

超声速气流中横向气体射流混合经验模型

杨揖心, 王振国, 孙明波, 汪洪波
(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为了获得适用于工程估算的射流穿透经验关系式,对射流中心迹线、穿透边界及喷注物展向分布特性进行模化处理,建立了描述超声速气流中横向气体射流混合经验模型,并通过系列实验观测结果对该模型有效性进行验证.结果表明:在较宽的动量比范围内(动量比为 0.5~5.3),该模型预测的射流中心迹线和穿透边界均与实验图像吻合较好,在射流中心迹线附近,该模型预测的喷注物摩尔分数与实验测量值相比误差在 5%以内,精度优于现有模型.随着动量比的增大,在喷孔下游一定区域内,射流引起的反转旋涡对增强,导致该模型对展向摩尔分数分布的预测产生一定误差,表明该模型的适用范围与动量比和下游距离等因素相关.

关 键 词: 超声速气流; 横向射流; 混合模型; 射流中心迹线; 穿透边界; 动量比

中图分类号: V411.1 **文献标志码:** A

Empirical mixing model of transverse gaseous jet in supersonic flow

YANG Yi-xin, WANG Zhen-guo, SUN Ming-bo, WANG Hong-bo
(College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to obtain empirical correlations of jet penetration for engineering application, a empirical mixing model for the analysis of transverse gaseous jet in supersonic flow was investigated by modeling the jet centerline, penetration boundary and injection's spanwise distributional characteristics. Several experimental cases were used to verify the performance of present model. Result indicates that, within the momentum flux ratio of 0.5—5.3, the present model agreed well with the experiment image both in the jet centerline and penetration boundary, and in the area near jet centerline, the model predicted a precise injection mole fraction with an error less than 5%, which shows a higher precision in contrast with existing models. With the increasing of the momentum flux ratio, the counter-rotating vortex pairs are strengthened in the near downstream of the injector, which leads to some inaccuracy of spanwise mole fraction calculated by the present model. This indicates that the present model validity is affected by the momentum flux ratio and downstream distance.

Key words: supersonic flow; transverse jet; mixing model; jet centerline; penetration boundary; momentum flux ratio

对于超燃冲压发动机,能否在其燃烧室内组织高效的燃烧与燃料在超声速气流中的喷注与混合过程密切相关.横向射流作为常见的燃料喷注形式,其穿透规律及燃料空间分布特性对燃烧室

内的点火及火焰稳定过程有重要影响,因而受到了广泛关注.

国内外许多学者针对超声速气流中的射流混合过程进行了研究. HUANG^[1]综述了近年来研究成果,讨论了影响横向射流混合特性的主要参数. 在实验研究方面, Ben-Yakar^[2]通过高速摄影技术研究了超声速来流中氢气和乙烯的横向射流特性,详细描述了流场结构及发展规律. Gruber等^[3]通过瑞利散射图像研究了不同喷嘴构型和不同喷注燃料对射流流场结构的影响. Juan等^[4]采用激光多普勒测速技术实现了对横向射流的速度场观测,而 Everett等^[5]则通过壁面压力测量研究了射流参数对压力分布的影响. 在数值计算方面,孙得川等^[6-7]采用高精度 WENO (weighted essentially non-oscillatory) 格式模拟了横向射流流场的激波形成、流动分离等过程. 王国蕾等^[8]应用了多种离散格式模拟了射流下游回流区内的流场结构. 高振勋等^[9]则通过数值仿真探究了低总压损失、高混合效率的横向射流方案.

然而,上述这些工作只是针对横向射流的物理特性开展了研究,并没有建立起能够描述该过程的数学模型. 为了指导超声速燃烧室内喷注方案设计,需要建立一个较为准确和完善的横向射流混合模型.

近年来,有许多学者^[10-18]根据实验结果先后提出了不同的描述射流穿透度的幂次函数关系式. Michigan 大学的 Torrez 等^[11-12]基于 Hasselbrink 等^[13-14]的工作,模化了射流的中心迹线和展向分布特性,并将其融入到一个被称为 MASIV (michigan airforce scramjet in vehicle) 的飞行器设计综合模型中,建立了一个比较系统的射流混合模型. 但是,这些模型往往具有相对的局限性而不能相互符合. 例如, MASIV 模型仅针对射流与自由来流的动量比 J (定义见后文) 很大的情形 ($J \gg 1$ ^[12]), 而对于采用气态燃料的超燃冲压发动机, 动量比一般而言并不大.

本文在总结已有研究工作的基础上,根据实验观测修正经验关系式,提出了横向气体射流混合经验模型(文中简称本文模型),并通过系列实验结果验证其准确度与适用性.

1 本文模型的建立

大量实验数据和数值模拟的结果^[3,10-18]表明,横向射流的穿透度很大程度上依赖于射流与自由来流的动量比 J . 本文对动量比定义如下:

$$J = \frac{\rho_j u_j^2}{\rho_\infty u_\infty^2} \quad (1)$$

式中下标 j 为射流出口参数,下标 ∞ 为自由来流参数. 需要说明的是,这一定义与 Torrez 等^[11-12] 以及 Hasselbrink 等^[13-14] 所建立的模型不同,与 Gruber 等^[3,10,15], SUN 等^[17] 及 Lin 等^[18] 一致.

本文模型主要研究射流中心迹线、穿透边界以及喷注物的展向分布特性. 事实上,射流中心迹线和穿透边界并没有明确的物理意义,它们都是为了模化射流穿透过程而依据一些准则人为定义的. 因而本文并不探究射流穿透过程的详细流动机理,而重点针对适用于工程估算的经验模型加以研究.

