



DOI:10.12404/j.issn.1671-1815.2404884

引用格式:李国文,吴子旭.多孔壁参数对跨声速风洞流动特性的影响[J].科学技术与工程,2025,25(18):7852-7858.

Li Guowen, Wu Zixu. Investigation on porous wall parameters on transonic wind tunnel flow characteristics[J]. Science Technology and Engineering, 2025, 25(18): 7852-7858.

多孔壁参数对跨声速风洞流动特性的影响

李国文, 吴子旭

(沈阳航空航天大学航空发动机学院, 沈阳 110136)

摘要 跨声速风洞不同参数开孔壁对实验段流场品质影响很大,孔壁参数特性的研究对于设计跨声速风洞实验段极其重要。在不同实验段壁压差系数下,对FL-3风洞单直孔壁在二维与三维模型下得到了质量流量与速度分量线性关系。因此提出了在满足壁压差系数和边界层位移厚度等条件下,二维孔壁流动特性可通过系数变换等效为三维孔壁的流动特征参数。在二维与三维孔壁特征参数对应的基础上,对实验段多孔壁进一步研究了在二维简化模型下孔壁参数及来流马赫数对实验段内流场及壁面附近流动特征的影响规律。在 $l/d=1$ 时增大孔尺寸 $d=1,2,4$, ΔC_p 从0.001增大到0.0045, S/d 从4%减小到2.5%。增大孔长径比 $l/d=1,2,3,4$, ΔC_p 在 $l/d>2$ 时趋于不变,在 $l/d=3$ 时 m' 和 S/d 为最大值。 m' 与 Ma 呈正相关变化,在 $Ma=0.8\sim 0.9$,提高来流马赫数对壁压差系数影响很小。二维与三维模型流动特征参数转换及孔壁参数研究对于深入理解孔壁流动和计算实验段多孔壁具有一定意义。

关键词 空气动力学;跨声速风洞;实验段孔壁参数;孔壁流动特性

中图分类号 V211.3; 文献标志码 A

Investigation on Porous Wall Parameters on Transonic Wind Tunnel Flow Characteristics

LI Guo-wen, WU Zi-xu

(School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[Abstract] The perforated walls of transonic wind tunnels with different parameters have a considerable influence on the flow field quality of the test section, therefore, the characterization of the perforated wall parameters is extremely essential for the design of the test section of transonic wind tunnels. The relationship between the characteristic parameters near the perforated wall of three-dimensional and two-dimensional perforated wall models was studied using the single straight perforated hole of the FL-3 wind tunnel. The mass and velocity distributions of the two-dimensional and three-dimensional perforated wall show obvious linear characteristics under different pressure difference coefficients. It is proposed that the two-dimensional perforated wall can be equivalent to the flow characteristic parameters of the three-dimensional perforated wall by the corresponding coefficient transformation under the same incoming flow Mach number when the wall pressure difference coefficient and the boundary layer displacement thickness are satisfied. A two-dimensional calculation model of the transonic wind tunnel was established, and the effects of perforated wall parameters and free stream Mach number on the flow field and flow characteristic parameters near the wall in the test section were analyzed by numerical method. When $l/d=1$, the increase in perforated wall size makes the wall pressure difference coefficient increase, otherwise, the relative area of flow in the perforated wall decreases. As $d=2$ mm, the flow field was proposed. When $l/d>2$, ΔC_p tends to be stable. When $l/d=3$, m' and S/d are the maximum values, in the $Ma=0.8\sim 0.9$ range, m' is positively correlated with the incoming Mach number, but ΔC_p changes little. The pressure difference coefficient and velocity component obtained under different perforated wall parameters have certain guiding significance for understanding the perforated wall flow and adjusting the perforated wall of the test section.

[Keywords] aerodynamic characteristics; transonic wind tunnel; perforated wall parameters; flow characteristics of hole wall

跨声速域流动情况十分复杂,对航空、航天飞行器设计提出了更高的标准。风洞实验段采用孔壁或槽壁实现气流跨声速域流动,开孔壁外侧连通一个较大的驻室。开孔壁流动特性主要受到通气孔几何参数、实验条件和实验模型参数等影响,分

析孔壁参数特性对多孔壁简化建模和实验段孔壁参数设计具有一定参考意义。

Nambu等^[1]对JAXA跨声速风洞简化研究单孔壁模型,对开孔壁压差、孔长径比和边界层参数实验研究并得出孔壁穿流线性特性关系。曹世坤^[2]

