{0.255} \quad (7)$$

$$q_c = \frac{\rho_j v_j^2}{\rho_{Ac} v_{Ac}^2}$$

式中 $\rho_{Ac} = \rho_2$ 。将该式与其他常用公式的穿透深度预测值和测量值进行比较,对比的公式如下

$$\text{Lin}^{[8]}: \frac{y}{d} = 3.94q^{0.47} \left(\frac{x}{d}\right)^{0.21} \quad (8)$$

$$\text{Beloki}^{[12]}: \frac{y}{d} = 3.5q^{0.3} \left(\frac{x}{d}\right)^{0.38} \quad (9)$$

喷雾初始段固定点各模型穿透深度预测值与试

Table 2 Revised parameters of $Ma=1.50\sim 3.09$ test conditions

No.	$\rho_2/(\text{kg}/\text{m}^3)$	Ma_2	$v_{Ac}/(\text{m}/\text{s})$	q_c
1	1.492	0.492	197.428	38.790
2	1.479	0.492	197.875	55.064
3	1.479	0.492	197.875	64.624
4	1.477	0.492	198.098	74.864
5	1.487	0.492	198.098	24.283
6	1.494	0.492	197.204	33.201
7	1.494	0.492	197.204	43.365
8	1.480	0.492	197.652	53.505
9	1.382	0.329	184.941	23.682
10	1.181	0.329	194.116	45.849
11	1.251	0.329	191.356	54.078
12	1.231	0.329	193.271	66.280
13	1.245	0.329	191.142	61.064
14	1.237	0.329	192.316	71.424
15	1.235	0.329	192.741	83.480
16	1.235	0.329	194.010	102.942
17	1.095	0.221	173.169	39.405
18	1.093	0.221	173.440	55.344
19	1.088	0.221	174.196	68.832
20	1.094	0.221	176.234	87.024
21	1.108	0.221	174.627	79.258
22	1.107	0.221	173.710	97.873
23	1.099	0.221	175.003	119.938
24	1.100	0.221	175.218	133.107

验测量值对比结果如图 9 所示。可以发现,各公式预测值有明显差异,且 Lin 与 Beloki 所得公式的预测值与测量值差距较大;Lin 公式预测值的平均相对误差

已达到 21.2%，最大相对误差则为 48%。原因是超声速来流与射流的相互作用十分复杂，不同来流马赫数下以及不同测量位置处的情况有显著差别，会对当地的穿透深度测量值产生不同程度的影响；此外，穿透深度公式通常由试验结果拟合而来，而 Lin 与 Beloki 所得公式是通过单一来流马赫数 (Lin 所进行试验的来流马赫数为 1.94, Beloki 为 6) 的喷射试验结果拟合而来，且深度测量位置和方法存在区别，因此拟合得到的公式可能无法有效评估不同于试验条件的来流马赫数工况下的情况，造成预测值的差异。

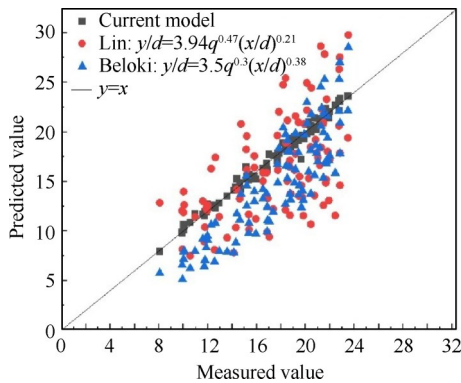


Fig. 9 Comparison of predicted penetration depth by several models with measured values

图 10 为 $Ma=1.50, q=10.239, 14.535; Ma=2.02, q=2.894, 5.602; Ma=3.09, q=2.211, 3.106$ 工况下的预测轨迹与实际射流纹影图像的对比。可以看到，模型预测曲线与近喷孔区域的射流轨迹吻合较好，因为来流此时尚未对射流施加足够长时间的影响，这一部分的穿透深度规律尚可利用初始段参数建立纯数学模型来表达。下游的射流轨迹与预测情况差别较大，是由于该预测模型是以初始射流/来流动量比为基础的。随着射流向下游运动，燃料会与空气不断

