

合成射流方向布局对 S 形进气道分离控制的效应

何 鹏, 董金钟

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 对合成射流控制一种 S 形进气道边界层分离进行了数值研究. 选用狭缝出口的合成射流, 详细讨论了展向和流向两种布局对控制效应的影响. 结果显示: 流向布局相对展向布局具有抗逆压梯度强、穿透深、控制效果持久等特点, 在射流动量系数为 1.62×10^{-3} , 特征频率等于 1 的工况下, 其分离区长度缩减了 38.39%. 流向布局对 S 形进气道性能的提升也更显著, 出口压力系数比无控制时提高 158.91%, 总压恢复系数提高 0.71%, 总压畸变指数降低 56.75%.

关 键 词: 主动控制; 边界层分离; 合成射流; 方向布局; S 形进气道

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of slot orientation on synthetic jet-based separation control in a serpentine inlet

HE Peng, DONG Jin-zhong

(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A numerical study was conducted to investigate synthetic jet-based boundary layer separation control in a serpentine inlet. Rectangular slots were chosen in this study, spanwise and streamwise orientations of these slots were discussed in detail. The results illustrate streamwise oriented synthetic jet has a higher resistance to the adverse pressure gradient. It penetrates deeper and exhibits stronger persistence than spanwise case as well. When jet momentum coefficient is equal to 1.62×10^{-3} , and the characteristic frequency is 1, separation length is reduced by 38.39% relative to uncontrolled flow field. The performance of serpentine inlet using streamwise oriented synthetic jet are also superior to spanwise case. Outlet pressure coefficient is increased by 158.91%; total pressure recovery coefficient is increased by 0.71%, and total pressure distortion coefficient is reduced by 56.75%.

Key words: active control; boundary layer separation; synthetic jet; slot orientation; serpentine inlet

S 形进气道结构紧凑、长度短, 能够降低推进系统质量和迎风阻力, 还具有减小雷达散射截面和增强红外隐身性能等优点^[1], 因此在现代飞机的研制设计中得到了广泛应用. 然而, 紧凑的 S 形设计加大了进气道沿流向扩张的逆压梯度, 高速气流又很难贴附于其大曲率弯曲的管道内壁, 容

易引发边界层分离, 使 S 形进气道总压恢复系数低、出口流场不均匀、总压畸变大, 降低发动机净推力和燃油效率^[2].

所以有必要对 S 形进气道内部流场进行控制, 控制方法可分为两大类: 被动(无源)控制和主动(有源)控制. 被动控制是指在进气道内部布置

导流片或涡流发生器等,使得高能的主流和低能边界层流动进行掺混,从而达到抑制分离的目的^[3-5]。但是被动控制一般只在设计点下有效,对于偏离设计点的大多数工况效率低下,甚至对流动控制有反作用,并且这些装置本身不可避免地带来附加阻力^[6]以及高速流动下的损坏危险^[7],而主动控制很好地弥补了这些缺陷。传统的主动控制是利用定常射流吹气或吸气来加强高低能流体间能量交换或抽吸低能边界层^[8-9],但对能量的消耗及设备复杂性的增加往往超过了带来的收益^[10],实用价值较低。

合成射流(synthetic jet)又称零质量射流,是近年来倍受瞩目的一种主动控制技术,它相对传统的吹/吸射流有明显优势。从能量角度来讲,合成射流只需非常小的动量就能改善动量大几个量级的主流流场品质^[11],起到四两拨千斤的作用。另外合成射流无需额外气源,具有结构简单紧凑、质量轻、成本低、工作频带宽等诸多优点。Amitay等^[12]首先将合成射流应用于控制边界层流动分离,在二维圆柱上沿展向布置两相邻的二维狭缝激励器,结果表明合成射流激励有效地抑制了圆柱的尾流,其尾流宽度、速度亏损幅度及雷诺应力都相应减小。Gilarranz等^[13]设计了一种高能紧凑的组合活塞式合成射流激励器,振幅比传统压电膜提高了两个数量级,能产生最大速度为90 m/s的合成射流。该激励器应用于NACA0015翼型分离控制试验,在风洞速度为35 m/s,射流动量系数为0.002的条件下,使最大升力提高80%,失速攻角从12°增加到18°。在数值计算方面,应用合成射流对一种鼓包后S曲面的分离区控制受到了许多研究者的关注^[14-18]。Morgan等指出对分离附着点位置预测及分离区动力学特征计算上,大涡模拟(LES)相对于雷诺平均数值模拟(RANS),与试验数据吻合得更好。Avdis等的LES结果表明,射流速度比等于0.77时选取恰当的无量纲工作频率,可以使鼓包后分离区长度缩减30%。

不过,目前对合成射流流动控制的研究对象多数是机翼绕流、鼓包曲面等外流,对S形进气道这种可压缩高雷诺数内流的探讨较少。并且激励器出气缝多采用迎着主流的展向布局,讨论集中在射流速度、激励频率等工作参数变化对控制的影响,鲜有关出气缝的方向布局。合成射流的这些工作参数是相对灵活可调节的,但出气缝的方向布局一旦固定却难以变动。而方向布局对合成

射流/边界层的动量交换、涡结构的流动形态有显著作用^[19-20],会明显影响控制效率,因此必须对合成射流出气缝的方向布局进行仔细地研究分析。

本文研究了展向和流向两种方向布局合成射流对高雷诺数下S形进气道内部流场的影响,通过对比两者时均统计特性下的流动控制效果,得出流向布局相对展向布局具有抗逆压梯度强、穿透深、控制效果持久等特点,更有利于控制流动分离。

