

涡流发生器控制下横向射流 穿透特性及优化

赵延辉, 梁剑寒, 闫田田
(国防科学技术大学 航天科学与工程学院
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 在喷孔上游放置涡流发生器(VG),采用纳米粒子平面激光散射系统(NPLS)和粒子图像测速(PIV)技术对 5 种构型的 VG 诱导横向射流的流场进行了观测,提取其穿透深度并进行对比,结果表明在喷孔上游放置 VG 使射流穿透深度提高了 30%~60%。对 VG 构型的几何参数、射流/来流动压比及 VG 流向位置等变量进行敏感性分析,表明射流/来流动压比对射流穿透深度的促进作用最大。根据目标函数进行了优化设计,表明当 VG 半锥角为 36°、坡度为 6°、VG 尾缘与喷孔中心无量纲距离为 38.8、射流/来流动压比为 10.6 时,无量纲穿透深度存在最优值 12.68。

关 键 词: 横向射流; 涡流发生器; 被动控制; 穿透深度; 优化设计

中图分类号: V235 **文献标志码:** A

Penetration characteristics and optimization of transverse jet on condition of vortex generator

ZHAO Yan-hui, LIANG Jian-han, YAN Tian-tian
(Science and Technology of Scramjet Laboratory,
College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Vortex generator (VG) was placed at the upstream of jet orifice. Nano-particle plane laser scattering system (NPLS) and particle image velocimetry (PIV) technology were employed to observe the flow field of transverse jet on condition of VG with five different configurations. Penetration depth of transverse jet was extracted and compared. Penetration depth was enhanced 30%—60% higher by placing VG at the upstream of jet orifice. Sensitivity analysis of VG configuration parameters, jet to mainstream momentum ratio and distance between VG and jet orifice was proceeded. It turns out that jet to mainstream momentum ratio plays a dominate role in jet penetration depth. Those parameters were optimized based on target function. It is revealed that the top value of dimensionless jet penetration depth is 12.68 while VG half cone angle is 36°, VG gradient angle is 6°, dimensionless distance between VG trailing edge and jet orifice is 38.8 and jet to mainstream momentum ratio reaches 10.6.

Key words: transverse jet; vortex generator; passive control; penetration depth; optimization design

涡流发生器(vortex generator, VG)作为一种流动控制手段,最早于1947年由美国联合飞机公司的Bmynes和Tayler提出,目前广泛应用于航空、汽车、船舶等工业领域^[1]. VG的构型多种多样,陈晓等^[2]对低速流动中三角翼型VG的几何参数与尾迹涡特性之间的关系进行了研究,分析了涡量、涡核半径、涡心高度等参数的沿程变化趋势. YAN Yonghua等^[3]则对超声速来流中三角翼型VG的流动特性进行了研究,着重分析了尾迹的动量损失、Kelvin-Helmholtz(K-H)不稳定性以及涡环的产生与发展过程. VG通常主要应用于流动分离控制^[4],在亚声速流动和超声速及高超声速来流中都有广泛的应用前景^[5-6],近些年来逐渐开始应用于其他方面.

Zaman等^[7]对VG与倾斜射流之间的相互作用进行了研究,结果表明VG放置在喷孔下游时,射流受到流向涡作用保持在壁面附近,有利于壁面冷却. Saravanan和Suresh^[8]对引入VG的燃烧室混合和燃烧进行了数值计算,结果表明VG促进了燃烧室内燃料与空气的混合.

为了进一步研究VG对燃料混合增强效果,本文在喷孔上游放置了不同构型的VG,采用纳米粒子平面激光散射系统(NPLS)和粒子图像测速(PIV)技术对超声速来流中的横向射流进行了观测,分析VG的几何构型对射流穿透混合的影响,并针对射流/来流动压比(下文简称动压比)、VG的几何参数及位置进行优化设计.