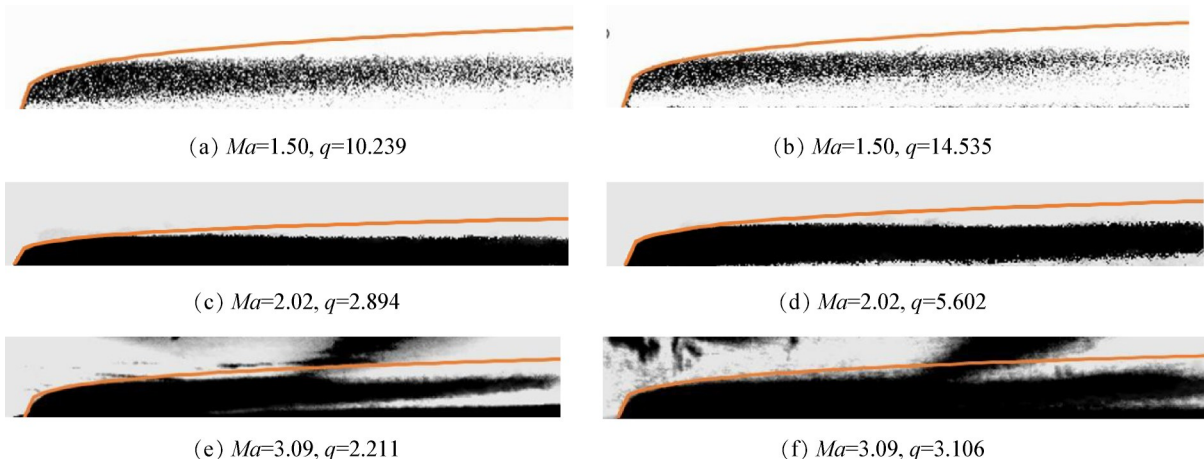


Fig. 10 Comparisons of predicted jet traces with averaged shadowgraphs of specific test conditions

掺混，导致单位体积内射流的总质量减少，且由于燃烧室内压力远大于射流的喷注压力、燃料颗粒与来流间存在摩擦，射流的垂直速度会不断减小，最终使射流垂直动量减小，下游射流轨迹将趋向于与来流方向平行。在实际的喷射过程中，射流不同位置与来流掺混情况差异较大且难以预测，以射流初始段参数进行轨迹拟合必会导致下游偏差较大，但从射流质量与速度随轴向距离的变化趋势可以看出，射流的最大穿透深度主要由射流初始段决定，而燃烧室中燃料与来流掺混好坏是由最大穿透深度决定的，下游穿透深度与拟合结果的差异并不会影响对燃料掺混性能的整体评判，因此该预测模型仍可为燃料掺混强化提供参考。

3.2 喷雾动态特性分析

由于喷雾的动态特性会影响到燃烧室的设计以及火焰不稳定性，因此有必要对喷雾动态特性进行分析。傅里叶变换提供了一种时域到频域的变化方法，其核心思想就是所有类型的波均可以多个三角函数 (正弦或余弦) 叠加的形式来表示，其控制方程如下

$$F(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t) e^{-i\omega t} dt \quad (10)$$

式中 ω 为角速度，单位为 rad/s。图 11 为傅里叶变换示意图，其中的时域自变量为时间，因变量为信号变化，描述信号不同时刻的取值；而频域的自变量为频率，因变量为幅值，描述的是信号的频率结构以及频率与对应信号幅值的关系，也就是通常所说的频谱图。将信号解析为多种幅值及频率的波，通过观察幅值大小与对应频率的关系，可判断复合信号的成分及各组分影响的强弱。在各种傅里叶变换类型中，快速傅里叶变换 (Fast Fourier Transform) 可大幅

减少变换所需乘法次数,提升计算效率,是较为常用的分析方法。通过对射流全域图像进行快速傅里叶变换,可得到频谱图像;观察特征频率,可得到表面扰动特征随流动参数的变化规律。

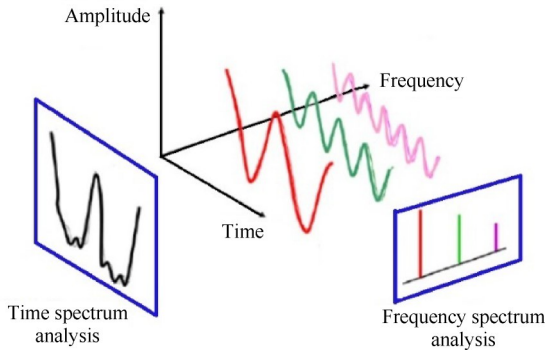


Fig. 11 Sketch map of Fourier transform^[23]