1 计算模型和数值方法

本文研究对象为一种矩形截面S形进气道,中心线和面积变化控制规律参考文献[21],其几何模型见图1。

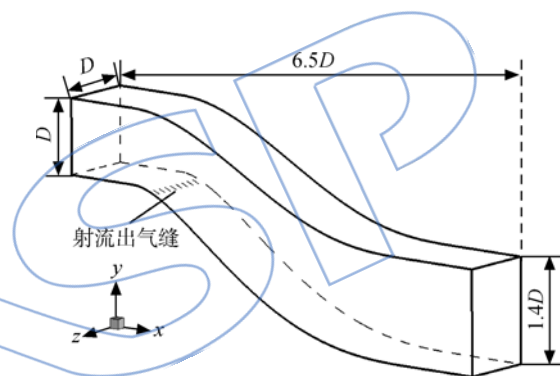


图1 S形进气道几何模型

Fig. 1 Geometric model of serpentine inlet

S形进气道进口是宽度、高度均为 $D=100$ mm的正方形,整个通道维持宽度不变,出口高度为 $1.4D$,偏置率为1.6。S形进气道扩压段长为 $4.5D$,前后各加长度等于 D 的等直段,总长为 $6.5D$,以扩压段入口截面中心点作为坐标原点。在第1个弯道处,下壁面沿展向或流向布置8个宽度等于 d 的合成射流出气缝,缝长 $l=20d$,其中 $d/D=0.005$, d 为缝宽。图2是出气缝两种布局几何参数及工作状态三维示意图。两者出气缝下缘均固定在轴向坐标 $x/d=67$ 的位置,即无控制流场分离点起始位置,合成射流方向与下壁面垂直。计算域采用六面体结构化网格,在合成射流出气缝及壁面附近对网格进行加密,壁面第1层网格的 $y^+<1$,距离壁面越远网格越稀疏,总网格数约为410万,网格划分模型见图3。

S形进气道进口为压力进口边界条件,来流马赫数 $Ma_\infty=0.4$,以S形进气道进口直径为特征长度的雷诺数 $Re=9.31\times 10^5$,出口为压力出口,静压等于海平面标准大气压(101325 Pa),S

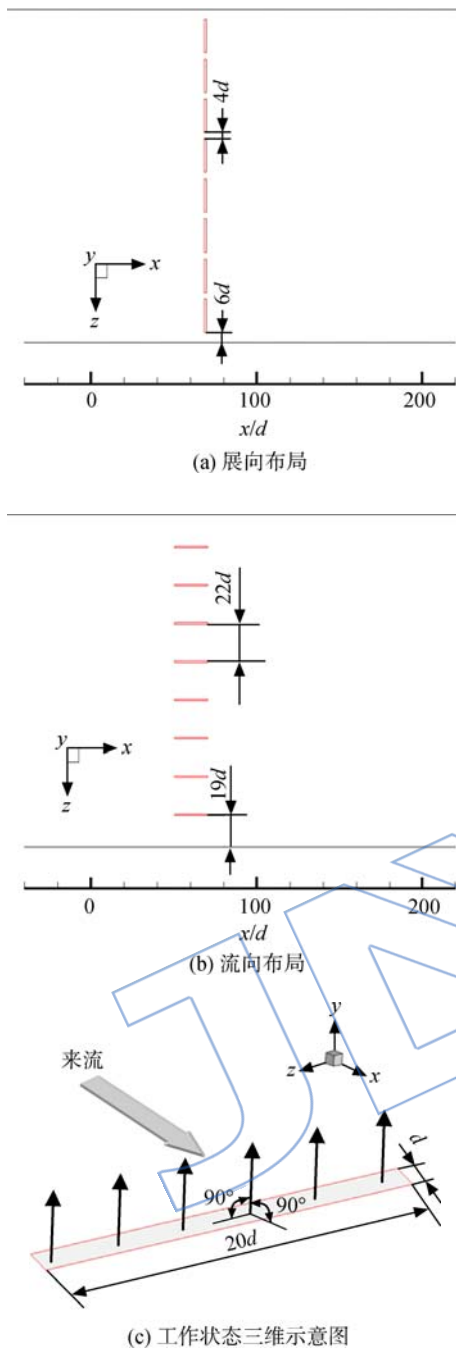


图2 合成射流出气缝两种布局及三维示意图
Fig. 2 Two orientations of slots and 3-D view of synthetic jet

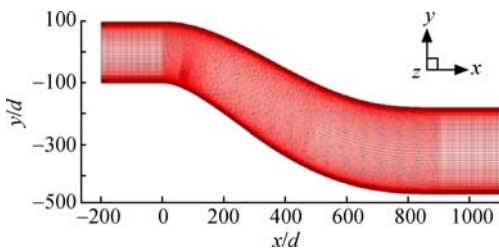


图3 计算域网格模型
Fig. 3 Computational grid of model

形进气道上下左右壁面均设定为绝热无滑移边界条件. 无合成射流控制时, 出气缝设为无滑移壁面; 加合成射流控制时, 出气缝采用压力进口边界条件, 其中静压设为定常值, 为模拟速度呈正弦变化的合成射流总压设置如下:

当合成射流处于吹气半周期

$$p_t = p_0 \times \left[1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \sin^2(2\pi ft) \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (1)$$