1 实验设备

为了研究VG对超声速来流中横向射流的诱导作用,设计加工了超声速喷注混合风洞,并采用NPLS对横向射流典型流场进行了观测,实验设备实物图如图1所示,实验用各设备在图中用数字进行了标记,其中1为风洞,风洞主要由阀门、整流段、实验段和扩压段4部分构成,将喷管和喷注平板进行一体化加工,以消除壁面激波,在其他三面开窗,方便进行光学观测. 风洞实验段横截面尺寸为120 mm×56 mm, VG和喷孔都位于燃烧室展向的中央,且VG对称面与喷孔中心在同一个平面内. 风洞来流参数见表1.

图1中2~6共同组成NPLS系统,该系统以纳米粒子作为示踪物,利用瑞利散射原理成像,详细资料请参照文献[9-12].

图2给出了VG与喷孔位置的俯视图, VG对称面与流道对称面重合,喷孔位于底壁上,喷孔

中心位于流道对称面上. 图3给出了VG诱导横向射流实验观测示意图,来流方向为 x 方向, y 方向垂直于喷注平面,取喷孔中心为坐标原点,来流

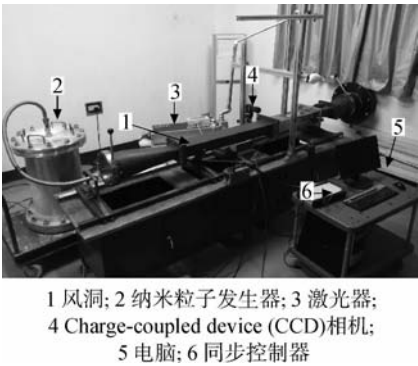


图1 实验系统实物照片
Fig. 1 Experimental system photo

表1 超声速喷注混合风洞来流参数列表

Table 1 Mainstream parameters generated by supersonic injection wind tunnel

参数	数值
总压/Pa	101 325
静压/Pa	2 758
总温/K	300
静温/K	107
马赫数	3

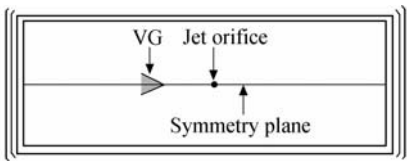


图2 VG与喷孔俯视图
Fig. 2 Top view of VG and jet orifice

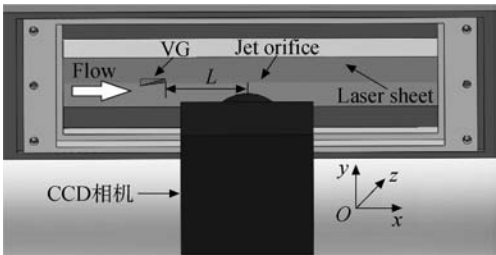


图3 实验观测示意图
Fig. 3 Scheme map of experimental observation

展向为 z 方向, VG 对称面与 xOy 平面重合, 位于喷孔上游, 由于 VG 尾迹在下游不同流向位置呈现不同流动特性, 以 VG 尾缘与喷孔中心相对距离为 VG 影响射流穿透深度的一个参数. 片光与 xOy 平面平行, 垂直于来流方向, CCD 相机倾斜一定角度观测, 可获得 yOz 平面沿流向的流场灰度图和速度图, CCD 相机为行间传输型 CCD, 最短跨帧时间为 300 ns, CCD 相机阵列分辨率为 $4000\text{像素}\times 2672\text{像素}$, 每个像素可分辨的灰度等级为 2048, 配有焦距为 105 mm 微距镜头; 脉冲激光光源为双腔 Nd:YAG 激光器, 输出激光波长为 532 nm, 单个脉冲持续时间为 6 ns, 单脉冲最高能量为 500 mJ, 可以有效冻结流场并保证观测效果.

实验中所用三角翼型 VG 的构型参数有 3 个, 分别为半锥角 θ 、坡度 β 和高度 h , 如图 4 所示. 半锥角 θ 的大小对 VG 后反转流向涡对的强度有直接影响, 坡度决定着 VG 引入的激波强度^[13-14]. 实验段来流边界层厚度 δ 约为 5 mm, 为了不引入较强的激波造成较大总压损失, VG 高度设定为 $h\approx 0.6\delta$, 即为 3 mm, VG 编号及对应构型参数见表 2.