考虑到图像质量以及样本数量问题,以 $Ma=1.50$ 与 2.02 工况为主要分析对象,图 12 为部分工况的频谱图像。可以看到,两工况的表面扰动均以低频波为主,同时伴有其他频率波动,主要为背景杂波以及其他形式的表面扰动。图 12 中,各工况频谱存在较大差异,但低频波一直保持主导地位。造成这一现象的原因为来流条件变化会对喷雾所受到的扰动造成巨大影响,参数的细微变化就会使得扰动情况产生差异;另一方面,由于各工况图像拍摄条件不完全一致,相同的图像降噪处理的效果并不统一,因此背景杂波在频谱中体现的强度也会有所不同,会对频谱的质量产生一定影响。

为进一步探究喷雾动态特性的规律,对射流全域进行本征正交分解(POD)分析。POD 分析的基本思想是将流场分解为若干空间正交模态,按照能量大小进行排序,选择尽量少的基函数或者模态来尽可能多地捕捉流场的能量,有助于建立降阶模型。

在流场 $x \in \mathbf{R}^N$ (实数域) 中,与时间对应的某个变量(速度、压力、涡量等)的向量场 $\mathbf{u}(x, t)$ 可用 M 个以相同采样频率提取的流场快照来表示,其中第 m 个时间点的向量场记作

$$\mathbf{u}^m = \mathbf{u}(x, t^m), m = 1, 2, \dots, M \quad (11)$$

\mathbf{u} 包含时均值 $\bar{\mathbf{u}}$ 以及脉动值 \mathbf{v} , m 时刻的流场减去时均值后的脉动值可以记作

$$\mathbf{v}^m(x, t^m) = \mathbf{u}(x, t^m) - \bar{\mathbf{u}}(x) \quad (12)$$

POD 分析中,脉动值可表示为所有正交模态与对应时间系数的线性叠加

$$\mathbf{v}(x, t) = \sum_{j=1}^N a_j(t) \boldsymbol{\phi}_j(x) \quad (13)$$

式中 $a_j(t)$ 为第 j 阶模态的时间系数; $\boldsymbol{\phi}_j(x)$ 为对应的特征向量。将 POD 数据以矩阵形式表示

$$\mathbf{X} = [\mathbf{v}(x, t^1) \quad \mathbf{v}(x, t^2) \quad \dots \quad \mathbf{v}(x, t^M)] \in \mathbf{R}^{N \times M} \quad (14)$$

POD 分析的目的是找出最优基向量来分解流场数据。特征向量 $\boldsymbol{\phi}_j(x)$ 可用最少的模态数量来表示原始流场。可通过快照方法求解 $\boldsymbol{\phi}_j$ 以及对应特征值 λ_j

$$\mathbf{X}^T \mathbf{X} \boldsymbol{\phi}_j = \lambda_j \boldsymbol{\phi}_j, \boldsymbol{\phi}_j \in \mathbf{R}^M, M < N \quad (15)$$

快照方法 POD 特征向量可转换为原始 POD 特征向量

$$\boldsymbol{\Psi}_j = \mathbf{X} \boldsymbol{\phi}_j \frac{1}{\sqrt{\lambda_j}} \in \mathbf{R}^N \quad (16)$$

式中 $\boldsymbol{\Psi}_j$ 为模态对应流场动能。按照特征值大小进行排序,假设前 r 阶模态的能量接近流场的总体动能,即

$$\sum_{j=1}^r \lambda_j / \sum_{j=1}^N \lambda_j \approx 1 \quad (17)$$

则通过前 r 阶模态重构流场

$$\mathbf{X}_{\text{POD}}(x, t) = \bar{\mathbf{u}}(x) + \sum_{j=1}^r a_j(t) \boldsymbol{\Psi}_j(x) \quad (18)$$

式中时间系数反映了模态随时间变化的趋势,可体现模态对应流动结构在重构流场中的能量占比。时间系数可表示为

$$a_j(t) = \langle \mathbf{v}(x, t), \boldsymbol{\Psi}_j(x) \rangle \quad (19)$$

利用 POD 方法,可基于能量等级将喷雾受到的扰动进行分解,得到不同能级波动的时间与空间特征,从而获得波动的整体特性。以来流马赫数 1.50 与 2.02 时的第 2 工况为例,图 13 和图 14 为各模态的空间与部分时间特征,按照能量降序排列。从图中可以发现,POD 解析出了多种模态,但前 2 阶模态的能量占比最高,因此其代表了喷雾过程脉动的主要特征。高阶模态中包含更高的频率,无法被精确捕捉,但因能量占比低可以忽略。