收稿日期:2024-06-30 修订日期:2025-03-19

第一作者:李国文(1978—),男,汉族,河北唐山人,硕士,高级工程师。研究方向:高/低速风洞设计。E-mail:25402620@qq.com。

投稿网址:www.stae.com.cn

对 FL-3 风洞简化为单直孔壁并建立了壁面流动模型,国力强^[3]验证了二维多孔透气壁模型流动规律。王祥云^[4]计算研究了渗流孔两侧压差对孔流动特性的影响,得出孔壁穿流线性特性规律。牟斌等^[5]研究 FL-26 风洞简化单孔壁模型,得到孔壁抽吸质量与开孔壁压差的关系。屈科等^[6]计算研究了跨声速风洞引射缝尺寸、实验段开孔壁孔隙率参数对流场均匀性的影响。Glazkov 等^[7]实验测量了 T-128 风洞实验段透气壁扰动速度分量关系,并指出多孔壁抽吸流量与压差不是线性关系。Neyland 等^[8]采用实验方法分析了开孔壁切向、法向速度分量和壁面静压分布关系,研究了开孔壁 Darcy 边界条件。Chan^[9]实验分析了实验段边界层特征参数对孔壁流入、流出特性的影响,得到边界层位移厚度与多孔壁流动特性的关系式。Ivanov 等^[10]在风洞实验段入口布置尖劈控制边界层发展规律,有效降低了壁面干扰影响。刘光远等^[11-12]采用实验方法对 2.4 m 跨声速风洞分析了壁板参数对实验段核心流的影响,研究得到了斜孔壁近壁区域气流偏角和压力系数分布关系。金佳林等^[13]对 NF-6 风洞简化为二维孔壁模型,采用数值计算方法研究了孔壁开孔率对翼型试验的影响。Buntov 等^[14]采用瞬态的雷诺平均纳维-斯托克斯方程数值计算研究了二维风洞模型孔壁条件对计算结果准确性的影响。Shah 等^[15]研究了不同湍流计算模型对风洞二维模型结果准确性的影响。数值计算方法^[16-20]被广泛应用求解风洞流场,对优化风洞设计及减小壁面及支撑干扰发挥着积极作用。

目前跨声速风洞开孔壁参数特性研究工作多为单孔壁参数研究,关于不同参数下多孔壁研究法向、切向速度分量与边界层压力分布的工作不足。现采用数值计算方法研究 FL-3 风洞二维与三维单孔壁流动特性,并分析二维多孔壁参数对实验段流场品质和多孔壁壁面流动特性的影响规律。多孔壁参数特性研究对于跨声速风洞设计实验段开孔壁和降低开孔壁面干扰影响具有一定的研究意义。

1 二维与三维单直孔壁流动特性分析

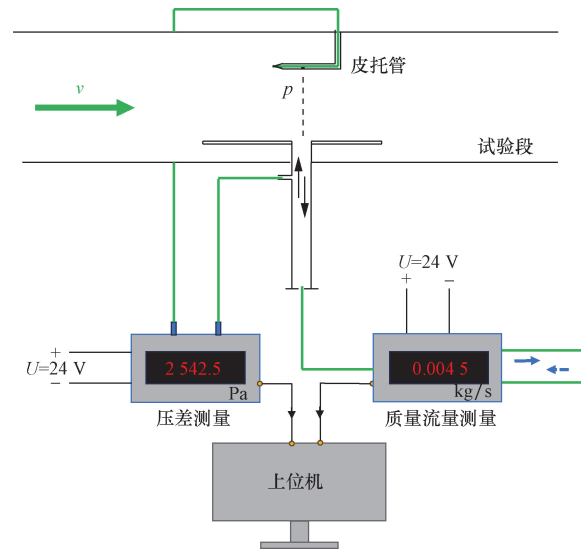
采用有限体积法求解流场分布,积分形式的动量控制方程如式(1)所示,湍流模型选用二方程 SST $k-\omega$ 。求解设置方法为基于压力法的求解器,在压力-速度关联形式中采用 Coupled 耦合算法并设置为二阶迎风格式进行离散,时间推进采用稳态求解。通量类型选为 Rhie-Chow: distance based,应用距离加权高阶插值方法,对压力梯度差进行 Rhie-Chow 校正。空间离散格式设置为梯度方案采用基于单元体的最小二乘法,离散动量方程中的对流项

和扩散项,离散精度均为二阶迎风格式。基于文献[21]直孔壁流动特性实验示意图 1 的实验方法,监测渗流孔中心线法向方向上的静压值以计算来流速度 v_∞ ,并假定驻室内侧孔附近静压值等于驻室出口边界给定的压力值 p_{plenum} 。定义符号 d 为渗流孔的直径, l 为孔厚度。将距渗流孔前缘 $2.5d$ 上游壁面上的静压值作为 p_{wall} 计算开孔壁压差系数。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \mathbf{Q} dv + \iint_S \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \hat{\mathbf{n}} dS = \iint_S \mathbf{G}(\mathbf{Q}) \hat{\mathbf{n}} dS \quad (1)$$

式(1)中: V 和 S 分别为控制体体积和表面积; \mathbf{Q} 为矢量形式的守恒方程; $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ 与 $\mathbf{G}(\mathbf{Q})$ 分别为无黏通量和黏性通量项通过控制体的通量项; $\hat{\mathbf{n}}$ 为控制表面的单位外法向矢量。

FL-3 风洞单孔壁筒模型如图 2 所示,孔直径 $d = 18 \text{ mm}$,壁厚 $l = 35 \text{ mm}$ 。计算网格是采用 ICEM



p 为静压; U 为直流电压

图 1 文献[21]中测量孔壁流动特性实验示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the experiments for measuring perforated wall flow characteristics in the ref. [21]