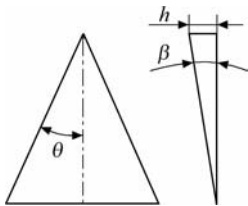


图 4 VG 几何构型示意图

Fig. 4 Scheme map of VG geometrical configuration

表 2 VG 几何构型

Table 2 VG geometrical configurations

VG 编号	$\theta/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	h/mm
VG1	36	6	3
VG2	24	6	3
VG3	18	6	3
VG4	24	9	3
VG5	24	15	3

2 实验结果与分析

为了对比分析 VG 几何参数及 VG 与喷孔相对位置对横向射流的影响, 本文以平板射流为研究对象, 将三角翼型 VG 放置于喷孔上游, 以喷孔

中心为原点建立 xyz 坐标系, 如图 3 所示.

实验中变量包括 VG 构型参数坡度 β 、半锥角 θ 、VG 尾缘与喷孔中心的无量纲距离 L/D 和动压比 J , 目标函数为无量纲射流穿透深度 P/D . 为了排除喷孔直径的影响, 以喷孔直径 D 对 VG 尾缘与喷孔中心距离 L 和射流穿透深度 P 进行无量纲化, 其中射流穿透深度以射流穿透到主流中的最上缘为准. 根据前人研究设计各变量取值, $\beta=6^{\circ}, 9^{\circ}, 15^{\circ}, \theta=18^{\circ}, 24^{\circ}, 36^{\circ}, L/D=10, 20, 30, 40, J=2.12, 6.38, 10.64$. 采用正交法则对变量进行实验设计, 即控制其他 3 个变量保持不变, 只改变 1 个参数, 如工况 1、工况 2、工况 3 控制 $\theta, \beta, L/D$ 保持不变, 只改变 J , 通过对比目标函数 P/D 的值研究各变量对射流穿透深度的影响. 各设计变量的实验设计列表见表 3.

表 3 VG 诱导横向射流实验设计

Table 3 Designed experiments of transverse jet induced by VG

工况	$\theta/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	L/D	J	P/D
1	24	9	40	2.12	6.822
2	24	9	40	6.38	9.909
3	24	9	40	10.64	11.932
4	24	9	10	6.38	8.341
5	24	9	20	6.38	8.818
6	24	9	30	6.38	9.654
7	36	6	40	6.38	11.000
8	24	6	40	6.38	10.323
9	18	6	40	6.38	9.936
10	24	15	40	6.38	8.949

2.1 VG 诱导下横向射流穿透边界分析

射流穿透深度用于评估射流进入主流的程度, 一般采用两种方法进行评估: 一种采用射流穿透边界即射流与喷孔壁面最远距离来评估^[15]; 另一种则以射流中心迹线即射流组分质量分数最高点与喷孔壁面距离来评估^[16]. 本文采用射流穿透边界来进行评估. MATLAB 软件中的 Canny 算子^[14]对实验得到的灰度图进行射流穿透边界的边缘识别, 首先调整图像对比度将原图像 $[0, 0.3]$ 映射到 $[0, 1]$, 而后设定边缘检测阈值为 0.3, 可以获得图 5 中以白色点标出的穿透边界, 对比原图像与边缘检测图像, 可以发现边缘检测算子捕捉到的边缘与原图像射流最外缘边界点符合较

好. 以喷孔中心为起始点, 沿流向间隔 5 mm 取 1 个边界点, 在图 5 中以红色标记表示. 对多幅图像进行提取, 得到各流向位置的散点图, 见图 6.

