

文章编号: 1000-8055(2010)07-1581-07

无侧滑二元超声速进气道侧板遮挡度对其性能影响

张龙冬, 张堃元, 南向军
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对某 $Ma_d = 2.4$ 矩形进口截面的二元混压式进气道, 在 $Ma_\infty = 2.51$ 及 2.27 条件下, 数值研究了无侧滑角时侧板遮挡度对进气道性能的影响, 获得了喉道处各性能参数随侧板遮挡度的变化关系并分析了其变化原因. 研究表明: 当侧板下端位于压缩面平直段后, 各性能参数变化明显; 对于所研究的进气道采用位置靠后的侧板有利于改善进气道的起动性能, 但却大大增加了阻力也牺牲了流量系数.

关 键 词: 超声速; 二元进气道; 混压式; 侧板; 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Effects of degree of sidewall shade on performance of two-dimensional supersonic inlet with non-sideslip

ZHANG Long-dong, ZHANG Kun-yuan, NAN Xiang-jun

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper investigated the effects of the degree of sidewall shade on the performance of a two-dimensional mixed-compression rectangular cross-section inlet designed for $Ma_d = 2.4$ working in $Ma_\infty = 2.51$ and 2.27 of non-sideslip flight condition. The relationships between inlet performance parameters at throat and sidewall shade were obtained, and the reasons of these changes were analyzed. The results indicate that, the performance parameters will change obviously when the bottom of the sidewall is located after the flat compression surface. For the two-dimensional mixed-compression inlet of this paper, when the back positioned sidewall is adopted, the starting performance will be improved while significantly increasing the drag and reducing the flow coefficient.

Key words: supersonic; two-dimensional inlet; mixed-compression; sidewall; numerical simulation

二元超声速进气道由于几何结构与流场结构相对简单, 便于分析, 在国内外得到了广泛研究和应用^[1-6]. 二元超声速进气道一般由唇口板、压缩顶板和侧板构成. 虽然主要的压缩是靠顶板来完成的, 侧板的主要作用是将前体三维流动整流为二元进气道设计中的二维流动, 但侧板构型也会影响进气道流量系数和总压恢复等重要性能, 并

且侧板的作用与前体流动特性有关^[7-12].

首先, 由于气流经过前体以及顶板压缩后压力升高, 在进气道入口两侧会产生横向溢流. 研究表明, 即使存在后掠侧板使进气道在设计马赫数下无流量溢出, 当来流马赫数低于设计值时, 在侧板上方仍会出现溢流, 此时进气道的流量系数低于理论值^[7-8]. 文献[9]提出了一种用小扰动锥形

收稿日期: 2009-06-15; 修订日期: 2009-12-03

作者简介: 张龙冬(1984-), 男, 湖南衡山人, 硕士生, 主要从事内流气体动力学研究.

流理论计算侧向溢流的方法,导出了关于流量系数的侧向溢流估算公式,并与实验数据作了对比,符合程度很好.其次,气流经过前体以及顶板压缩后边界层增厚,同时侧板与压缩面之间角区存在三维效应,因此侧板位置和形状对进气道的总压恢复系数以及稳定工作范围等存在一定的影响.文献[10]对一种带抽吸的外压式进气道的侧板布局进行了数值仿真及实验研究,指出采用最大侧板时进气道具有更宽的亚临界工作范围,但总压恢复系数较小,附加阻力较大.文献[11]对一种5波系带抽吸小孔的混压式进气道进行了实验研究,同样也指出采用较小侧板时进气道具有相对较高的总压恢复.文献[12]对两种不同侧板位置的进气道结合弹体进行了数值仿真研究,结果表明,在相同反压下,采用激波封口侧板的进气道比侧板前缘线垂直于压缩顶板的进气道具有更高的增压比和总压恢复.半个世纪以来,对于二元进气道的研究还有许多,这里就不一一列举了.

二元进气道的设计,迄今一般仍利用二维方法,没有考虑侧板的影响.而国内外的研究表明,侧板的形状和位置会影响进气道的流量系数与总压恢复系数等性能参数.因此,如何在二维设计时考虑侧板构型对进气道性能的影响,或者对于不同的进气道布局采用何种侧板构型更为合理,就成为进气道设计中的一项重要内容.本文利用数值模拟的方法,针对直前缘线的侧板位置对某矩形进口截面的二元混压式进气道性能影响展开了研究,分析了侧板位置对进气道阻力系数、流量系数、总压恢复系数等性能参数的影响,为类似进气道的二维设计或侧板位置的选取提供依据及参考.