当合成射流处于吸气半周期

$$p_t = p_0 / \left[1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \sin^2(2\pi ft) \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2)$$

式中 p_0 为无控制时出气缝静压, κ 为气体等熵指数, Ma 为吹气/吸气峰值马赫数, f 为合成射流激励频率. 定义无量纲频率

$$F^+ = \frac{fL_u}{U_\infty} \quad (3)$$

式中 L_u 为无控制时分离区长度, U_∞ 为来流速度. 有研究表明当 F^+ 处于 0.5~1.5 范围时, 流动分离控制往往能取得最佳效果^[22-23], 本文选定 $F^+ = 1$. 合成射流平均速度为

$$\bar{V}_j = \frac{2}{T} \int_0^{T/2} V_0(t) dt \quad (4)$$

式中 T 为合成射流工作周期, $V_0(t)$ 为射流速度. 射流速度比 $R = \bar{V}_j / U_\infty$, 本文选定为 0.637, 相应的射流动量系数写成

$$C_\mu = 8 \times \frac{\rho \bar{V}_j^2 L_d}{\rho_\infty U_\infty^2 D L_z} \quad (5)$$

式中 L_z 为 S 形进气道进口展向宽度, 计算得出 $C_\mu = 1.62 \times 10^{-3}$.

本文先利用 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型进行稳态计算, 当计算趋于稳定后, 将稳态结果作为 LES 的初值, 再用 LES 的动态 Smagorinsky-Lilly 亚格子模型进行模拟. 计算基于密度的可压缩求解器, 控制方程用有限体积法进行离散, 数值格式为 2 阶迎风格式, 时间步长满足 CFL (Courant-Friedrich-Lewy) 条件, $\Delta t = 1.2362 \times 10^{-5}$ s, 每个激励周期计算 200 个时间步.

2 计算结果及分析

2.1 流场分析

合成射流控制边界层分离的机理主要为两点: 第一, 在吹气半周期直接向边界层射入高能气流, 在吸气半周期抽吸低速边界层, 称作直接效应; 第二, 非定常的合成射流诱发产生流向涡等相干结构, 将高能主流卷入边界层, 增强两者间的动

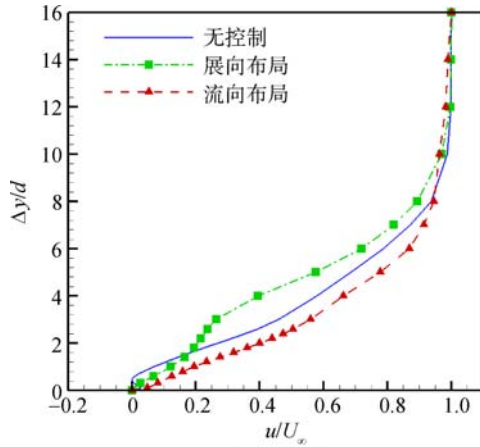
量交换,可称作二次效应,并且随着流动向下游发展,二次效应对分离控制将起主要作用。

图4给出了 $\Delta x/d=10, 20, 40$ 的3个位置下壁面附近时均流向速度分布,其中 Δx 为该位置和出气缝下缘间的距离,横坐标为流向速度的展

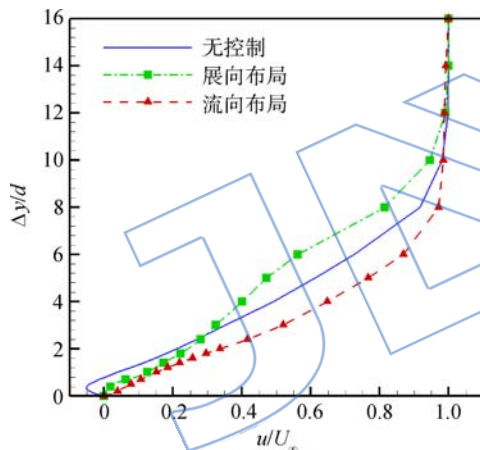
向平均,采用当地主流流向速度 U 无量纲化,纵坐标为离开下壁面的无量纲法向高度。如图所示在 $\Delta x/d=20, 40$ 位置,无合成射流控制流场的时均流向速度在紧靠壁面附近出现负值,表明流动在这些位置发生了分离。在 $\Delta x/d=10$ 处, $\Delta y/d < 1.6$ 的壁面附近,展向布局时均流向速度大于无控制流场,当流动来到 $\Delta x/d=20$,该高度约为2.5,当流动到达 $\Delta x/d=40$ 时进一步增加到4。这是由于无控制流场逐渐靠近分离强度最大的位置,其逆流速度不断增大,而在这些区域,两种布局由于合成射流的控制作用并未发生分离。同时可观察到在这3个位置的近壁面同一高度,流向布局的时均流向速度都大于展向布局,射入低速边界层的高能气流速度衰减慢,流动不易分离。

壁面切应力是另一个衡量控制效果的参数,高的壁面切应力反映高的动量交换,有利于抵抗逆压梯度,延缓分离。图5为无量纲时均下壁面切应力 τ_w/τ_{wb} 的展向分布,选取和图4相同的3个流向位置, τ_{wb} 为该位置无控制流场下壁面切应力的展向平均。