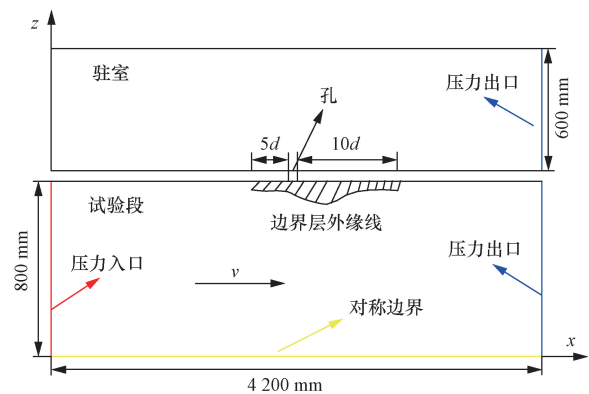


图 2 FL-3 风洞单孔壁简化模型

Fig. 2 Simplified model of single perforated wall of FL-3 wind tunnel

软件划分的结构网格,二维模型网格数量为 180×10^4 ,三维模型划分的网格数量为 $1\ 280 \times 10^4$ 。孔渗流特性的参数定义式为式(2)和式(3)所示。改变驻室压力研究了渗流孔边界层外缘法/切速度分量和孔壁静压差的关系,并分析了开孔壁压差与孔质量流动特性的关系。将数值计算结果与文献[4]中的数据进行比较曲线分布规律性和数值基本一致,验证了本文方法的准确性。

$$\Delta C_p = \frac{p_{\text{wall}} - p_{\text{plenum}}}{0.5 \rho_{\infty} v_{\infty}^2} \quad (2)$$

$$m' = \frac{(\rho v)_{\text{wall}}}{(\rho v)_{\infty}} \quad (3)$$

式中: ΔC_p 为多孔壁静压差系数; p 为静压值; ρ 为密度; U 为电压; v 为速度; m' 为无量纲质量;下标wall为实验段壁面;plenum为驻室; ∞ 为无穷远处。

在 $Ma = 0.8$ 下对二维和三维单孔壁模型进行数值计算,得到了不同壁压差下孔的流动特性合曲线如图3所示。二维和三维直孔壁模型流动特性相同,边界层外缘线上的法向速度分量相对于切向速度分量比值和孔渗流质量均随开孔壁静压差增大而增大,近似线性规律变化。二维孔与三维孔在边界层外缘线上速度分量比值显著不同点是三维下计算的速度分量曲线斜率是二维 k 倍,而对孔壁面流出质量方面,发现在三维模型下获得的质量特性曲线与二维工况下得到的曲线区别是相差一个 y 轴截距 b 。图4是壁面流出速度与边界层法向速度分布曲线,在二维与三维下壁面法向速度均要高于边界层外缘上法向速度,这种差异在三维模型下表现更为突出。二维孔计算三维孔流动规律是一致的,但要正确表示三维孔的流动特性需要对二维下获得的数据进行系数修正,在同一马赫数和压差系数且边界层位移厚度比直径 δ^*/d 相同时,系数变换流程图如图5所示。

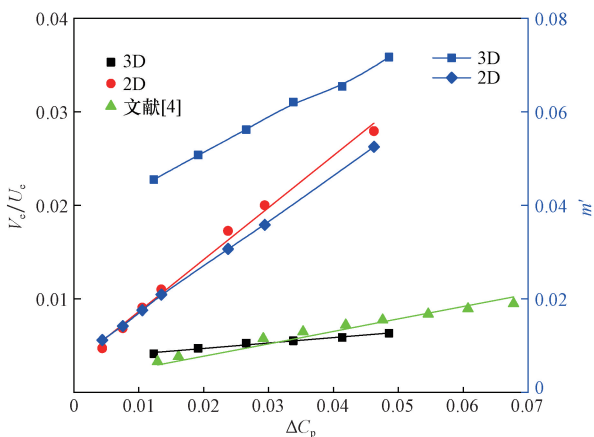
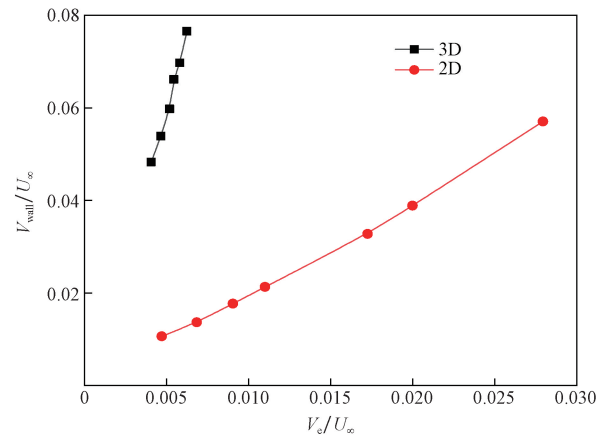
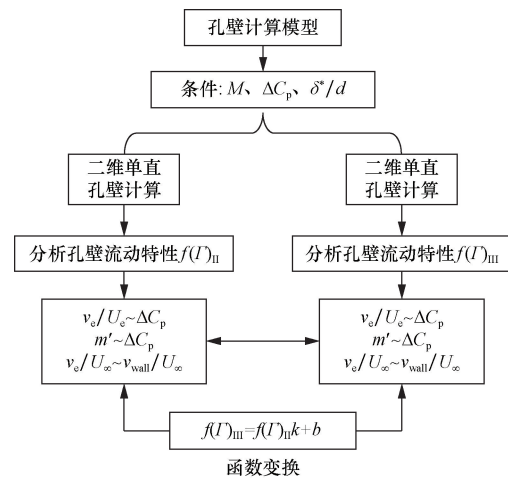