1 阶模态代表理论频率为 0 的平均流动,而 2 阶模态由低频波主导,这对应了 FFT 的分析结果;第 3 阶模态可见射流沿展向的往复振荡,在喷雾图像中体现为上下抖动,这是层流射流的一个特征;4, 5 阶则出现了难以精确捕捉的波。另外, $Ma=2.02$ 的第 5 阶模态呈现出了一种沿射流轨迹方向的扰动,这是湍流射流特性的体现。上述情况说明,射流表面除常见低频波外,还有多种扰动并存,但因其能量较低,对射流特性的影响并不如低频波显著。

图 15 为 $Ma=1.50$ 和 2.02 其他工况的第 4, 5 阶模态。可以看到,两者差异较大, $Ma=1.50$ 时仍可见沿

展向的扰动,而 $Ma=2.02$ 时则完全是流向扰动。这一现象的原因是随着来流速度加快,流动的湍动程度增加,喷雾此时受到来流相互作用后将会更多地呈

现湍流喷雾特征。 $Ma=2.02$ 其他工况的情况与图 14 所示基本一致,均为沿射流方向的扰动。这种扰动对应的频率更高,但对射流整体特性主导以及液滴

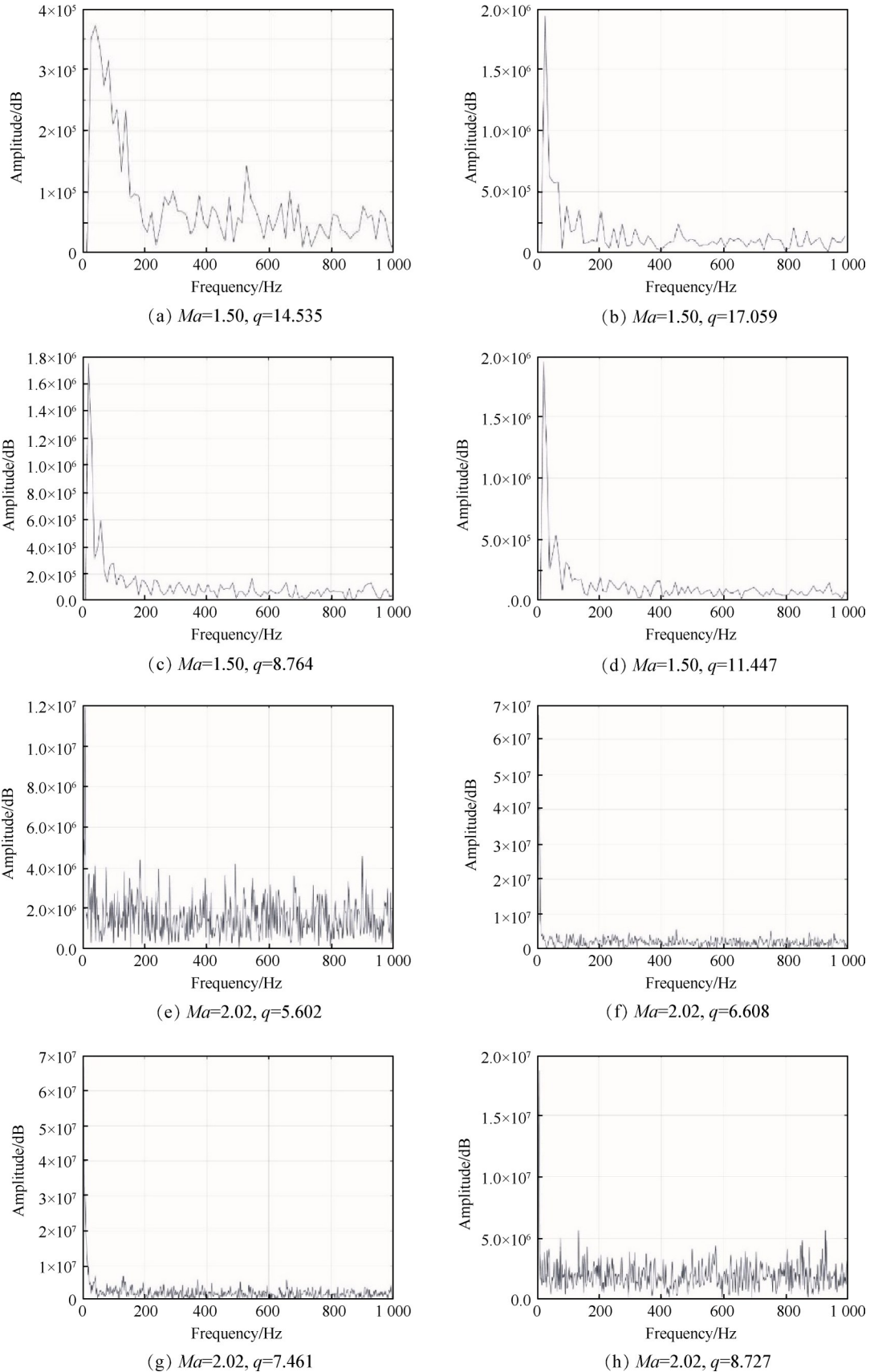


Fig. 12 Frequency spectrums of jet surface waves under $Ma=1.50, 2.02$ crossflow

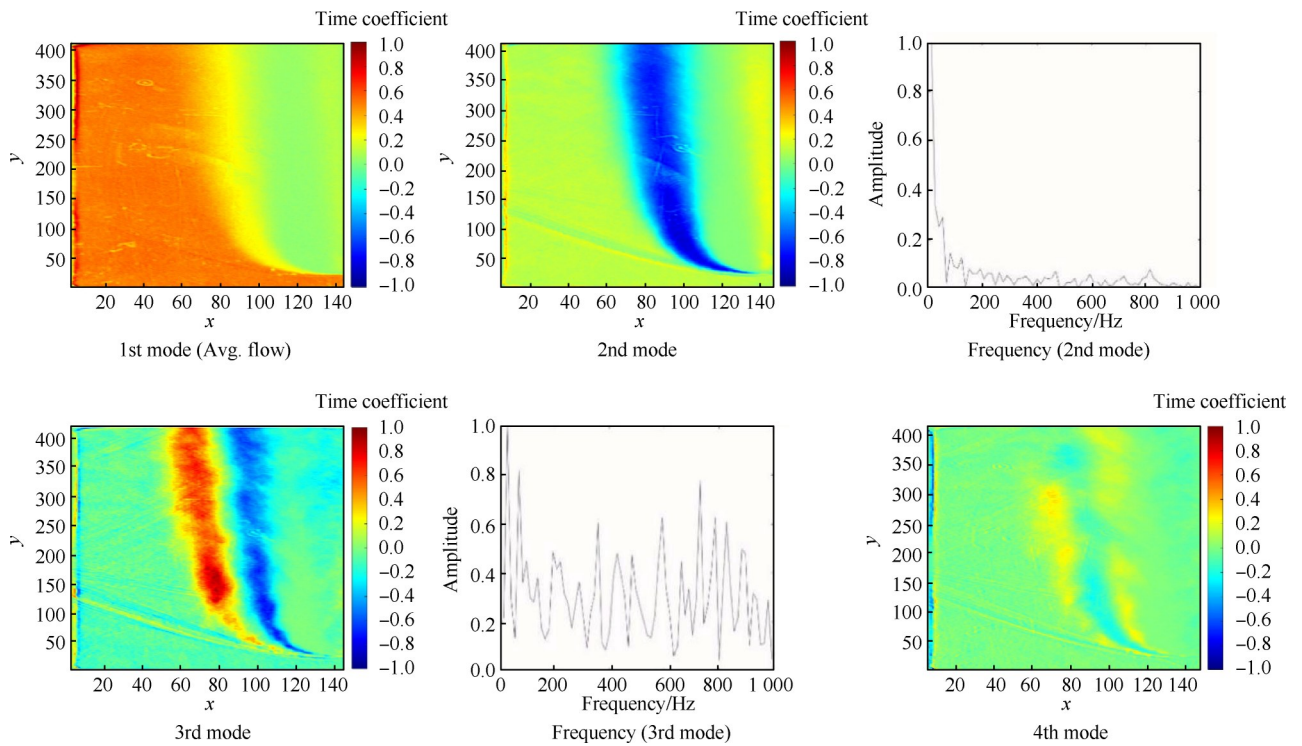