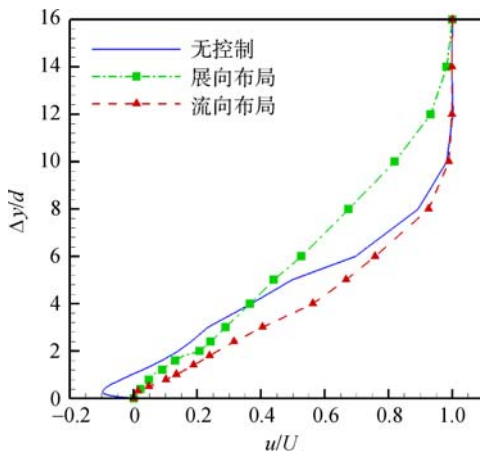
如图5(a)所示,无控制流场 τ_w/τ_{wb} 分布在不同流向位置并无太大差别,呈明显的中间高两边低的趋势。除了下壁面中心对称点的极大值,次极



(a) $\Delta x/d=10$



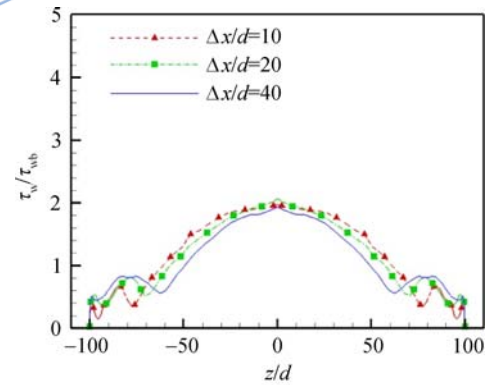
(b) $\Delta x/d=20$



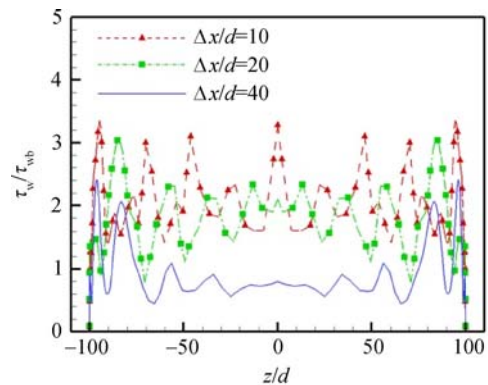
(c) $\Delta x/d=40$

图4 下壁面附近时均流向速度型

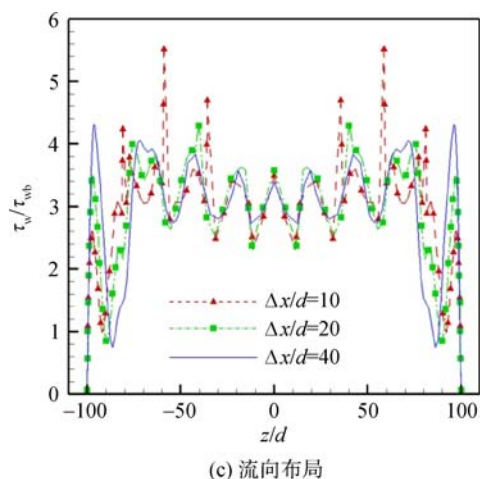
Fig. 4 Time averaged streamwise velocity profiles near bottom wall



(a) 无控制



(b) 展向布局

图5 无量纲时均下壁面切应力 τ_w/τ_{wb} 展向分布Fig. 5 Spanwise distribution of non-dimensional time averaged bottom wall shear stress τ_w/τ_{wb}

大值出现在两侧壁面附近,说明越靠近S形进气道展向中心,流动抵抗分离的能力越强,而两侧壁面附近也将存在抵抗分离相对较强的区域,这个现象在后文中将会继续讨论.图5(b)和图5(c)的 τ_w/τ_{wb} 分布则具有合成射流本身的特征,除去中心的波峰,其他波峰的数量和方位基本能和合成射流出气缝对应,只是随着合成射流向下游传播,

其出现的具体位置会有些波动.值得注意的是对于展向布局,随着合成射流离开气缝的距离增加,这个特征越来越不明显,波峰有被“抹平”的趋势,在 $\Delta x/d = 40$ 位置中心附近的波峰值仅为0.8.流向布局的情况则不同,在该处仍然存在尖锐的波峰, τ_w/τ_{wb} 约等于3.5,并且在分析的所有流向位置中,其纵坐标整体数值也显著高于前者.

参考圆孔射流的做法^[24],采用出气缝中心点出发的流线来度量合成射流的法向穿透深度.基于吹气半周期的时均流场,取靠近对称面的单个出气缝进行分析.如图6所示,两种布局出气缝中心点时均流线的发展轨迹类似,在出口处垂直下壁面和主流,离开壁面后由于受到高速主流的压制逐渐向主流方向偏转,最终和主流方向一致.其中展向布局的时均流线穿透深度(离开壁面法向的距离)仅保持在 $4d$ 左右,而流向布局的时均流线穿透深度大于 $12d$,有利于将高动量主流卷入分离区,增强主流和边界层之间的动量交换.