图3 $Ma = 0.8$ 不同壁板压差下边界层速度分量特性
Fig. 3 Velocity component characteristics of the boundary layer at different wall pressure differences for $Ma = 0.8$



V 为法向速度; U 为主流速度; e 为边界层外源线位置;wall为实验段壁面; ∞ 为无穷远处

图4 $Ma = 0.8$ 壁面与边界层外缘线上速度分量关系
Fig. 4 Velocity components between the wall and the outer edge of the boundary layer at $Ma = 0.8$



V 为法向速度; U 为主流速度; e 为边界层外源线位置;3D为三维计算模型;2D为二维计算模型

图5 二维与三维孔壁特性处理框图

Fig. 5 Processing block diagram of 2D and 3D perforated wall characteristics

2 二维多孔壁参数影响分析

孔流动特性分析得到三维与二维孔壁速度分量和质量特性表现线性变化,因此对0.2 m小型跨声速风洞开孔壁实验段并建立如图6所示的二维计算模型。开孔壁基本参数如下:孔隙率22.5%,实验段孔壁参数研究为孔直径 $d = 2\text{ mm}$ 下,研究 $l/d = 1, 2, 3, 4$;在 $l/d = 1$ 下,研究 $d = 1\text{ mm}, 2\text{ mm}, 4\text{ mm}$ 。孔参数研究依据是基于0.6 m实验段开孔壁的孔直径一般为8 mm,而孔直径与实验段尺寸基本成正比关系,因此对0.2 m实验段研究最大孔直径为4 mm。分析当实验段速度均匀区的 $Ma = 0.8$ 时,不同参数孔壁对实验段流场分布和开孔壁流动特性的影响。

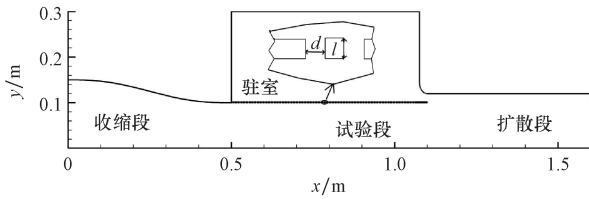


图6 0.2 m 跨声速风洞二维计算模型
Fig. 6 2D computational modeling of a 0.2 m transonic wind tunnel

2.1 多孔壁孔尺寸影响研究

在孔径比为1时研究不同渗流孔尺寸对实验段流场分布特性的影响,调节进口总压使得不同开孔壁参数下的实验段稳定区速度为0.8 Ma。不同孔尺寸下开孔壁实验段流场品质特征参数如表1所示,孔尺寸对轴向速度梯度 σ_M 和均方根偏差 dMa/dX 影响较大,在 $d=2$ mm时取得最小值。孔尺寸太小会限制气流通过开孔壁在实验段与驻室质量传递,而孔尺寸过大则会破坏流场均匀性。

渗流孔尺寸影响着实验段流场分布特性和开孔壁压力分布,不同孔尺寸下开孔壁压差系数如图7所示。压差系数随着孔尺寸的增大而增大,实验段壁压和驻室静压与渗流孔尺寸成正相关变化规律,但驻室内压增大于相同孔尺寸下实验段壁压增。在 $Ma=0.8$ 时,开孔壁实验段压力分布规律是实验段壁压略小于驻室静压,比值约为1。不同尺寸渗流孔内有效流通大小与孔直径比值的关系如图8所示,孔内有效流动面积随着孔尺寸的增大而降低, $S/d < 5\%$,对实验段抽吸作用不显著,但开孔壁调节了实验段内压力分布规律。

表1 不同孔壁尺寸下实验段流场参数

Table 1 Flow field parameters in the test section with different perforated wall sizes

d/mm	Ma	σ_M	dMa/dX
1	0.80	1.28×10^{-4}	-5.54×10^{-4}
2	0.80	1.06×10^{-4}	-4.04×10^{-4}
4	0.80	1.24×10^{-4}	-8.42×10^{-4}

2.2 多孔壁长径比影响研究

由孔尺寸参数分析得出渗流孔直径为2 mm时,流场品质较好。因此在渗流孔直径为2 mm时,研究二维直孔壁模型不同壁厚参数对实验段和多孔壁特征参数的影响规律。数值计算中通过改变收缩段入口压力值,使得实验段中心线上速度稳定段区域的平均马赫数为0.8。实验段中心线上马赫数均方根偏差和轴向梯度如表2所示,多孔壁壁厚增加对于降低轴线速度最大偏差、马赫数均方根偏差是有益的,而对轴向梯度影响是当 $l/d=2$ 时,轴向梯度变化最小。实验段中心法向处的孔流动特性