Fig. 13 Wave modes observed for 2nd test condition of $Ma=1.50$ crossflow

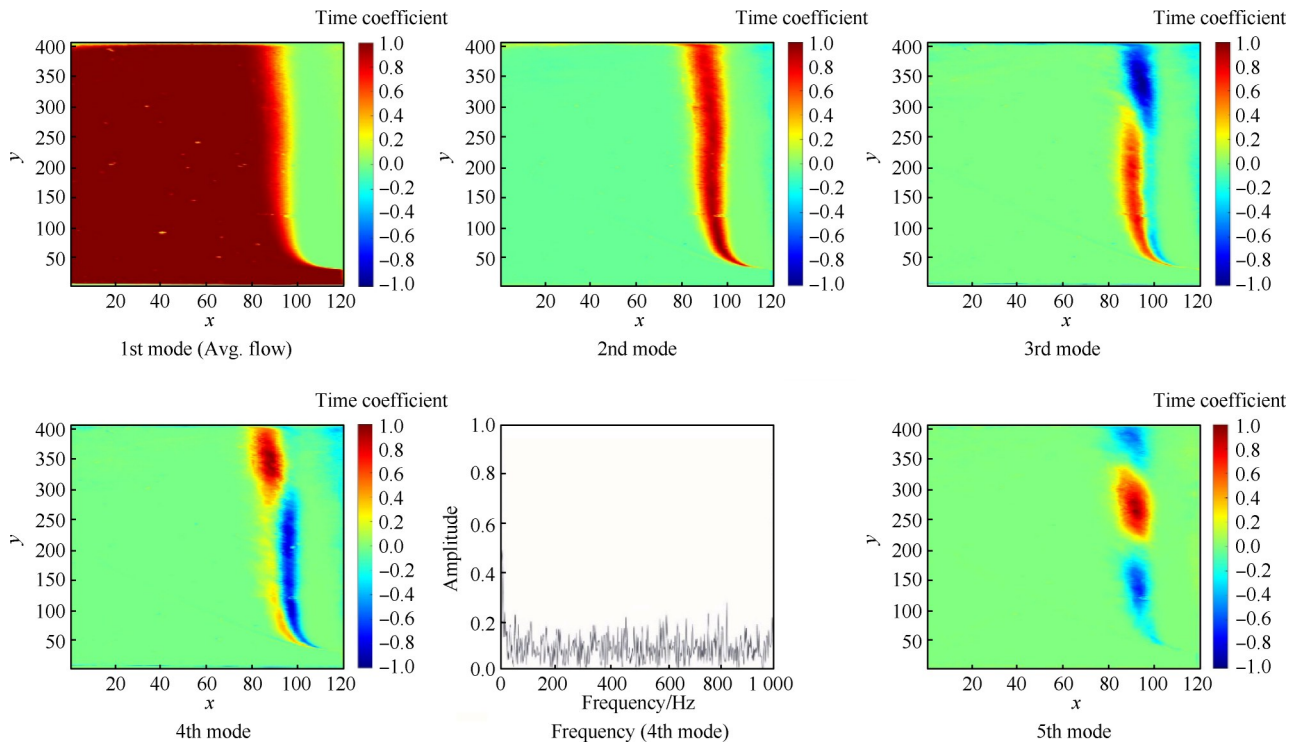


Fig. 14 Wave modes observed for 2nd condition of $Ma=2.02$ crossflow

破碎影响较弱,因此可以被完全忽略。

对比图 13 和图 14 还可以发现,随着来流马赫数的提升,特征频率呈现减少趋势。射流进入超声速来流的过程本质是低密度气相加速高密度液相的过程,因此射流动态特性的变化主要受到瑞利-泰勒不稳定性(Rayleigh-Taylor Instability)的影响,而先前的