合成射流的流向发展及混合特性可用涡量进行分析,图7为两种布局合成射流沿流向不同位置 y - z 截面的时均涡量分布,6个位置分别为 $\Delta x/d = 10, 50, 90, 130, 170$ 和 210 .合成射流向下游

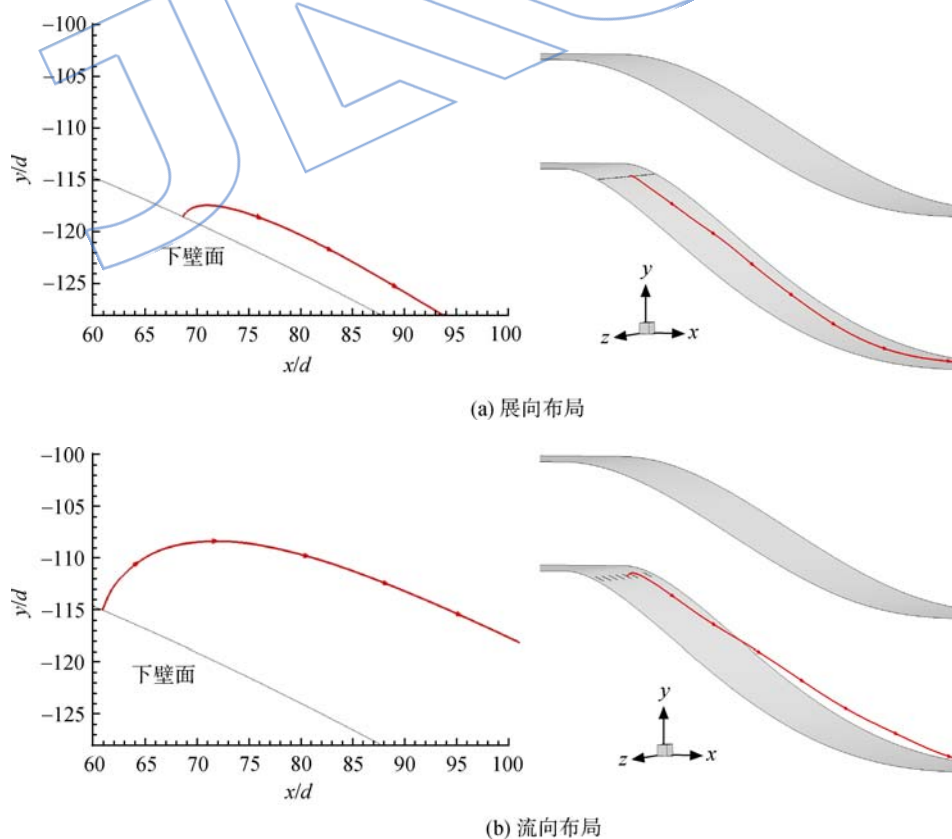
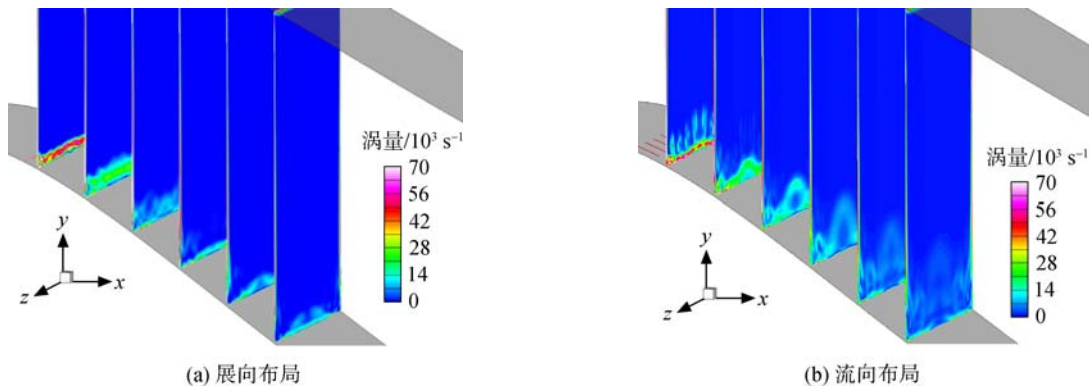


图6 单个出气缝中心点时均流线

Fig. 6 Time averaged central streamline of single slot

图7 不同位置 yz 截面的时均涡量分布Fig. 7 Distribution of time averaged vorticity at different yz sections

的发展过程中,其涡量向法向和展向扩散,合成射流核心区离开下壁面抬起,不断与周围的流动掺混,通过对比可发现流向布局合成射流扩散的区域更大. 涡量在扩散的同时强度减小,展向布局合成射流的涡量衰减很快,在 $\Delta x/d = 210$ 的截面除了壁面附近已经不存在大的涡量,而流向布局合成射流在此处涡量仍然较强. 这说明流向布局合成射流不仅影响范围广,而且在与主流的掺混过程中涡量衰减较慢,流动控制二次效应持久.

采用壁面切应力的流向分量 $\tau_{w,x}$ 为零来判断分离点位置,图8为3个算例下壁面时均分离点分布的俯视图,能够直观得出三者分离区长度、宽度等信息. 无控制流场分离区面积最大,由于角涡及侧壁面摩擦力作用,在左右侧壁处最先发生分离,紧靠侧壁沿展向存在一个明显的凹陷区域,随后分离区面积迅速发展,但是并没有占据到S形进气道展向中心的位置,而是形成了左右对称的两个分离区,这和前文对 τ_w 的分析结果一致,因为在下壁面展向中心和侧壁附近存在较强的抵抗逆压梯度的壁面切应力. 展向布局合成射流推迟

了分离点的起始位置, x 向坐标由 $68d$ 推迟到 $176.5d$,附着点也由 $740.5d$ 稍微提前到 $734.8d$,宽度基本保持不变. 而流向布局分离区长度最短,分离起始点和附着点坐标分别为 $248.2d$ 和 $662.5d$,宽度也显著缩减,最大宽度仅为 $23.8d$,约为无控制流场的 37% .