1.1 射流中心迹线与穿透边界

横向射流的穿透过程如图 1 所示. 本文模型假设射流中心迹线在展向无偏移,坐标系 x 轴与射流中心迹线共面,指向射流下游; y 轴垂直上游主流方向,也与射流中心迹线共面. 在该坐标系下,射流的中心迹线可由 (x_c, y_c) 的函数关系式描述. 图中 b 为射流分布半径.

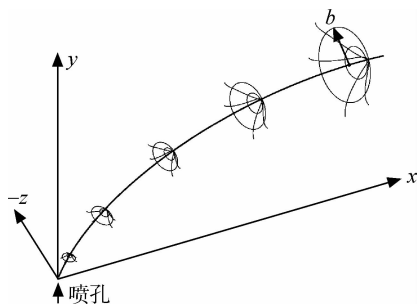


图1 横向射流发展模型示意图

Fig. 1 Schematic of spreading model of transverse jet

在已有研究工作^[11-14]中,横向射流中心迹线表达为如下幂次函数关系式:

$$\frac{y_c}{d} = c_1 \left(\frac{x_c}{d} \right)^{c_{1x}} J^{c_{1J}} \quad (2)$$

其中 d 为喷孔直径, J 为动量比; c_1, c_{1x}, c_{1J} 均为经验值.

关于描述射流中心迹线 (x_c, y_c) 以及射流分布半径 b 的幂次函数的形式, Hasselbrink 等^[14] 对该物理过程进行了理论分析. 基于其思路,本文给出简要的推导过程.

图 2 给出了横向射流中心平面上的射流中心迹线示意图,图中 A 为截面积, u_{xc}, u_{yc} 分别为射流中心迹线上 u_c 在 x 和 y 方向上的速度分量,若横向射流喷孔出口位于坐标原点,则射流中心

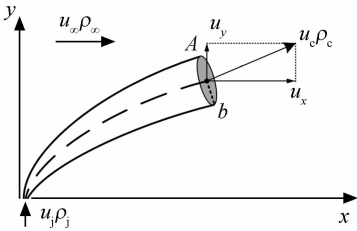


图 2 横向射流中心平面射流中心迹线示意图
Fig. 2 Schematic of jet centerline of transverse jet in centerplate

迹线坐标 (x_c, y_c) 满足:

$$\frac{dy_c}{dx_c} = \frac{u_{yc}}{u_{xc}} \tag{3}$$

设 y 方向上动量通量为 F_y , 则有

$$F_y = \int_A \rho u_y \sqrt{u_x^2 + u_y^2} dA \tag{4}$$

如果忽略压力对 y 向动量通量的作用, 那么 F_y 在全场可近似认为守恒.

对于沿射流中心迹线 y 方向上速度 v_c 的变化规律, 可由量纲分析得到. v_c 与动量通量 F_y , y 方向位移 y_c , 来流密度 ρ_∞ 以及黏度 ν 相关, 即 $v_c = f(F_y, y_c, \rho_\infty, \nu)$, 对该式两边进行无量纲化可得 $\Pi = f(\Pi_1)$, 其中:

$$\begin{cases} \Pi = \frac{\rho_\infty^{\frac{1}{2}} u_{yc} y_c}{F_y^{\frac{1}{2}}} \sim \frac{u_{yc}}{u_j} \frac{y_c}{d^*} \\ \Pi_1 = \frac{F_y^{\frac{1}{2}}}{\rho_\infty^{\frac{1}{2}} \nu} = Re \end{cases} \tag{5}$$

式中 $d^* = d(\rho_j/\rho_\infty)^{\frac{1}{2}}$. 对于给定的条件, 如果令雷诺数 Re 为常数, 那么 Π 亦为常数, 故由式(5)可得

$$u_{yc} \sim u_j d^* y_c^{-1} \tag{6}$$

将式(6)代入式(3), 且认为在射流下游的大部分范围内有 $u_{xc} \approx u_\infty$. 设喷孔出口为原点, 对式(3)两端积分可得射流中心迹线的表达式

$$\frac{y_c}{d} = c' J^{\frac{1}{4}} \left(\frac{x_c}{d} \right)^{\frac{1}{2}} \tag{7}$$

按照上述思路, Hasselbrink 等^[14]还分别就近射流区和射流尾迹区进行了推导, 给出了与式(7)类似的射流中心迹线表达式. 尽管上述推导存在诸多简化假设, 与许多实验数据并不吻合. 但其给出的幂次律具有物理依据. 本文模型中将近射流区和尾迹区统一于式(2)的形式, 相应的经验值取

$$c_1 = 1.1 - \eta_1 J \quad c_{1x} = \frac{1}{4} \quad c_{1J} = \frac{2}{3}$$

式中 η_1 为动量比修正因子, 本文取 $\eta_1 = 0.07$. 系数 c_1 不再像 Gruber 等^[15]和 Lin 等^[18]那样取为

常数. 本文考察多个实验结果发现, 如果简单地将 c_1 取为常数, 随着动量比增大, 射流中心迹线的 J 幂次律关系式描述的射流中心迹线会越来越趋于偏高, 往往不能适应较宽动量比范围内的射流穿透过程. 然而, 这样的修正会面临当动量比较大时出现非物理解 ($c_1 < 0$) 的问题, 因而模型对动量比的有效适用范围存在一定限制, 具体的讨论见后文.