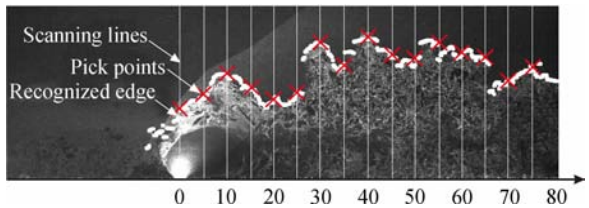


图 5 穿透边界提取示意图(单位:mm)
Fig. 5 Scheme map of penetration limitation extraction (unit:mm)

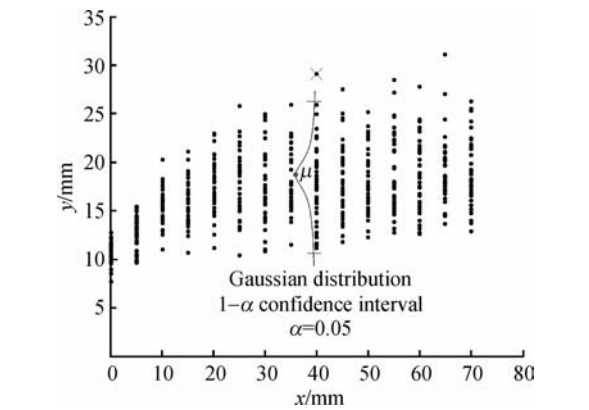


图 6 穿透边界统计方法示意图
Fig. 6 Scheme map of statistical method for penetration limitation

采用正态分布对所得样本点进行拟合并评估, 取置信区间内的样本点为有效数据点, 置信区间之外的点排除掉, 以有效数据点的正态分布平均值(μ)作为该流向位置的穿透边界, 如图 6 所示. 对不同流向位置提取的穿透边界点进行最小二乘拟合, 得到穿透边界的拟合曲线用以评估不同实验条件下的射流穿透深度.

图 7 给出了没有安装 VG 条件下不同动压比时穿透边界的实验散点图, 其中 $J_1=2.12$, $J_2=6.38$, $J_3=10.64$ 分别对应表 3 中工况 1、工况 2、工况 3 的动压比, 基于实验数据可拟合出射流穿透深度公式. Portz 等总结了超声速来流条件下气态喷注穿透深度的研究成果, 评估了动压比、来流边界层厚度、来流/射流分子量以及来流马赫数等参数对穿透深度的影响, 在前人工作的基础上总结了的拟合式(1)^[15], 并将式(1)中各项系数转化为来流马赫数的函数.

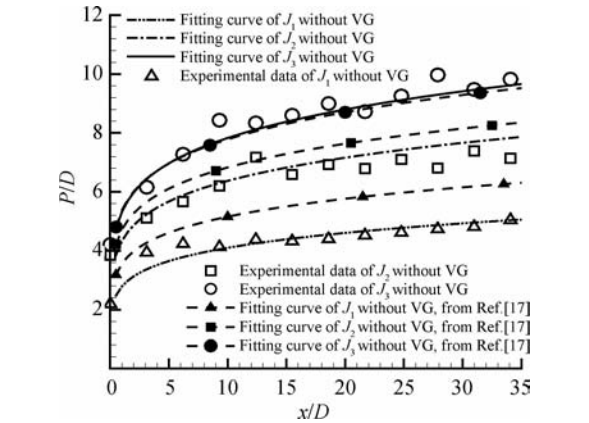


图 7 无 VG 情况下不同 J 条件下射流穿透深度对比
Fig. 7 Comparison of jet penetration depth on condition of various J without VG

$$P/D = A(q_j/q_i)^B(x/D + C)^E(\delta/D)^F(M_i/M_j)^G$$

(1)

其中 P 为穿透深度, D 为喷孔直径, 取 D 为无量纲化的标准, 下标 j 表示射流, 下标 i 表示来流, q_j 为射流动压, q_i 为来流动压, M_j 为射流平均分子量, M_i 为来流平均分子量. Portz 等还对 Re 的作用进行了研究, 认为 Re 和分子量的作用非常小, 可以忽略, SUN Mingbo 等^[17]认为来流边界层厚度并不是影响射流穿透深度的主要因素, 将射流穿透深度拟合公式简化为

$$P/D = A(q_j/q_i)^B(x/D + C)^E$$

(2)

采用前文所述方法进行射流穿透边界的提取和统计平均, 依据最小二乘原理进行二元线性拟合, 可得到射流穿透深度公式的拟合系数, 表 4 给出了射流穿透深度公式参数列表, 并与文献[17]结果进行了对比.