图9是三维时均全流场的流线分布,由图可以看到,分离区位于S形进气道两个弯道间下壁面附近,因为逆流的存在分离区流线呈一个大的涡旋状态,而后流线向上抬起,在S形进气道出口形成低速区. 其中流向布局的涡旋区域长度和高度明显小于前两者,无量纲逆流速度极值也最低,绝对值小于 0.1 ,即分离强度最小.

2.2 S形进气道性能参数分析

图10给出了S形进气道时均壁面压力系数分布曲线,压力系数 $C_p = (p - p_\infty)/q_\infty$. 其中 p 为壁面静压,取展向平均; p_∞ 为来流静压; q_∞ 为来流动压. 由图可知3个算例 C_p 沿程分布变化规律基本相同,进入扩压段后由于S形进气道向下弯折,

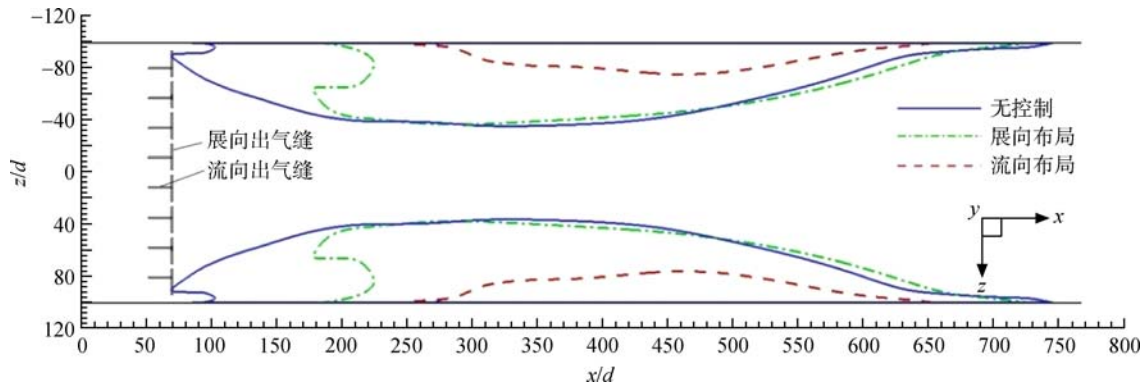


图8 下壁面时均分离点分布

Fig. 8 Time averaged distribution of separation points on bottom wall

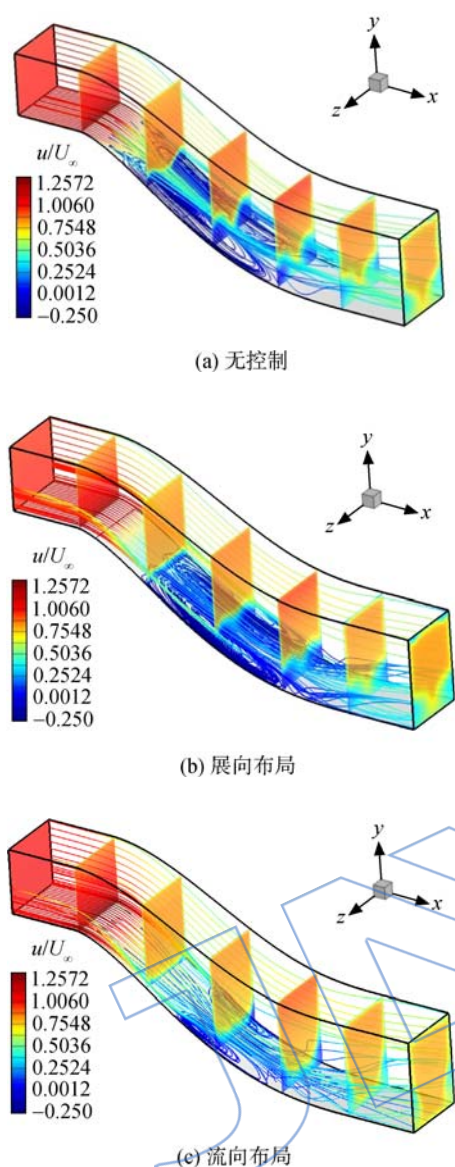


图9 S形进气道三维时均流线图

Fig. 9 Time averaged 3-D streamlines of serpentine inlet

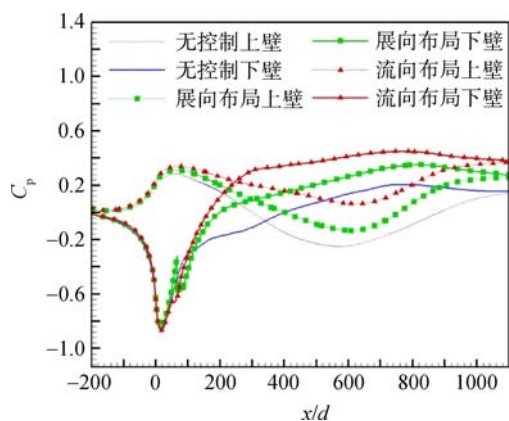


图10 S形进气道时均壁面压力系数分布

Fig. 10 Time averaged wall pressure coefficient distribution of serpentine inlet

更多的气流集中在上壁面附近,所以上壁面压力较下壁面高,下壁面附近形成了一个大的低压区.气流经过第1个弯后,下壁面压力迅速增加,而上壁面通道受到了“遮蔽”,气流往下壁面靠近,这种现象在第2弯往后一点的位置表现得最为显著,此处上壁面形成了明显的低压区.下壁面在两个弯之间存在平坦上升区,即所谓的压力平台.接下来上下壁面压差逐渐减小直至近似相等,整个分布呈一个X形.经过对比可发现,流向布局下壁面压力平坦区起始位置落后于展向布局,长度更短,说明更有效地控制了流动分离,S形进气道的扩压能力也因此增强.流向布局合成射流控制后的出口压力系数 $C_{p,out}$ 由无控制的 0.146 提高到了 0.378,而展向布局 $C_{p,out}$ 仅为 0.267.