射流中心迹线附近的喷注物随下游距离逐步向四周扩散, 如图 1 所示. 本文模型假设喷注物轴对称地分布在垂直于射流中心迹线方向的圆形截面上. 这一圆面的半径为 b , 即射流分布半径, MASIV 给出了如下形式的半径变化规律

$$\frac{b}{d} = c_2 \left(\frac{x_c}{d} \right)^{c_{2x}} J^{c_{2J}} \tag{8}$$

其中 c_2 为经验系数, Hasselbrink 等^[13]将其取为常数 0.76; c_{2x}, c_{2J} 均为经验指数, 本文模型令

$$c_2 = 0.86 - \eta_2 J \quad c_{2x} = \frac{7}{24} \quad c_{2J} = \frac{2}{3}$$

其中 $\eta_2 = 0.08$, 为动量比修正因子. 与中心迹线类似, 该系数的设定主要是考虑了模型在较大动量比范围内的适用性.

确定了射流中心迹线 (x_c, y_c) 和射流分布半径 b , 可进一步得到射流穿透边界 (x_p, y_p) , 计算过程如图 3 所示.

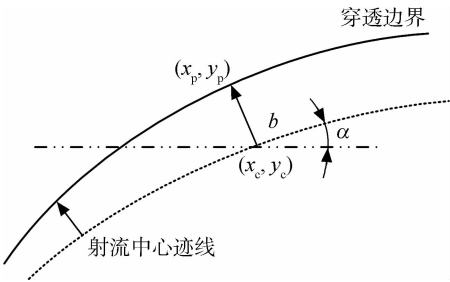


图 3 射流穿透边界计算示意图

Fig. 3 Schematic of calculation of jet penetration boundary

图中 α 为 (x_c, y_c) 处射流方向切向与水平流向夹角, 该角度可由射流中心迹线函数关系式确定.

1.2 喷注物摩尔分数的展向分布

为描述射流与自由来流的混合过程, 需对射流中的喷注物组分在空间中的分布特性建立模型. 根据 Hasselbrink 等^[13]的研究, 沿射流中心迹线喷注物的摩尔分数 x_c 的随下游距离的变化规律满足下式:

$$\frac{x_c}{x_j} = c_3 \left(\frac{\rho_j}{\rho_\infty} \right)^{c_{3p}} \left(\frac{u_j}{u_\infty} \right)^{c_{3u}} \left(\frac{x_c}{d} \right)^{c_{3x}} \tag{9}$$

式中 x_c 为射流中心迹线 (x_c, y_c) 处的喷注物摩尔分数, x_j 为喷孔处的喷注物摩尔分数, 如果喷注物为纯燃料, x_j 则等于 1. c_3 为经验系数, MASIV 中取为 1.3^[11] 或 0.9^[12]; $c_{3\rho}$, c_{3u} 和 c_{3x} 均为经验指数, 本文模型取

$$c_3 = 3.1 - \eta_3 J \qquad c_{3\rho} = \frac{1}{3}$$
$$c_{3u} = -\frac{1}{3} \qquad c_{3x} = -0.9$$

式中动量修正因子 $\eta_3 = 0.02$. 不难看出, 该系数的常数部分比 MASIV 的取值要大许多, 这是因为随着动量比的增大, 反转旋涡对的作用变得明显, 使射流中心附近的喷注物能够保持较缓的衰减速率, 而 MASIV 并没有在模型中考虑这一因素, 从而高估了来流对横向射流中心喷注物摩尔分数的衰减作用(见下文模型验证部分).

由式(4)可进一步得到混合质量分数沿射流中心迹线的变化规律

$$w_c = \frac{x_c r_m}{x_j + (r_m - 1)x_c} \tag{10}$$

式中 w_c 为射流中心迹线 (x_c, y_c) 处喷注物的混合质量分数, r_m 为喷注物与来流气体的摩尔质量比.

模型假设喷注物关于射流中心迹线呈轴对称分布, 且中心处最高, 逐渐衰减至边缘. 按照 MASIV 的建模思路, 本文采用下式来描述这一衰减过程, 即有

$$w(r) = w_c \cdot \exp\left(-\frac{r^2}{\eta_1 b^2}\right) \tag{11}$$

其中 r 为展向圆面上某点距圆心的距离, 即 $r^2 = (x - x_c)^2 + (y - y_c)^2 + (z - z_c)^2$; $w(r)$ 为该点的混合质量分数; 分布修正因子 $\eta_1 = 1.5$, 该因子表明本文模型中喷注物摩尔分数沿展向衰减速率较 MASIV 更快(MASIV^[11-12] 中 $\eta_1 = 2.0$). 喷注物沿展向的混合质量分数分布如图 4 所示.

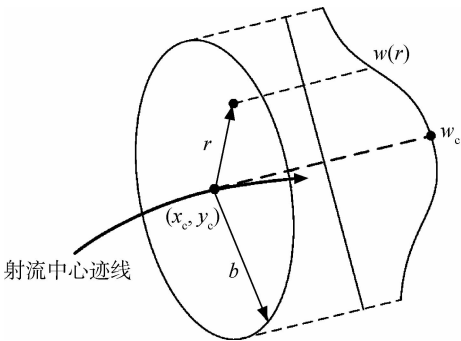


图 4 喷注物沿展向混合质量分数分布示意图
Fig. 4 Schematic of the spanwise distribution of injection mixture mass fraction

根据式(5), 可进一步确定每一点的喷注物摩尔分数 $x(r)$. 从而确定了射流在整个流场空间内的分布特性.