表 4 射流穿透深度公式拟合系数

Table 4 Fitting parameters of jet penetration depth formula

数据 来源	拟合参数			
	A	B	C	E
文献[17]	2.9330	0.256	0	0.161
本文	2.0558	0.402	0	0.161

图 7 中给出了实验数据提取的穿透边界散点图以及由实验数据拟合得到的穿透边界曲线, 显然动压比越高, 射流穿透深度越深, 这是因为来流条件恒定时, J 越高, 射流欠膨胀程度越高, 在进入主流后射流膨胀加速, 在 y 方向上速度分量越大, 从而使射流更好地穿透到主流中去. 图 7 中显

示了依据文献[17]中的穿透深度公式系数得到的相同动压比条件下的拟合曲线,对比发现在低动压比时两者拟合结果偏差较大,但随着动压比逐渐升高,射流穿透深度逐渐提高,两者拟合曲线的偏差逐渐减小,当动压比提高到 J_3 时,两者拟合曲线几乎重合.为了研究 VG 对射流的诱导作用,在喷孔上游安置 VG,对射流流场进行观测,采用同样方法提取其穿透边界,并根据实验散点图拟合穿透边界曲线,如图 8 所示.图 8 中未填充符号表示了实验提取的无 VG 时穿透边界散点,填充符号表示了实验提取的 VG 放置在喷孔上游 40D 时射流穿透边界散点,实线为无 VG 时穿透边界拟合曲线,虚线为添加 VG 后穿透边界拟合曲线,对比添加 VG 前后的射流穿透边界,可以得出结论,在不同动压比条件下,添加 VG 后无量纲射流穿透深度的绝对值提高了 2D 左右,相对值则提高了 30%~60%,显然低动压比下使用 VG 可以更加有效地提高射流穿透深度.喷孔置于 VG 下游,受到其尾迹影响,相当于改变了来流边界条件,由于 VG 对来流边界层有收集作用^[18],在一定程度上降低了来流速度,变相增大了射流/来流速度比,导致了射流穿透深度的提高.

为了研究 VG 提高射流穿透深度的原因,改变 VG 构型参数及 VG 尾缘与喷孔相对位置,对射流流场进行观测,并提取射流穿透边界.图 9 给出了 VG 尾缘与喷孔中心距离不同时的穿透边界散点与拟合曲线图,由拟合曲线以及表 3 中工况 2、工况 4、工况 5、工况 6 的结果可以看到,VG 尾

缘与喷孔中心距离越远,射流穿透深度越深. VG 尾迹在向下游发展过程中逐渐加速,同时卷吸周围流体,在局部区域内改变了射流的来流条件.图 9 中的拟合曲线表明 VG 尾迹的流动特性对横向射流有提高作用,但在 VG 尾迹影响下,当地速度、密度及压强都发生变化,究竟何种因素是导致射流穿透深度的主要原因还需要进一步研究.

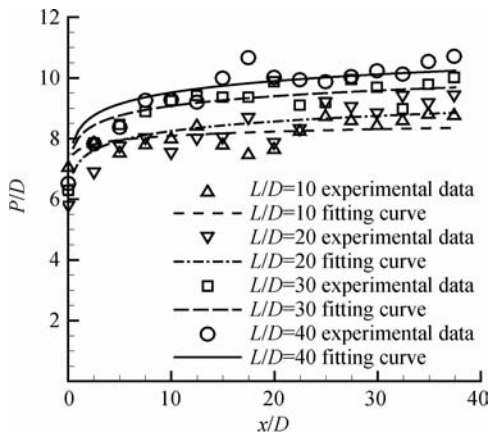


图 9 L/D 不同时射流穿透深度对比
Fig. 9 Comparison of jet penetration depth on condition of various L/D

图 10 中 VG1 到 VG3 半锥角逐渐减小,在近场混合区域中 VG2 的射流穿透深度最深,但在远场混合区域中,依据表 3 中工况 7、工况 8 和工况 9 的数据,射流穿透深度随半锥角减小而逐渐降低, VG 半锥角主要影响尾迹流向涡中反转旋涡对的涡量以及流向涡影响范围,半锥角越小,涡量值越小,对环境流体的卷吸越少,影响范围也越小,因此对来流速度的降低作用也小,从而降低了对射流穿透深度的提高能力.