一些研究表明,此时表面扰动的唯一控制参数为韦伯数。目前研究得到的表面扰动波长与韦伯数的关系式可总结为以下通式,即波长与韦伯数成反比

$$\frac{\lambda}{d} \propto We^{-n} \quad (20)$$

式中 n 为任意常数。Xiao 等^[24]研究发现,超声速来流

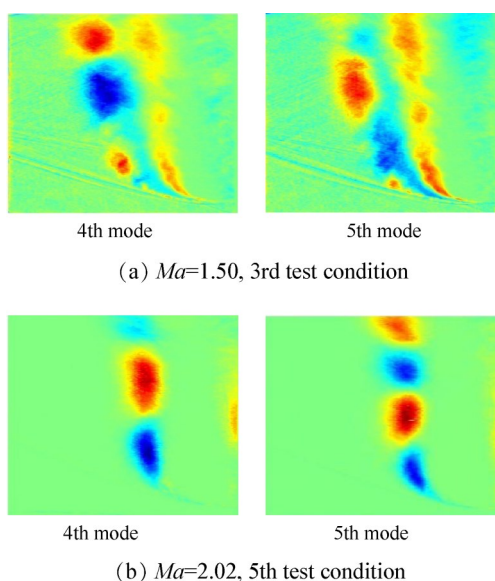


Fig. 15 4th, 5th modes of $Ma=1.50, 2.02$ conditions

下的射流表面扰动波长与有效韦伯数有关

$$\frac{\lambda}{d} \propto We_{\text{eff}}^{-0.45} \quad (21)$$

$$We_{\text{eff}} = \frac{2 + (k - 1)Ma^2}{(k + 1)Ma^2} We \quad (22)$$

式中 k 为气体常数, 此时仍取 1.4; Ma 为入口来流马赫数。结合频率公式, 可判断频率随韦伯数的变化: 韦伯数增大, 波长减小; 在射流速度无显著变化的情况下, 分母减小, 频率将会增大。

$$f = \frac{u}{\lambda} \quad (23)$$

计算 $Ma=1.50$ 与 2.02 各工况的平均有效韦伯数, 数值分别为 1 650 与 1 080。对比数值可知 $Ma=1.50$ 工况的有效韦伯数大于 $Ma=2.02$ 工况, 根据波长关系式可推出此时 $Ma=1.50$ 工况的波长会小于 $Ma=2.02$ 工况。两工况的射流初始速度基本一致, 而由先前推导可知, 两工况射流前激波后的来流速度相差不大, 因此射流被加速后的最终速度也不会有很大差距。在当地射流速度的增大趋势弱于有效韦伯数的情况下, 频率整体数值便发生了减小。

4 结论

通过在宽来流马赫数工况下开展不同喷嘴直径与喷注压力的煤油喷雾试验, 利用纹影系统捕捉射流图像并进行外边界拟合与频谱分析, 本文得到了以下结果:

(1) 通过将射流边缘坐标进行无量纲化处理, 再与无量纲轴向距离以及射流前激波后参数计算得到

的射流来流/动量比进行拟合, 建立了考虑前激波效应的射流穿透深度预测模型, 最大与平均相对误差较先前的一些预测公式有了大幅下降, 下降幅度分别为 36% 与 19.1%。

(2) 对图像进行 FFT 分析, 发现喷雾所受到的扰动以低频波为主, 同时存在多种复杂扰动。但由于其他类型扰动的能量等级较低, 对喷雾特性的影响较弱, 因此可以忽略。

(3) POD 分析结果证明, 喷雾表面扰动由低频和高频波共同组成, 但低频波能量远高于高频波, 占据主导地位; 低频波的频率会随着来流马赫数增加而降低, 原因是在瑞利-泰勒不稳定性的影响下, 韦伯数是影响波长的决定性因素; 高马赫数工况的有效韦伯数较低, 波长更大, 在喷雾前端的来流速度无较大差别时将会使频率减小。

致谢: 感谢 JCJQ 计划重点基础研究项目及“两机”专项基础研究项目的资助。

参考文献

- [1] LIN K C, KENNEDY P, JACKSON T. Structures of water jets in a Mach 1.94 supersonic crossflow [C]. Reno: 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004.
- [2] STENZLER J N, LEE J G, SANTAVICCA D A, et al. Penetration of liquid jets in a crossflow [J]. *Atomization & Sprays*, 2013, 16(8): 887-906.
- [3] HORN K P, REICHENBACH R E. Investigation of injectant properties on jet penetration in a supersonic stream [J]. *AIAA Journal*, 1971, 9(3): 469-472.
- [4] 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.
- [5] YATES C L. Liquid injection into supersonic airstreams [C]. Salt Lake City: 7th Propulsion Joint Specialist Conference, 1971.
- [6] CHELKO L J. Penetration of liquid jets into a high-velocity air stream [R]. NACA RM-E50F21, 1950.
- [7] GEERY E L, MARGETTS M J. Penetration of a high-velocity gas stream by a water jet [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 6(1): 79-81.
- [8] LIN K C, KENNEDY P, JACKSON T. Penetration heights of liquid jets in high-speed crossflows [C]. Reno: 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002.
- [9] CHIN J S. Semi-empirical analysis of liquid fuel distribution downstream of a plain orifice injector under cross-stream air flow [R]. AIAA 81-1467.