2 横向气体射流混合经验模型的验证

本文通过系列实验结果^[15-17]验证前述射流混合模型, 并与已有模型^[11,14,17]进行对比. 验证对象均为超声速来流空气中气态喷注物横向射流的冷流流场.

2.1 空气射流丙酮 PLIF 实验

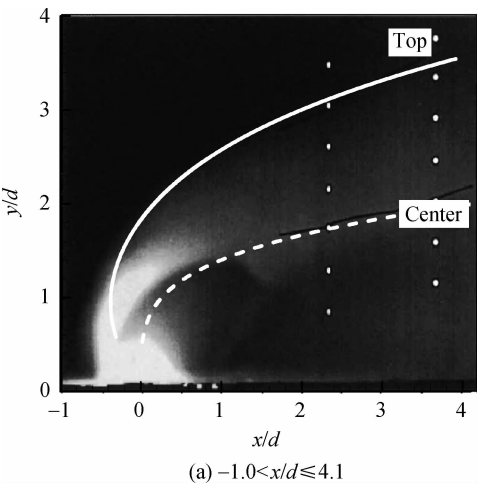
Wayne 等^[16]进行了空气-空气横向射流实验, 在喷注的空气中掺入丙酮以实现 PLIF (planar laser-induced fluorescence) 成像, 射流和来流参数如表 1 所示.

表 1 Wayne 横向射流实验射流和来流参数
Table 1 Jet and freestream parameters of Wayne experiments of transverse jet

实验参数	射流出口	自由来流
p_0/kPa	470	241
T_0/K	300	295
Ma	1.0	1.6
J	1.7	

在上述实验条件下进行射流流场的 PLIF 成像, 对一段时间内捕捉的多张图像进行时间平均处理, 得到了不同流向范围内(即图 5(a) $-1.0 \leq x/d \leq 4.1$ 与图 5(b) $2.0 \leq x/d \leq 7.0$), $0 \leq y/d \leq 4.0$, $z/d = 0$ 平面上射流的侧视时均图像(如图 5, 喷嘴中心位于原点). 图中也给出了本文模型预测的射流中心迹线(虚线)和穿透边界(实线).

图 5 表明, 在该实验条件下, 射流出口与喷孔



(a) $-1.0 < x/d \leq 4.1$

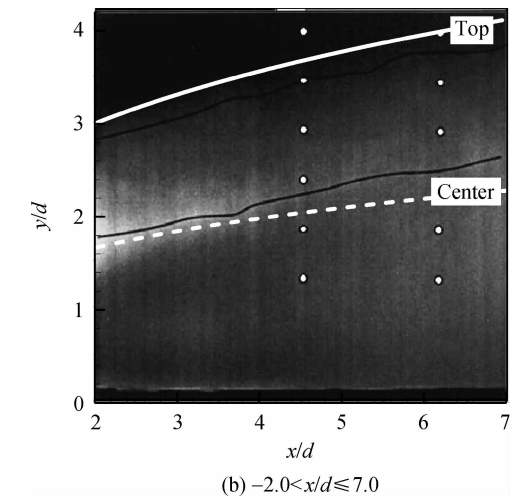


图 5 射流出口附近侧视时均图像与模型预测的射流中心迹线和穿透边界

Fig. 5 Time-averaged image for the side-view near the jet exit, with model-predicted jet centerline and penetration boundary shown

下游附近的本文模型预测结果均较为准确,与时均图像基本吻合。

Wayne 同时获得了喷注物在 $x/d=2$ 展向平面上时均分布图像,如图 6 所示。图中,圆圈区域为本文模型预估的喷注物在展向的分布范围。

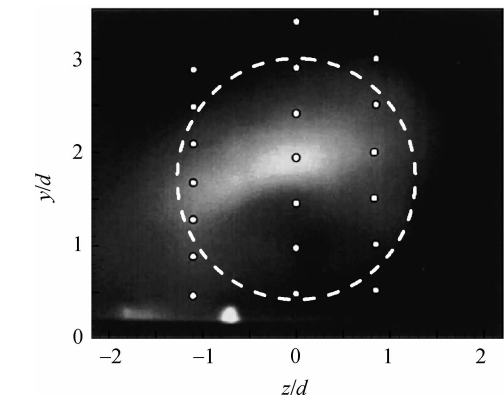


图 6 $x/d=2$ 平面上的时均图像及模型预测的分布范围

Fig. 6 Time-averaged image and model-predicted distribution area for the section $x/d=2$

从图 6 中可以看出,与实验图像对比,本文模型预测的喷注物分布区域在沿 z/d 的方向上相对较窄,但主体范围基本符合,说明在该实验条件下,本文模型对喷注物沿展向扩散程度的预测较为合理。

2.2 氮气射流 NPLS 实验

SUN 等^[17]利用 NPLS(nanoparticle planar laser scattering,基于纳米示踪的平面激光散射)