图11是下壁面时均摩擦因数分布,壁面摩擦因数与壁面切应力相关,写为 $C_{fx} = \tau_{wx}/q_\infty$,此处 τ_{wx} 取展向平均.由图可见,无控制时 C_{fx} 在较大区间里为负,可认为无控制流场在该区间下壁面附近存在较强的逆流.两种布局合成射流均延迟了 C_{fx} 的负值起始点,而流向布局的负值起始点更靠后,其最小值大于 -0.0002,非常接近 0,说明流动分离比较微弱.

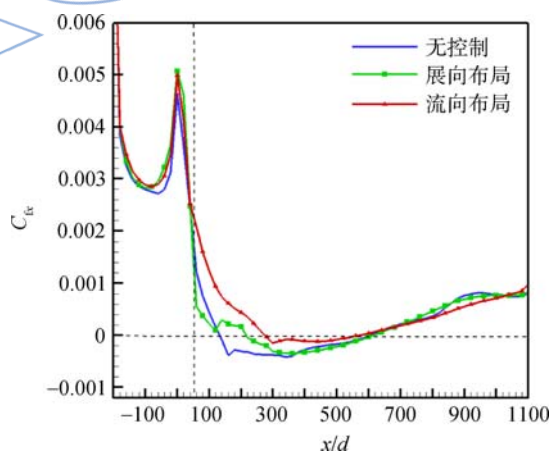


图11 下壁面时均摩擦因数分布

Fig. 11 Time averaged bottom wall friction coefficient distribution

边界层分离会带来能量损失,降低S形进气道总压恢复系数,同时导致出口产生局部低压区,造成较大的总压畸变.图12是S形进气道出口时均总压恢复系数 σ 等值线图, $\sigma = p_{t,out}/p_{t,\infty}$,其中 $p_{t,out}$ 为出口平均总压, $p_{t,\infty}$ 为进口平均总压.从图可以看出,无控制流场在出口下半部出现两个大面积的低压区,出口流场品质低.两种布局合成射流控制下的流场由于分离区的面积减少、强度得

到抑制,出口低压区面积减小,总压恢复系数得以提高.尤其是流向布局的出口低压区只局限在靠近两侧壁面很小的区域,压力分布比展向布局更加均匀.

表 1 列出了无控制和两种布局合成射流控制下 S 形进气道的主要性能参数,其中下标 u 表示

无合成射流控制时的参数, σ_u 表示无合成射流控制时的出口参数. L_{sep} 为分离区长度, D_{C90} 为出口总压畸变指数,定义为 $D_{C90} = (p_{t,out} - p_{90,min}) / q_{out}$, $p_{90,min}$ 为出口 90° 中心角截面内平均总压的最小值, q_{out} 为出口动压.

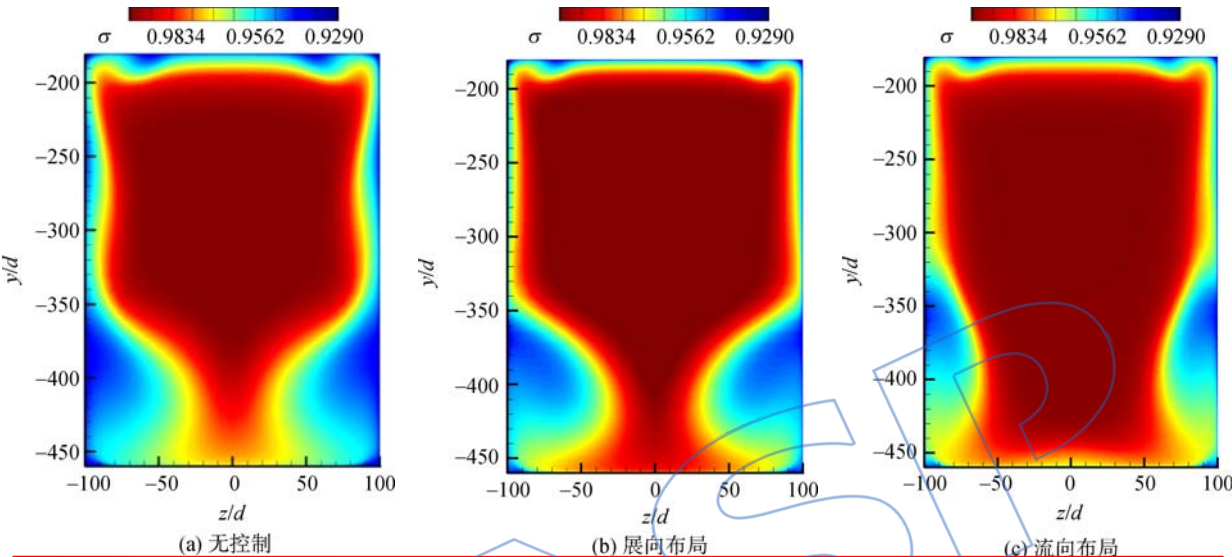


图 12 S 形进气道出口时均总压恢复系数等值云图
Fig. 12 Time averaged total pressure recovery coefficient contour at outlet of serpentine inlet