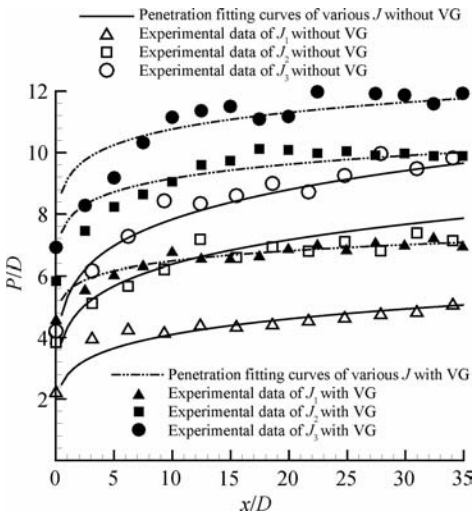


图 8 添加 VG 前后射流穿透深度对比 ($L/D=40$)
Fig. 8 Comparison of jet penetration depth with and without VG ($L/D=40$)

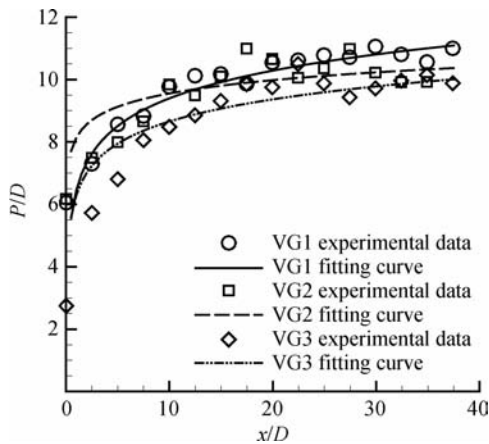


图 10 θ 不同时射流穿透深度对比
Fig. 10 Comparison of jet penetration depth on condition of various θ

图 11 中 VG2 到 VG5 坡度逐渐增大, 根据穿透边界拟合曲线可以发现不管在近场混合区域还是远场混合区域, 射流穿透深度随 VG 坡度增加而逐渐降低, 表 3 中工况 2、工况 8 和工况 10 可以佐证. VG 坡度增大提高了 VG 引入激波的强度, 使得下游静压升高, 抑制了射流的欠膨胀程度, 从而降低了射流穿透深度. 为了更好地评估各参数对射流穿透深度的影响, 下面采用优化设计方法对各影响参数进行分析.

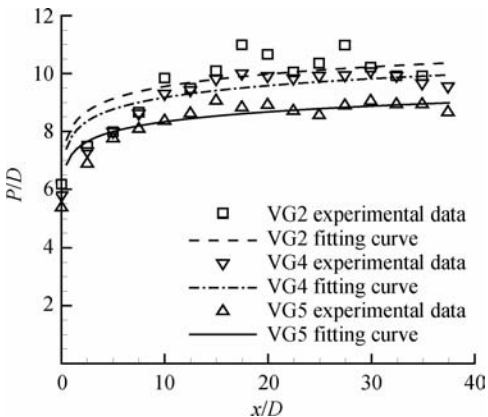


图 11 β 不同时射流穿透深度

Fig. 11 Comparison of jet penetration depth on condition of various β

2.2 横向射流穿透深度优化分析

为了分析影响穿透深度的主要因素, 以穿透边界拟合曲线在 $L=35D$ 处无量纲穿透深度作为目标函数值, 采用 Isight 软件进行优化计算. 图 12 给出了针对各设计变量的 Pareto 图, 根据图中显示, 动压比 J 对穿透深度的影响最大, 累计百分数接近 65%, 其次是 VG 半锥角 θ 和坡度 β , 但两者相对动压比而言影响较小, 因此动压比依然是影响穿透深度的主要因素. VG 与喷孔中心距离 L/D 对于射流穿透深度的影响最小, 因此 VG 在燃烧室内的位置可以不作为首要考虑因素.