技术获得了超声速横向射流流场的精细结构,能够更加直接地观测射流穿透边界。

SUN 通过对多张瞬态图像直接提取边缘点的方法来描述射流的穿透边界,过程如图 7 所示。

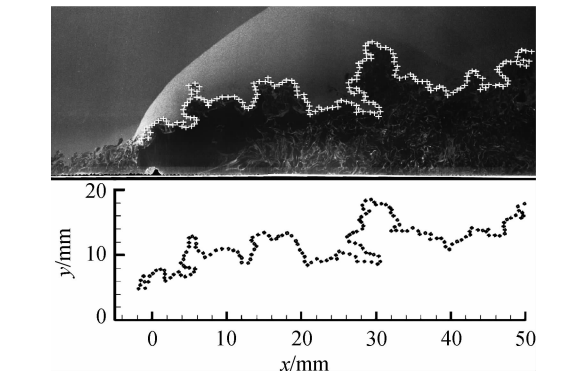


图 7 NPLS 图像射流穿透边界提取示意图

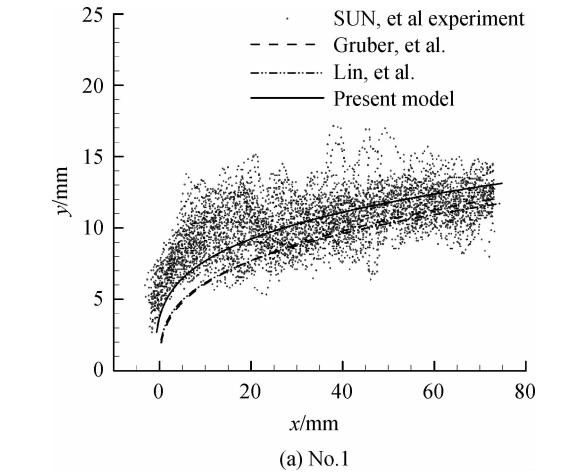
Fig. 7 Illustration of process of penetration boundary data from a NPLS image

实验在 $Ma=2.7$ 的静风洞中进行,自由来流总压为 101325 Pa,总温为 300 K。氮气射流的 3 种喷注工况如表 2 所示。

表 2 实验各喷注工况对应的动量比和喷孔直径
Table 2 Momentum flux ratios and injector diameters of different experimental conditions

工况编号	动量比 J	喷孔直径/mm
No. 1	1.7724	2.0
No. 2	3.5448	2.0
No. 3	5.3171	2.0

对每一工况捕捉 40 张瞬态 NPLS 图像并将其边界点提取出来放在同一张图上显示,得到了如图 8 所示的穿透边界实验结果。



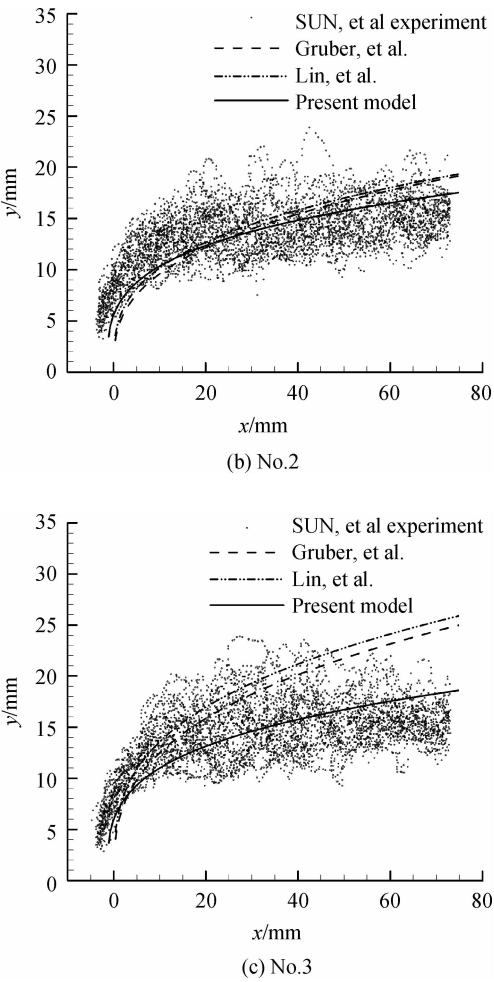


图 8 各工况下射流穿透边界实验数据和 3 种模型的预测结果

Fig.8 Experimental data of penetration boundary under different conditions and predict result of three models

Gruber 等^[15]对圆形喷孔的横向射流穿透边界(x_p, y_p)提出如下关系式(下标 p 表示穿透边界):

$$\frac{y_p}{d \cdot J} = 1.2 \left(\frac{x_p}{d \cdot J} \right)^{0.344} \quad (12)$$

Lin 等^[18]考虑了喷注角 θ 的影响,给出了描述喷注角在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 之间的穿透边界经验关系式

$$\frac{y_p}{d} = 1.16 J^{0.72} \left(\frac{x_p}{d} \right)^{0.32} \theta^{0.11} \quad (13)$$

图 8 中同时给出了本文模型、Gruber 等和 Lin 等的穿透边界预测结果. 在动量比 $J = 1.7724$ 工况下,两种模型预测结果偏低;动量比 $J = 3.5448$ 时 3 种模型预测结果基本近似,但本文模型与实验图像更为接近;当 $J = 5.3171$ 时,与实验结果对比,上述两种模型的预测结果明显偏高,本文模型仅在下游较远处($x \geq 60$ mm)略微

有些偏高. 因而本文模型所预估的射流穿透边界要优于另外两种模型.

2.3 乙烯射流拉曼光散射实验

Lin 等^[18]采用时均自发拉曼光散射技术定量获取了乙烯的横向射流流场中喷注物沿展向的摩尔分数分布,分析了乙烯射流与来流空气的混合过程.

在多种动量比($J = 0.5, 1.52, 4.01$)和喷注角条件下定量观测了乙烯摩尔分数的展向分布,本文模型针对喷射角为 90° 的工况进行验证.

表 3 所示为 Lin 等进行拉曼光散射实验工况的具体参数. 其中 J 为动量比, x/d 为沿轴向的展向截面观测位置, $p_{0,\infty}, T_{0,\infty}$ 为自由来流总压和总温, $p_{0,j}, T_{0,j}$ 为乙烯喷前总压和总温.