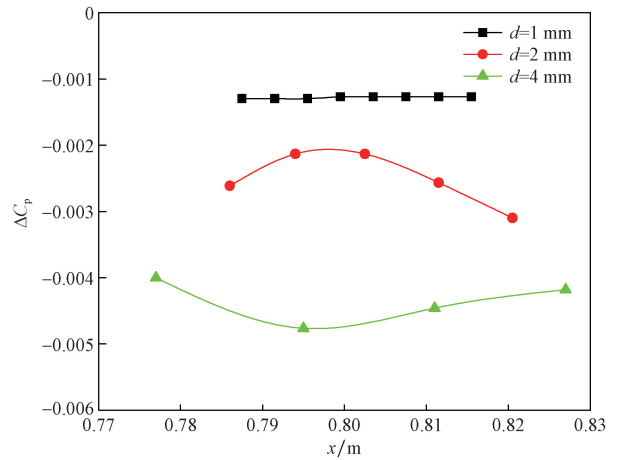


图7 不同渗流孔尺寸下实验段壁面压差系数分布
Fig. 7 Distribution of wall differential pressure coefficients in the test section with different hole sizes

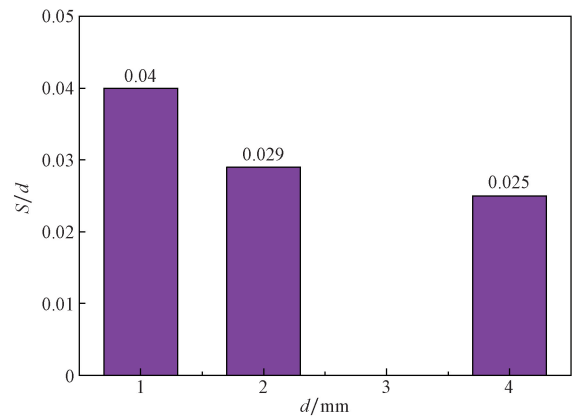


图8 不同孔尺寸下孔内通道相对流通面积
Fig. 8 Relative flow area of channels in holes with different hole diameters

表2 不同孔壁厚度实验段中心线上流场分布影响
Table 2 Effects of flow field distribution on the centreline of the test section with different hole wall thicknesses

l/mm	Ma	σ_M	dMa/dX
2	0.80	1.06×10^{-4}	-4.04×10^{-4}
4	0.80	5.44×10^{-4}	-1.42×10^{-4}
6	0.80	5.37×10^{-4}	-3.71×10^{-4}
8	0.80	5.19×10^{-5}	-1.86×10^{-4}

参数随长径比分布曲线如图9所示,多孔壁长径比对壁面边界层外缘线上的速度分量影响很小,长径比对压差影响规律是随着长径比增大而减小,当 $l/d > 2$ 时压差基本不变。多孔壁上速度与无量纲化的孔质量流量成正相关变化,并在 $l/d=3$ 时出现峰值。不同壁厚影响孔内流动区域如图10所示,参数定义 S/d 表示孔内流通面积无量纲化比值。图11所示为不同长径比下孔内流通面积相对大小关系,

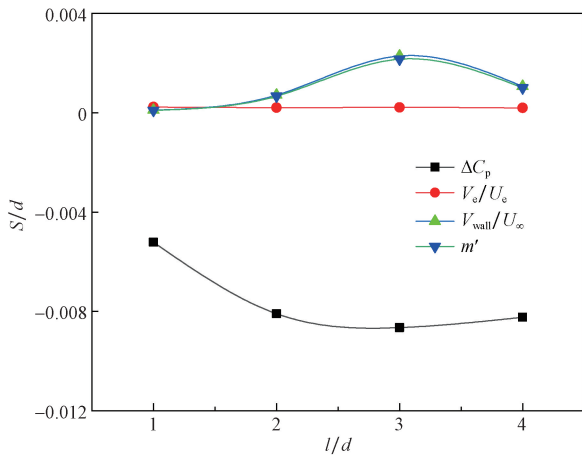


图9 不同壁厚下孔壁特性关系曲线

Fig. 9 Relation curves of perforated wall properties with different wall thicknesses

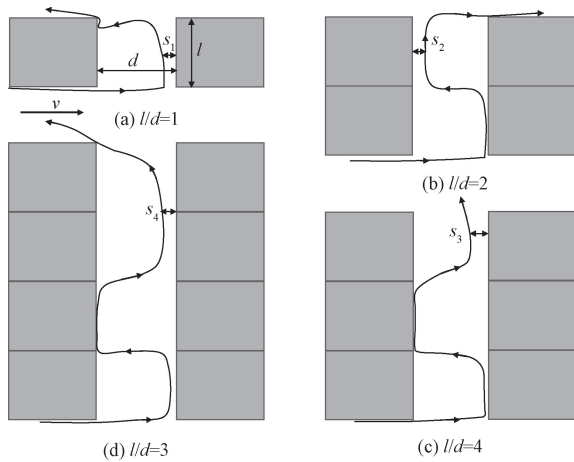
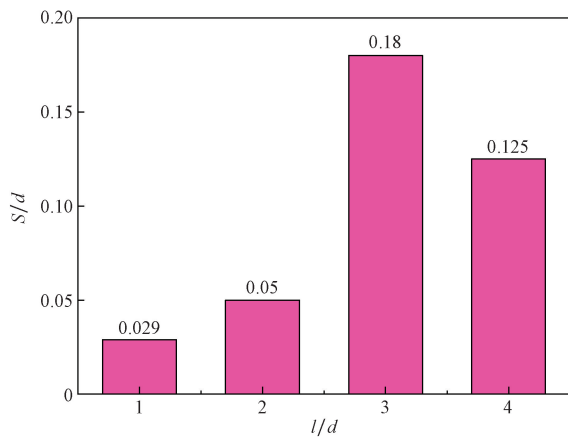