采用基于 Kriging 代理模型的 multi-island 遗传算法来优化 VG 诱导横向射流的流场^[19]. 图 13 给出了无量纲射流穿透深度 P/D 与 VG 半锥角 θ 和坡度 β 之间的响应面图, 显然 θ 越大且 β 越小, 射流穿透深度越高. 图 14 为无量纲射流穿透深度 P/D 与动压比 J 和 VG 尾缘与喷孔中心无量纲距离 L/D 之间的响应面图, 随着 J 和 L/D 的提高, 射流穿透深度存在一个最大值. 根据优化结果可知, 在各设计变量的变化范围内, 当 VG 半锥角 $\theta=36^\circ$ 、坡度 $\beta=6^\circ$ 、 $L/D=38.8$ 、 $J=10.6$

时, P/D 存在最优值 12.68.

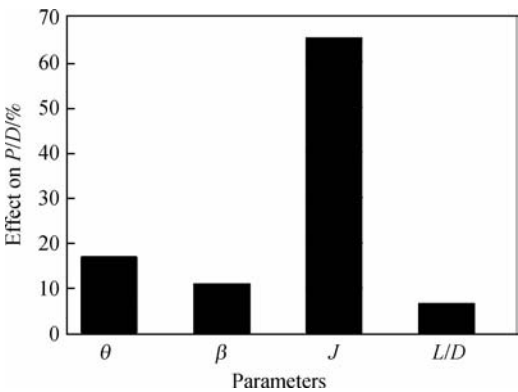


图 12 各参数响应射流穿透深度的 Pareto 图
Fig. 12 Pareto plot of all parameters responding to jet penetration depth

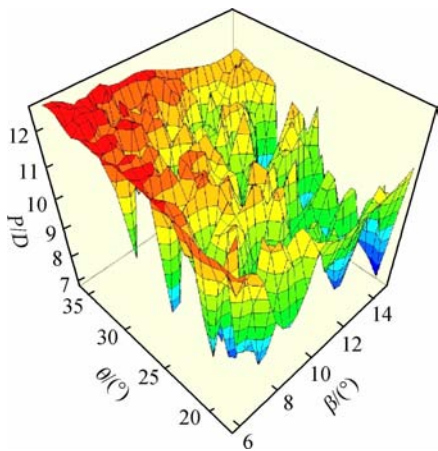


图 13 射流穿透深度与 θ 和 β 之间的响应面图
Fig. 13 Corresponding surface figure of jet penetration depth and θ , β

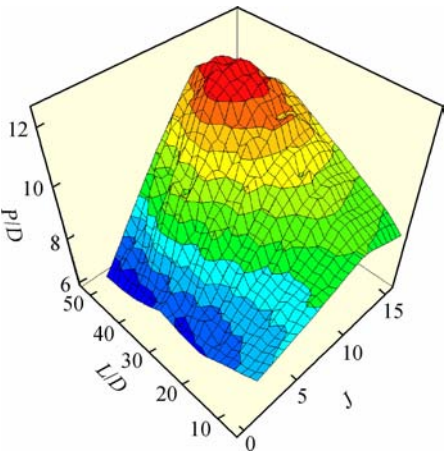


图 14 射流穿透深度与 J 和 L/D 之间的响应面图
Fig. 14 Corresponding surface figure of jet penetration depth and J , L/D

3 结 论

依照正交实验设计原则设计了 VG 被动控制横向射流的实验,利用 NPLS 技术对 VG 控制横向射流的流场进行了观测,提取了横向射流穿透边界,以 $L=35D$ 处无量纲射流穿透深度作为目标函数,对各设计参数进行了优化设计,所得结论如下。