表 3 Lin 横向射流实验工况参数

Table 3 Condition parameters of Lin, et al's transverse jet experiment

J	x/d	$p_{0,\infty}/\text{kPa}$	$T_{0,\infty}/\text{K}$	$p_{0,j}/\text{kPa}$	$T_{0,j}/\text{K}$
0.50	5	244	299	127	321
	10	244	299	128	320
	25	247	299	126	318
	50	243	299	126	320
1.52	5	243	305	384	322
	25	243	303	381	323
4.01	25	242	301	999	326
	100	241	302	987	324

MASIV^[11] 的模型参数取值如表 4 所示. 需要指出的是,为了说明本文模型较 MASIV 具备更宽动量比的适应性,下文给出了动量比 $J = 0.5$ 时本文模型与 MASIV 的对比情况,动量比 $J = 1.52, J = 4.01$ 的实验图像中未给出对比.

表 4 MASIV 的模型经验参数

Table 4 Model empirical constants of MASIV

经验参数	取值	经验参数	取值
c_1	1.6	c_3	1.3
c_{1x}	1/3	c_{3p}	1/3
c_{1J}	1/3	c_{3u}	-1/3
c_2	0.76	c_{3x}	-2/3
c_{2x}	1/3	η_i	2
c_{2J}	1/3		

动量比为 0.5 时不同 x/d 位置展向平面上乙烯摩尔分数分布的拉曼光散射实验图像见图 9(a), 本文模型预估结果见图 9(b), MASIV^[11] 的预测结果见图 9(c). 图 9(a) 中点划线标注的圆形区域为另一射流混合模型 JETPEN^[18] (jet penetration analysis code) 预估的混合质量分数等值线, 由 Lin 在其实验图像中给出, 图 10、图 11 中的点划线圈亦如此.

图 9 表明, 对于横向射流的穿透情况, 本文模型在下游较近区域 ($x/d \leq 10$) 的预测结果较实验图像略微偏高, 但要明显优于 MASIV 和 JETPEN; 对于喷注物在展向分布范围随下游距离的变化, 本文模型与实验图像在主体上近似; 而对于喷注物摩尔分数的变化规律及分布, 本文模型所预估摩尔分数大小上与实验图像十分接近, 射流中心迹线附近的模型预测的乙烯摩尔分数误差在 5% 以内, 除 $x/d=5$ 这一平面外, 沿射流中心向外的摩尔分数衰减速率也大致相似, 而 MASIV 结果较实验值偏低.

图 10 所示为动量比为 1.52 时的实验图像 (图 10(a)) 与本文模型预估结果 (图 10(b)). $x/d=5$ 处的实验图像可以明显观察到反转旋涡对结构, 这使得本文模型所作的喷注物关于射流中心迹线轴对称分布的假设不再成立, 故模型所预测的喷注物分布存在一定误差. 而在下游 ($x/d=25$), 由于这种涡结构不再显著, 本文模型所预测的喷注物摩尔分数大小和分布位置与实验结果均较为吻合.

对于反转旋涡对, 本文模型未加详细建模, 一是由于在动量比不高时对转涡的影响并不明显, 二是用简单的数学模型描述存在较大困难. Heisterd 与 Karagozian^[19] 针对亚声速气流中横向射流的反转旋涡对进行了理论推导, 建立了描述反转旋涡对空间发展的微分方程. 然而, 求解这些微分方程带来了很大的计算复杂度, 因而不并适合射流经验模型的工程应用.