图10 不同壁厚下孔内流动示意图

Fig. 10 Schematic diagram of flow in the hole with different wall thicknesses



S/d 为孔内有效流动区域与孔直径比值

图11 在 $Ma = 0.8$ 不同壁厚孔内流道面积相对大小

Fig. 11 Relative magnitudes of flow passages area inside holes with different wall thicknesses at $Ma = 0.8$

孔内有效流动区域与孔直径比值 S/d 随着 l/d 的增大是先上升后降低,并在 $l/d = 3$ 时取得最大值, $S/d = 18\%$ 。在亚音速来流条件下,研究发现随着孔长径比 l/d 的增大,驻室内静压值和实验段壁上压力值均在变大。

图12和图13是孔内采样线上压力和速度分布曲线,压力沿着孔内法向分布是先降低后趋于不变,多孔壁长径比增大,孔内法向压力分布更短距离达到稳定值。下面以图12中 $l/d = 2$ 曲线为例分析法向压力分布规律,在 $\Delta y/l < 0.1$ 时,渗流孔内采样线上的压力是大于驻室内压力,流动情况为顺压梯度。当 $0.1 < \Delta y/l < 0.4$,采样线上压力表现为继续降低后升高,当 $0.4 < \Delta y/l$ 时,采样线上压力基本保持不变,但孔内压力却小于驻室静压。渗流孔出口处压力值小于驻室内压力,孔内形成涡,不同长径比孔内涡分布规律不同,影响孔内流通区

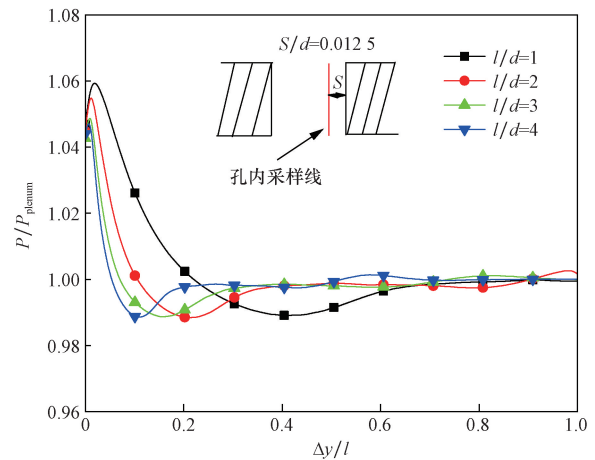


图12 不同壁厚下孔内采样线上压力分布

Fig. 12 Pressure distribution on the sampling line in the hole with different wall thicknesses

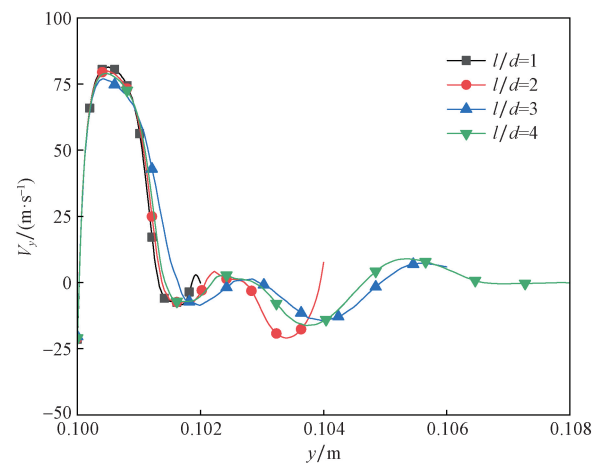


图13 不同壁厚下孔内采样线上法向速度分布

Fig. 13 Normal velocity distribution on the sampling line in the hole at different wall thicknesses

域大小。图 13 为渗流孔采样线上法向速度分布, $\Delta y/d=0.22$ 处速度达到最大值 80 m/s, 然后降低, 随着 l/d 的变大, 孔出口处法向速度更接近 0。

2.3 实验马赫数对流场分布特性影响研究

多孔壁参数 $d=2\text{ mm}$, $l/d=1$, 研究实验段模型区马赫数分别为 0.8、0.85、0.9、1.05 和 1.1 条件下, 实验速度对多孔壁实验段流动特性分布的影响规律。多孔壁压差系数和质流特性随马赫数分布如图 14 所示, 在实验条件小于 Ma 时, 多孔壁压差系数和引射出流质量随来流速度成变化较小, 随着马赫数接近一, 多孔壁压差系数趋于零。当实验速度大于 Ma , 多孔壁两侧静压差值实现由负变正, 实验段壁压大于驻室内静压, 两曲线变化趋势一致, 曲线斜率均随马赫数增大而增大。实验段中心线 0.6 ~ 0.9 m 采样线上速度均方根偏差和轴向速度梯度在不同实验马赫数下分布数据如表 3 所示, 实验段均方根分布和速度梯度在亚音速条件下显著低于超声速下条件。