- [10] ZHU J Y, HOU M Y, CHIN J S. Experimental study on the atomization of plain orifice injector under uniform cross air flow[R]. ASME 86-GT-43.
- [11] HSIANG L P, FAETH G M. Near-limit drop deformation and second breakup [J]. International Journal of Multiphase Flow, 1992, 18(5): 635-652.
- [12] BELOKI J. Experimental investigation of liquid jet injection into Mach 6 hypersonic crossflow [J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(3): 403-417.
- [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]. 长沙: 国防科学技术大学, 2003.
- [14] 刘静, 王辽, 张佳, 等. 超声速横向射流雾化实验研究[C]. 宜昌: 2006年火箭推进技术学术会议论文集, 2006.
- [15] LI X. Mechanism of atomization of a liquid jet[J]. Atomization and Sprays, 1995, 66(1): 113-120.
- [16] ZHANG S C, TAO X H, LU J S, et al. Design, optimization and CFD simulation of a nozzle for industrial cleaning processes based on high-pressure water jets[J]. International Journal of Oil Gas & Coal Technology, 2015, 7(1): 1-28.
- [17] ZHANG S C, TAO X H, LU J S, et al. Structure optimization and numerical simulation of nozzle for high pressure water jetting[J]. Advances in Materials Science and Engineering, 2015(4): 1-8.
- [18] HE J, WANG J J, LIU X M, et al. Investigation on surface wave characteristic of water jet [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2019(12): 1-10.
- [19] MAZALLON J, DAI Z, FAETH G. Aerodynamic primary breakup at the surface of nonturbulent round liquid jets in crossflow [C]. Reno: 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1998.
- [20] SALLAM K A, AAIBURG C, FAETH G M. Breakup of round nonturbulent liquid jets in gaseous crossflow [J]. AIAA Journal, 2004, 42(12): 2529-2540.
- [21] SURYA P, SINHA A, GAURAV T, et al. Liquid jet in crossflow-effect of liquid entry conditions [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2018, 93: 45-56.
- [22] SINHA A. Surface waves on liquid jet in crossflow: effect of injector geometry [J]. AIAA Journal, 2019, 57(10): 4577-4582.
- [23] 燕庆明. 信号分析与处理[M]. 北京: 电子工业出版社, 2009.
- [24] XIAO F, DIANAT M, MCJUIRK J J, et al. Large eddy simulation of liquid jet primary breakup in air crossflow [J]. AIAA Journal, 2013, 51(12): 2878-2893.

(编辑:梅 瑛)

Trace prediction model and dynamic characteristics analysis of transverse sprays under supersonic crossflow in ramjet combustor

WANG Zicheng^{1,2}, HU Bin^{1,3,4}, WANG Zhonghao^{1,4}, WANG Teng², SHI Qiang^{1,4},
LUO Weiwei^{1,3,4}, ZHAO Qingjun^{1,3,4,5}

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Inner Mongolia University of Technology, Hohhot 010000, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

4. Innovation Academy for Light-Duty Gas Turbine, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

5. Beijing Key Laboratory of Distributed Combined Cooling Heating and Power System, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to investigate penetration and dynamic characteristic of transverse sprays under supersonic crossflow, multiple spray experiments with different injector diameters and injectant pressure have been conducted under crossflows with wide range of Mach numbers ($Ma=1.50, 2.02, 3.09$). Images of jets have been acquired by shadowgraph system for boundary correlation and dynamic analysis. A penetration prediction formula which takes shockwave ahead of jet into consideration is formed, whose maximum and average relative error has a decrease of 36% and 19.1% compared to former models. Using Fast Fourier Transform method, low frequency wave is found to be the main type of jet disturbance, but there still exists weaker waves with complex timing characteristics. From the results of Proper Orthogonal Decomposition analysis, high and low frequency modes are both found in surface disturbance of sprays, with low frequency wave dominating. High frequency wave has far less energy and therefore can be ignored, which corresponds to Fast Fourier Transform analysis. Frequency of the low-frequency wave is related to effective Weber number, the increase of the latter will lead to the decrease of wavelength, then frequency will increase if crossflow velocity perceived by jets has no evident change.

Key words: Ramjet; Combustion chamber; Fuel injection; Supersonic crossflow; Jet trace prediction; Spray dynamic characteristic; Proper orthogonal decomposition

Received: 2022-11-28; Revised: 2023-10-23.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2211086

Foundation items: Key Basic Research of JCJQ Program; Special Basic Research for "Two Machines".

Corresponding author: HU Bin, E-mail: hubin@iet.cn