1 物理模型、数值方法及校验

1.1 物理模型

本文以某矩形进口截面的二元混压式进气道为研究对象,其设计马赫数 $Ma_{\infty} = 2.4$,在设计点工作时激波封口,总收缩比为1.87,内收缩比为1.08.进气道顶板压缩面采用 6° 斜楔+ 12° 压缩角的等熵型面+ 直线段+ 曲面过渡到水平的型面,气流在唇口前的总偏转角为 18° ,内唇口对气流有 6° 压缩角,随后采用一曲面以弱化唇口斜激波,减小肩点处的附面层分离.

为了进行对比研究,本文研究了6种不同侧板位置的进气道头部模型.除了侧板位置不同外,

其余结构参数均一致,如图1所示.侧板前缘线均为直线,上端与唇口前缘重合,且带 8° 外压缩角. S1型侧板(激波封口侧板)的下端为顶板前缘, S2型侧板为等熵型线的起始点, S3型侧板为等熵型线的终止点, S4型侧板为顶板压缩型面与唇口铅垂平面的交点, S5型侧板从唇口前缘垂直于顶板压缩型面, S6型侧板前缘线与水平方向呈 45° . 为了更好地描述侧板位置的不同,我们采用相对面积百分比(A_s/A_r)即侧板遮挡度来说明.以 S1、S6型侧板前缘线以及顶板压缩面所围成的面积为参考面积,则 S1~ S6型侧板的遮挡度分别为100%、82%、42%、19%、13%、0%. 按传统的意义看, S1为完全遮挡, S5为完全敞开.为了更好地认识侧板的作用,本文专门设置了 S6 这种过渡敞开形式,以研究侧板遮挡度对进气道性能的影响.

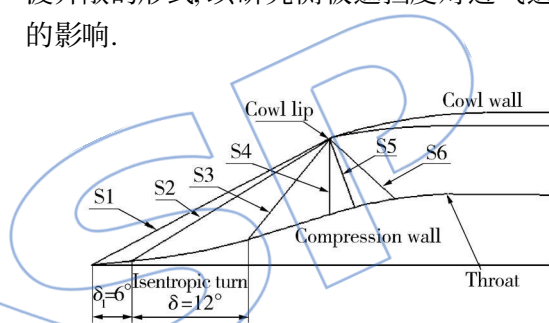


图1 不同侧板遮挡度进气道示意图

Fig. 1 Sketch of the inlet model with different degrees of sidewall shade

本文采用 Fluent 商业软件对进气道头部内外流场进行数值模拟. Fluent 软件在进气道内外流场数值仿真中结果较为理想^[13-14]. 本文计算过程采用耦合可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程和模式输运方程隐式求解,湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数进行修正,分子黏性采用 Sutherland 公式计算,比热比 $\gamma = 1.4$. 计算中采用了压力远场、压力出口及无滑移绝热固壁边界条件,出口参数由内部流场外插得到.为了适应黏性计算与激波捕获的需要,计算网格均采用了局部加密,网格分布见图2.整个计算域采用了150万左右的网格单元,壁面附近采用等比加密的附面层网格,其中第一层网格距壁面不超过 0.1 mm ,确保近壁面 y^+ 在60以下.

计算条件为:攻角 $\alpha = 0^\circ$,侧滑角 $\beta = 0^\circ$,来流马赫数 $Ma_{\infty} = 2.27, 2.51$,静压、静温取当地大气条件.计算收敛准则为:各控制方程的残差至少下降3~4个数量级,各性能指标随时间不再变化.

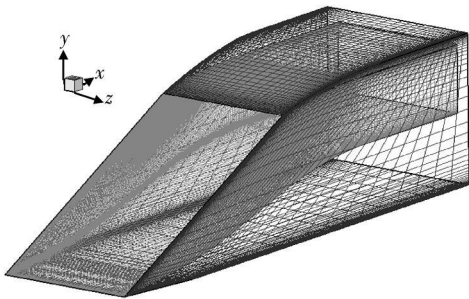


图 2 模型固壁表面网格分布
Fig.2 Grids of the wall

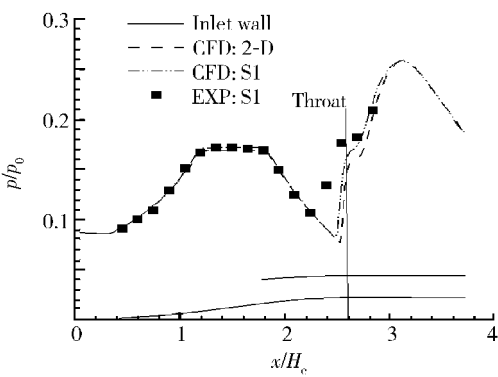
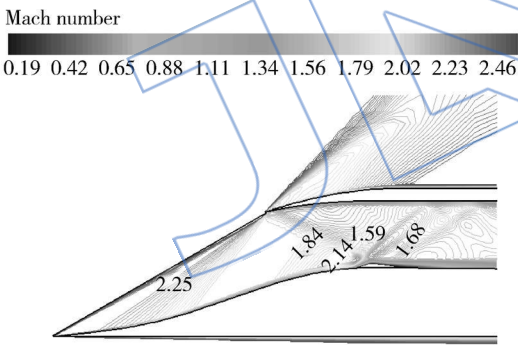