二维多孔壁模型马赫数云图分布如图 15 所示, 实验段入口约 20% 的区域内为加速膨胀区, 实验段内气流速度跨越声速并趋于稳定。为分析壁面附近流动情况, 在距离壁面为 $2.5d$ 处绘制两个采样线。图 16 为采样线上密度分布, 在加速膨胀区内 a 处, 密度受孔作用变化显著, 受孔前缘膨胀区影响流

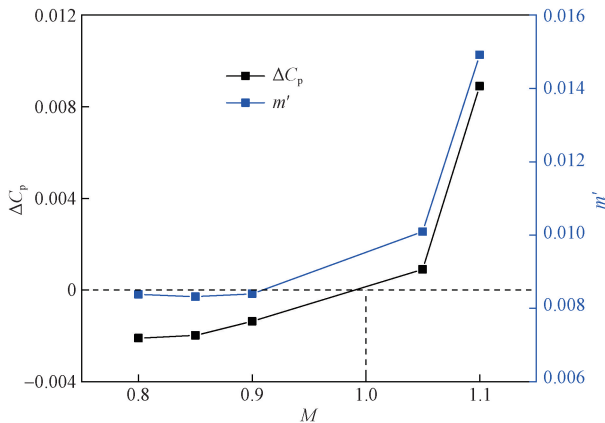


图 14 实验段来流马赫数对孔空气动力参数的影响

Fig. 14 Effect of incoming flow Mach number on aerodynamic parameters of the holes in the test section

表 3 多孔壁实验段流场特征参数分布

Table 3 Distribution of flow field characteristic parameters in the porous wall tset section

Ma	σ_M	dMa/dX
0.80	1.06×10^{-4}	-4.05×10^{-4}
0.85	6.81×10^{-5}	-1.74×10^{-4}
0.90	5.30×10^{-5}	2.13×10^{-4}
1.05	9.93×10^{-4}	7.90×10^{-3}
1.10	4.50×10^{-3}	4.84×10^{-2}

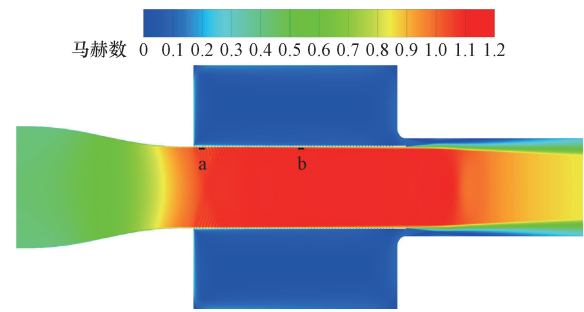


图 15 $M=1.1$ 时实验段截面速度云图分布

Fig. 15 Velocity contours distribution of the test section cross-section at $M=1.1$

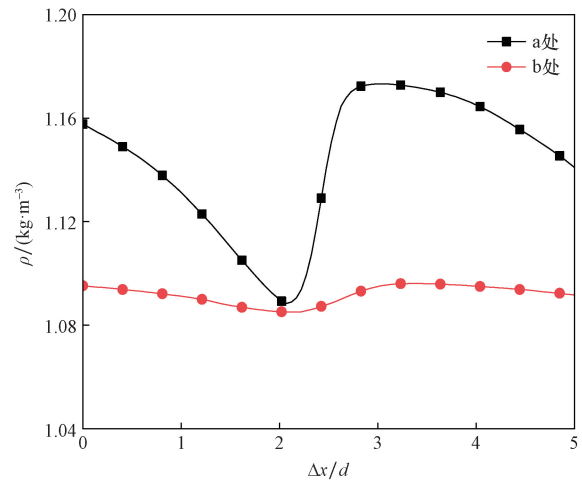


图 16 采样线 x 方向上密度分布

Fig. 16 Density distribution in x direction of sampling line

体密度变小, 而孔后缘压缩区域密度变大, 然后又受到下游孔前缘作用又变小。在稳定区内 b 处采样线上密度受孔前后缘膨胀、压缩区域影响较小, 密度减小。

3 结论

(1) 在 $M=0.8$ 条件下研究二维与三维单孔壁质流和压差分布得到存在相似的线性特性。

(2) 研究多孔壁长径比为 1 时, 增大渗流孔直径分别为 1、2、4 mm, 孔壁面压差系数增大, 孔内相对流通面积减小。 $d=2\text{ mm}$ 对应的多孔壁实验段流场分布较好。

(3) 研究在孔直径为 2 mm 下, 增大多孔壁长径比为 1、2、3、4, 得到当 $l/d > 2$ 时 ΔC_p 趋于稳定, m' 在 $l/d=3$ 时取得最大值, 适当增大多孔壁厚度对实验段流场品质时有利的。