图 11 则显示了较大动量比 ($J=4.01$) 时的实验图像与本文模型预估结果的对比情况. 由于

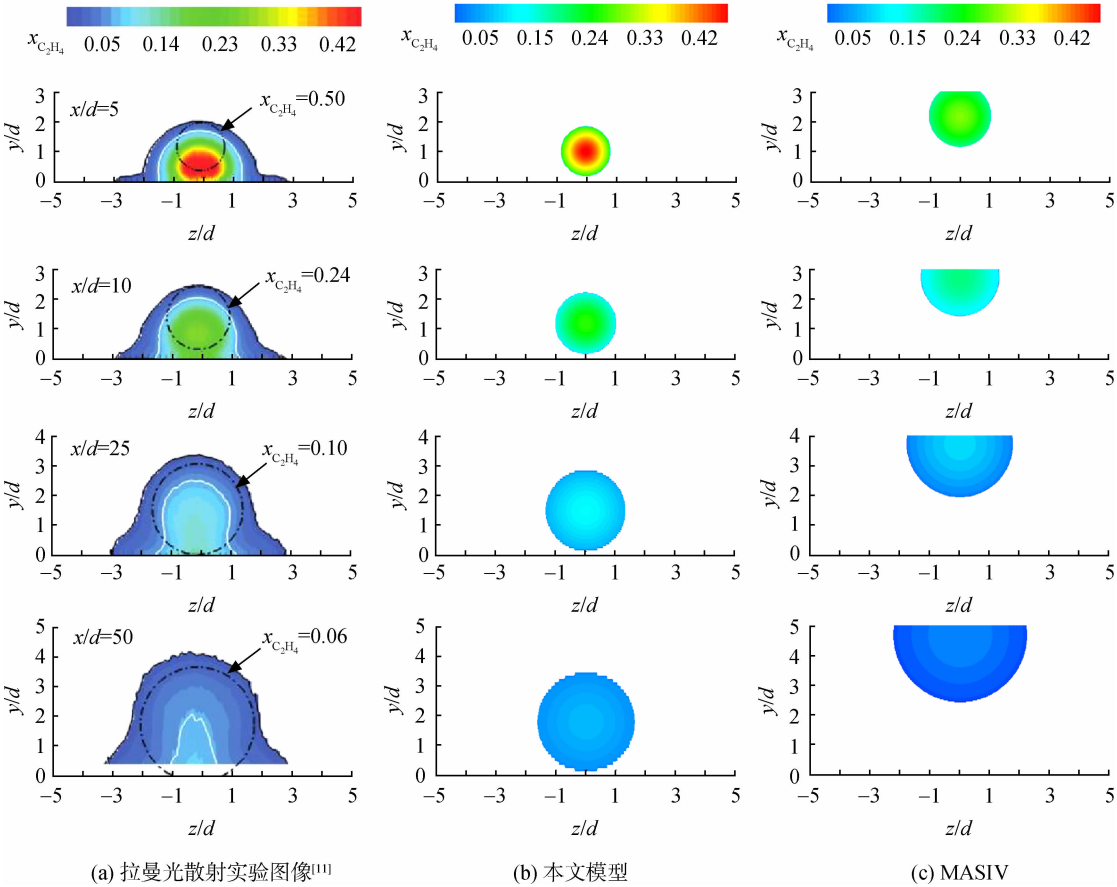


图 9 $J=0.5$ 不同 x/d 平面的乙烯摩尔分数拉曼光散射实验图像、本文模型与 MASIV 预估结果
Fig. 9 Raman scattering images and present model, MASIV predicted mole-fraction distribution of ethylene at different x/d sections under condition of $J=0.5$

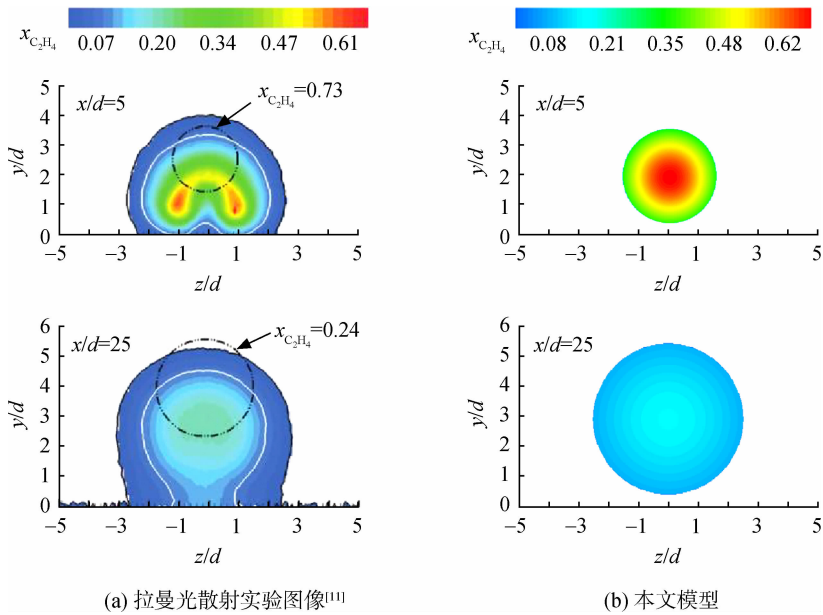


图 10 $J = 1.52$ 乙烯摩尔分数拉曼光散射实验图像与模型预测结果
Fig. 10 Raman scattering images and model predicted mole fraction distribution of ethylene under condition of $J = 1.52$

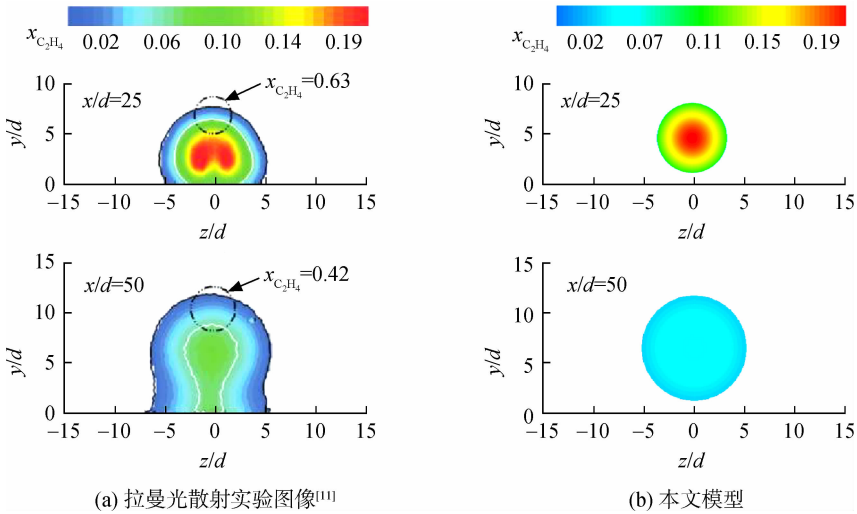


图 11 $J = 4.01$ 乙烯摩尔分数拉曼光散射实验图像与模型预测结果
Fig. 11 Raman scattering images and model-predicted mole-fraction distribution of ethylene under condition of $J = 4.01$

动量比较大, 反转旋涡对作用增强, 该涡对在 $x/d = 25$ 处仍旧清晰可见. 本文模型所预测的射流中心位置略微偏高, 但摩尔分数大小与实验值相当, 射流中心附近的摩尔分数误差不超过 5%. 而 JETPEN 得到的结果则明显不符合实验值.