表 1 S 形进气道主要性能参数

Table 1 Basic performance parameters of serpentine inlet								
工况	L_{sep}/d	$(\Delta L_{sep}/L_u)/\%$	$C_{p,out}$	$(\Delta C_{p,out}/C_{p,u0})/\%$	σ	$(\Delta\sigma/\sigma_u)/\%$	D_{C90}	$(\Delta D_{C90}/D_{C90,u})/\%$
无控制	672.5	0	0.146	0	0.9807	0	0.243	0
展向布局	558.3	-16.98	0.267	82.88	0.9834	0.28	0.203	-16.38
流向布局	414.3	-38.39	0.378	158.91	0.9876	0.71	0.105	-56.75

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

- 1) 流向布局合成射流相对展向布局射入低速边界层的高能气流速度衰减慢、抵抗逆压能力强、穿透深、控制效果持久、逆流速度低.其分离区长度比无控制流场缩减了 38.39%,展向布局仅缩减 16.98%.
- 2) 流向布局对 S 形进气道性能的提升更为显著,其中出口压力系数比无控制流场提高 158.91%,总压恢复系数提高 0.71%,总压畸变指数降低 56.75%,均优于展向布局,因此是一种可供研究设计中参考的方案.

参考文献:

[1] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London: Blackwell Science, 1999.

[2] Anabtawi A J, Blackwelder R F, Liebeck R H, et al. Experimental investigation of boundary layer ingesting diffusers of a semi-circular cross section[R]. AIAA-98-0945, 1998.

[3] Tindell R H. Highly compact inlet diffuser technology[J]. Journal of Propulsion, 1988, 4(6): 557-563.

[4] Anabtawi A J, Blackwelder R F, Lissaman P B S, et al. An experimental study of vortex generators in boundary layer ingesting diffusers with a centerline offset[R]. AIAA-99-2110, 1999.

[5] Bernhard H A, Daniel N M, Gregory A, et al. Optimal mi-

- cro-vane flow control for compact air vehicle inlets[R]. NASA/TM-2004-212936, 2004.
- [6] Kumar V, Alvi F S. Use of supersonic microjets for active separation control in diffusers[R]. AIAA-2003-4160, 2003.
- [7] Jenkins L N, Althoff G S, Anders S G. Flow control device evaluation for an internal flow with an adverse pressure gradient[R]. AIAA-2002-0266, 2002.
- [8] Kumar V, Alvi F S. Efficient control of separation using microjets[R]. AIAA-2005-4879, 2005.
- [9] Brian G A, Lewis R O, Bobby L B. Numerical modeling of active flow control in a boundary layer ingesting offset inlet[R]. AIAA-2004-2318, 2004.
- [10] Greenblatt D, Wagnanski I J. The control of flow separation by periodic excitation[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(7): 487-545.
- [11] Seifert A, Pack L. Active flow separation control on wall-mounted hump at high Reynolds numbers[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(7): 1363-1372.
- [12] Amitay M, Honohan A M, Trautman M, et al. Modification of the aerodynamic characteristics of bluff bodies using fluidic actuators[R]. AIAA-97-2004, 1997.
- [13] Gilarranz J L, Traub L W, Rediniotis O K. Characterization of a compact, high-power synthetic jet actuator for flow separation control[R]. AIAA-2002-0127, 2002.
- [14] Rumsey C L, Gatski T B, Sellers W L, et al. Summary of the 2004 computational fluid dynamics validation workshop on synthetic jets[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(2): 194-207.
- [15] Naughton J, Viken S, Greenblatt D. Skin-friction measurements on the NASA hump model [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(6): 1255-1265.
- [16] Saric S, Jakirlic S, Djugum A, et al. Computational analysis of locally forced flow over a wall-mounted hump at high Reynolds number [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2006, 27(4): 707-720.
- [17] Morgan P E, Rizzetta D P, Visbal M R. Large-eddy simulation of separation control for flow over a wall-mounted hump[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(11): 2643-2660.
- [18] Avdis A, Lardeau S, Leschziner M. Large eddy simulation of separated flow over a two-dimensional hump with and without control by means of a synthetic slot-jet[J]. *Flow Turbulence and Combustion*, 2009, 83(3): 343-370.
- [19] Mittal R, Rampunggoon P, Udaykumar H S. Interaction of a synthetic jet with a flat plate boundary layer[R]. AIAA-2001-2773, 2001.
- [20] Mittal R, Rampunggoon P. On the virtual aero shaping effect of synthetic jets[J]. *Physics of Fluids*, 2002, 14(4): 1533-1536.
- [21] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [R]. AIAA-85-3073, 1985.
- [22] Greenblatt D, Paschal K, Yao C, et al. Experimental investigation of separation control: Part 1 baseline and steady suction[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(12): 2820-2830.
- [23] Greenblatt D, Paschal K, Yao C, et al. Experimental investigation of separation control part 2: zero mass-flux oscillatory blowing[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(12): 2831-2845.
- [24] Muppidi S, Mahesh K. Direct numerical simulation of round turbulent jets in crossflow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2007, 574: 59-84.