(4) 增大来流马赫数, 多孔壁引射气流质量增大和压差由负变正。在亚音速下随马赫数增大而实验段流场品质变好, 但在低超声速下随马赫数增大而变差。

参 考 文 献

- [1] Nambu T, Hashimoto A, Aoyama T, et al. Analysis and modeling of flow through wind tunnel porous wall [C]//40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Chicago: The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010: 4858-4872.
- [2] 曹世坤. 跨声速风洞开孔壁面流动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
Cao Shikun. Investigation of flow characteristics in a transonic wind tunnel with porous wall[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [3] 国立强. 跨声速风洞开孔壁洞壁干扰修正研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
Guo Liqiang. Investigation of wall interference correction in a transonic wind tunnel with porous wall[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [4] 王祥云. 风洞开孔壁建模及壁面穿流特性研究[C]//中国力学大会——2017 暨庆祝中国力学学会成立 60 周年大会. 北京: 中国力学大会, 2017: 1-9.
Wang Xiangyun. Modeling of wind tunnel opening wall and wall penetration flow characteristics [C]//The Proceedings of the Chinese Mechanics Conference: 2017 and Celebration of the 60th Anniversary of the Chinese Mechanics. Beijing: The Chinese Mechanics Conference, 2017: 1-9.
- [5] 牟斌, 王建涛, 黄勇, 等. 一种跨声速风洞透气壁模型的数值模拟研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 13-23.
Mou Bin, Wang Jiantao, Huang Yong, et al. Numerical investigation on a porous wall model for the transonic wall interference[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 13-23.
- [6] 屈科, 张正科, 高超, 等. 用数值模拟方法确定跨音速风洞几何参数[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(28): 6915-6921.
Qu Ke, Zhang Zhengke, Gao Chao, et al. Determination of geometric parameters of transonic wind tunnel by numerical simulation [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(28): 6915-6921.
- [7] Glazkov S A, Gorbushin A R, Ivanov A I, et al. Recent experience in improving the accuracy of wall interference corrections in TsAGI T-128 wind tunnel[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(3): 263-298.
- [8] Neyland V, Bosniakov S, Glazkov S, et al. Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(2): 121-145.
- [9] Chan Y Y. Analysis of boundary layers on perforated walls of transonic wind tunnels [J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(6): 469-473.
- [10] Ivanov A I, Kursakov I A, Streltsov E V. Application of the controlled boundary layer concept for the wall interference reduction [C]// International Conference on the Methods of Aerophysical Research. New York: American Institute of Physics, 2016: 1-12.
- [11] 刘光远, 王瑞波, 郭秋亭, 等. 2.4 m 跨声速风洞壁板参数对核心流均匀性的影响 [J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2930-2938.
Liu Guangyuan, Wang RuiBo, Guo Qiuting, et al. Wall parameters influence centerline flow uniformity in a 2.4 m transonic wind tunnel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2930-2938.
- [12] 刘光远, 张林, 陈德华, 等. 跨声速风洞斜孔壁非线性流动试验 [J]. 航空学报, 2019, 40(5): 26-33.
Liu Guangyuan, Zhang Lin, Chen Dehua, et al. Experiment on nonlinear flow near perforated walls with slanted perforated walls in a transonic wind tunnel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(5): 26-33.
- [13] 金佳林, 高超, 张正科. 跨声速翼型风洞开孔壁的简化模型数值模拟 [J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S1): 1-5.
Jin Jialin, Gao Chao, Zhang Zhengke. Numerical simulation of simplification model for perforated-wall in transonic wind tunnel [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S1): 1-5.
- [14] Buntov M Y, Makeev P V, Ignatkin Y M, et al. Numerical modeling of the walls perforation influence on the accuracy of wind tunnel experiments using two-dimensional computational fluid dynamics model [J]. Aerospace, 2022, 9(9): 478-487.
- [15] Shah M Z M, Basuno B, Abdullah A. Comparative study on several types of turbulence model available in any-fluent software for one M6 wing aerodynamic analysis [J]. Journal of Advanced Mechanical Engineering Applications, 2020, 1(1): 9-19.
- [16] Collinet J, Heranger C, Sacilotto H. Development of a deployable propeller using wind tunnel tests and CFD [C]//Proceedings of the 55th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics. Poitiers; researchGate, 2020: 23-25.
- [17] Réthoré P E, Sørensen N, Zahle F, et al. MEXICO wind tunnel and wind turbine modeled in CFD [C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Honolulu: The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011: 3373-3382.
- [18] Fu C, Uddin M, Zhang C. Computational analyses of the effects of wind tunnel ground simulation and blockage ratio on the aerodynamic prediction of flow over a passenger vehicle [J]. Vehicles, 2020, 2(2): 318-341.
- [19] Weisweiler H, Kojouharova J, Dückerhoff R. Design of short low speed Göttingen type wind tunnel: CFD simulation [C]//MATEC Web of Conferences. Paris: EDP Sciences, 2018: 3015-3024.
- [20] Devenport W, Brown K, Borgoltz A, et al. Advanced wind tunnel boundary simulation for kevlar wall aeroacoustic wind tunnels [J]. Advanced Wind Tunnel Boundary Simulation, STO-MP-AVT, 2018, 2018: 284-295.
- [21] Koyama H. Experimental investigation of flow through a perforated wall on a wind tunnel wall [C]//42nd Fluid Dynamics Conference/ Aerospace Numerical Simulation Symposium. Tottori: Japan Aerospace Exploration Agency, 2010: 85-90.