需要说明的是, $J = 4.01$ 工况对应的喷孔直径为 1.6 mm, 而 $J = 0.5$ 和 $J = 1.52$ 时喷孔直径为 4.8 mm, 模型并未考虑这一因素的影响.

2.4 本文模型适用范围讨论

本文模型并未考虑喷孔构型、喷注角大小和气流流态等因素的影响, 加上本文模型中存在诸多假设, 势必会给模型带来误差. 但从前述实验验证中不难看出, 只要在合适的动量比 J , 流向距离 x/d 的范围内, 模型结果是较为准确的.

具体而言, 本文模型对射流中心迹线、穿透边界及展向分布范围的预估要求动量比 J 不能太大 (如 $J \leq 8$); 而对射流在展向上的混合质量分数

(或摩尔分数)分布的预测,则要求 x/d 不应太小(如 $x/d \geq 3$)。

3 结 论

本文针对超声速气流中气态喷注物的横向射流混合过程建立了横向气体射流混合经验模型,给出了射流中心迹线、穿透边界的经验关系式及展向分布特性,经过系列实验结果验证,得到以下结论:

- 1) 在适当的实验条件下,本文模型得到的横向射流中心迹线和穿透边界与实验结果近似程度较高,且对下游区域的估计要优于喷孔附近。
 - 2) 本文模型对喷注物空间分布及摩尔分数大小预测结果与实验观测近似,其准确度要高于 MASIV 等现有模型。
 - 3) 随着动量比的增大,下游一定距离内的射流引起的反转旋涡对作用增强,使本文模型对喷注物摩尔分数沿展向分布范围和结构的预测产生一定误差,但摩尔分数的预测值与实验基本吻合。
 - 4) 经验关系的修正虽然能够较好地吻合实验数据,但由于缺乏一定的物理依据,使得本文模型的适用范围有限。
- 本文模型对超然冲压发动机燃烧室内燃料喷注方案的设计与研究具有工程参考价值。

参考文献:

[1] HUANG Wei, YAN li. Progress in research on mixing techniques for transverse injection flow fields in supersonic crossflows[J]. Journal of Zhejiang University: Science A, 2013,14(8):554-564.

[2] Ben-Yakar A. Experimental investigation of mixing and ignition of transverse jets in supersonic crossflows[D]. Stanford; Stanford University, 2000.

[3] Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Large structure convection velocity measurements in compressible transverse injection flowfields[R]. AIAA 96-0203, 1996.

[4] Juan G S, Dutton J C. Velocity measurements of a jet injected into a supersonic crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997,13(2):264-273.

[5] Everett D E, Woodmansee M A, Dutton J C, et al. Wall pressure measurement for a sonic jet injected transversely into a supersonic crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998,14(6):861-868.

[6] 孙得川,蔡体敏. 超声速流动中横向射流流场的影响参数[J]. 推进技术, 2001,22(2):147-150.

SUN Dechuan, CAI Timin. Effecting parameters of super-

sonic flowfield with secondary injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001,22(2):147-150. (in Chinese)

[7] 孙得川,胡春波,蔡体敏. 带有横向射流的三维超声速湍流场分析[J]. 应用数学和力学, 2002,23(1):99-105.

SUN Dechuan, HU Chunbo, CAI Timin. Computation of supersonic turbulent flowfield with transverse injection[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2002,23(1):99-105. (in Chinese)

[8] 王国蕾,陈立为,许常悦,等. 超声速来流横向射流的 DES 研究[R]. 安徽 黄山:第二届高超声速科学技术会议, 2009.

[9] 高振勋,李椿萱. 几种超声速横向射流方案混合特性的数值研究[J]. 中国科学, 2011,41(7):1010-1020.

GAO Zhenxun, LI Chunhuan. Numerical research on mixing characteristics of different injection schemes for supersonic transverse jet[J]. Science China Technological Science, 2011,41(7):1010-1020. (in Chinese)

[10] Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995,11(2):315-324.

[11] Torrez S M. Design refinement and modeling methods for highly-integrated hypersonic vehicles[D]. Michigan: University of Michigan, 2012.

[12] Torrez S M, Driscoll J F, Dalle D J, et al. Scramjet engine model masiv: role of mixing, chemistry and wave interactions[R]. AIAA-2009-4939, 2009.

[13] Hasselbrink E F, Mungal M G. Transverse jets and jet flames; Part 2 velocity and oh field imaging[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2001,443(1):27-68.

[14] Hasselbrink E F, Mungal M G. Transverse jets and jet flames; Part 1 scaling laws for strong transverse jets[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2001,443(1):1-25.

[15] Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Transverse injection from circular and elliptic nozzles into a supersonic crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000,16(3):449-457.

[16] Wayne M V, Juan G S, Robert P L, et al. Mixing of a sonic transverse jet injected into a supersonic flow[J]. AIAA Journal, 2000,38(3):470-475.

[17] SUN Mingbo, ZHANG Shunping, ZHAO Yanhui, et al. Experimental investigation on transverse jet penetration into a supersonic turbulent crossflow[J]. Science China: Technological Sciences, 2013,56(8):1989-1998.

[18] Lin K C, Ryan M, Carter C, et al. Raman scattering measurements of gaseous ethylene jets in Mach 2 supersonic crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010,26(3):503-514.

[19] Heister S D, Karagozian A R. Vortex modeling of gaseous jets in a compressible crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990,6(1):85-92.