1) 相同动压比下,添加 VG 后的射流穿透深度提高了 30%~60%,动压比越低,VG 对射流穿透深度的促进作用越大。

2) VG 与喷孔中心距离越大,射流穿透深度越高;VG 半锥角 θ 越大,远场混合区域的射流穿透深度越高;VG 坡度 β 越大,射流近场和远场的穿透深度越低。

3) 根据各变量的 Pareto 图,动压比对射流穿透深度的影响因子约为 65%,因此动压比依然是影响射流穿透深度的主要因素;在实验设计变量的变化范围内,当 VG 的 $\theta=36^\circ$, $\beta=6^\circ$, $L/D=38.8$, $J=10.6$ 时, P/D 存在最优值 12.68。

参考文献:

[1] 黄红波,陆芳. 涡流发生器应用发展进展[J]. 武汉理工大学学报:交通科学与工程版,2011,35(3):611-618.
HUANG Hongbo, LU Fang. Research progress of vortex generaotr application[J]. Journal of Wuhan University of Technology: Transportation Science and Engineering, 2011, 35(3):611-618. (in Chinese)

[2] 陈晓,钟易成. 三角形埋入式涡流发生器几何参数对其涡的影响[J]. 航空动力学报,1996,11(3):241-245.
CHEN Xiao, ZHONG Yicheng. Effects of geometric parameters of submerged delta vortex generator on vortex[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(3):241-245. (in Chinese)

[3] YAN Yonghua, LI Qin, LIU Chaoqun, et al. Numerical discovery and experimental confirmation of vortex ring generation by microramp vortex generator[J]. Applied Mathematical Modelling, 2012, 36(11):5700-5708.

[4] Szumowski A, Wojciechowski J. Use of vortex generators to control internal supersonic flow separation[J]. AIAA Journal, 2005, 43(1):216-218.

[5] Lin J C. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(4/5):389-420.

[6] Lee S, Loth E, Babinsky H. Normal shock boundary layer control with various vortex generator geometries[J]. Computers and Fluids, 2011, 49(1):233-246.

[7] Zaman K B M Q, Rigby D L, Heidmann J D. Inclined jet in crossflow interacting with a vortex generator[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5):947-954.

[8] Saravanan G, Suresh C. Numerical simulation of mixing enhancement in scramjet using micro vortex generator[J]. International Conference on Modelling Optimization and Computing, 2012, 38:3969-3976.

[9] YI Shihe, TIAN Lifeng, ZHAO Yuxin, et al. Aero-optical aberration measuring method based on NPLS and its application [J]. Chinese Science Bulletin, 2010, 55(31):3545-3549.

[10] ZHAO Yuxin, YI Shihe, TIAN Lifeng, et al. Supersonic flow imaging via nanoparticles[J]. Science in China: Series E Technological Sciences, 2009, 52(12):3640-3648.

[11] ZHAO Yuxin, YI Shihe, TIAN Lifeng, et al. The fractal measurement of experimental images of supersonic turbulent mixing layer[J]. Science in China: Series G Physics, Mechanics and Astronomy, 2008, 51(8):1134-1143.

[12] TIAN Lifeng, YI Shihe, ZHAO Yuxin, et al. Study of density field measurement based on NPLS technique in supersonic flow[J]. Science in China: Series G Physics, Mechanics and Astronomy, 2009, 52(9):1357-1363.

[13] Babinsky H, Li Y, Ford C W P. Microramp control of supersonic oblique shock-wave/boundary-layer interactions [J]. AIAA Journal, 2009, 47(3):668-675.

[14] Canny J. A computational approach to edge detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1986, 8(6):679-698.

[15] Portz R, Segal C. Penetration of gaseous jets in supersonic flows[J]. AIAA Journal, 2006, 44(10):2426-2429.

[16] Smith S H, Mungal M G. Mixing, structure and scaling of the jet in crossflow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1998, 357:83-122.

[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] WANG Bo, LIU Weidong, ZHAO Yuxin, et al. Experimental investigation of the micro-ramp based shock wave and turbulent boundary layer interaction control[J]. Physics of Fluids, 2012, 24(5):055110. 1-055110. 14.

[19] HUANG Wei, YANG Jun, YAN Li. Multi-objective design optimization of the transverse gaseous jet in supersonic flows[J]. Acta Astronautica, 2014, 93(1):13-22.

(编辑:陈 越)