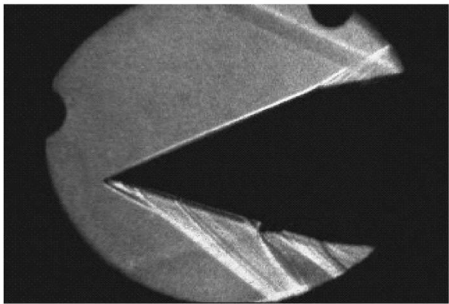
图 4 计算所得的进气道顶板对称面沿程压力分布与实验测点比较
Fig. 4 Symmetry plane pressure distributions of the top wall

1.2 数值方法校验

为了校验数值模拟的准确性, 本文给出了 $Ma_{\infty}=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ 时 S1 型侧板进气道头部计算结果与实验结果的比较. 图 3 是计算所得的对称面马赫数分布以及实验获得的进气道头部波系纹影图, 图 4 为计算所得的顶板对称面沿程静压分布曲线与实验测点的比较. 图中所有静压以来流总压无因次化. 由图可知, 进气道头部波系清晰稳定, 唇口前顶板压缩面上压力吻合良好, 唇口后除压升位置略有差别外, 压升规律及压升绝对值基本一致. 可见, 本文所采用的计算方法能够较好地模拟超声速进气道的流动状态.



(a) 对称面马赫数分布



(b) 实验纹影

图 3 计算所得的 S1 型侧板进气道头部波系与实验纹影比较
Fig.3 Shock system at the S1 inlet entrance

2 计算结果及分析

2.1 外压缩段流场形态

图 5 为 $Ma_{\infty}=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ 时 6 种侧板构型的进气道顶板对称面沿程压力分布. 可以看出, 侧板遮挡度不同, 即使在 $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ 条件下, 顶板压力分布也有显著差别. 总的来说, 可以分为两种类型: 对于 S1, S2 型侧板进气道来说, 两侧溢流量不是很明显, 来流经过一道斜激波及典型的等熵压缩后, 在压缩面的直线段, 气流流向与壁面一直, 因此有一个压力平台, 然后在圆弧凸肩处经过一系列膨胀波, 压力有所下降, 到达喉道附近经过一道较强激波压力突增. 而对于 S3~S6 型侧板进气道来说, 侧板下端起始点处在等熵压缩段的下游, 两侧溢流量逐渐增加, 顶板压升曲线

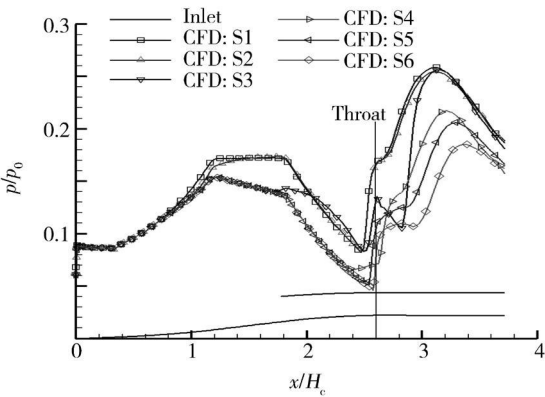
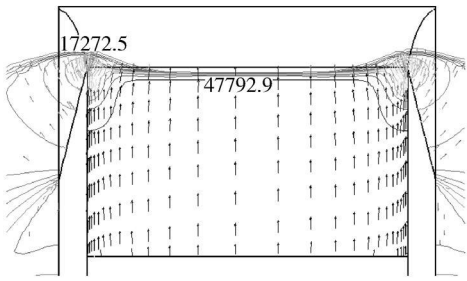


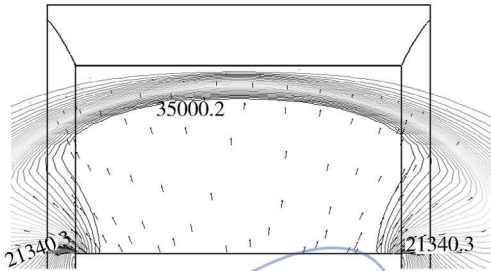
图 5 不同侧板遮挡度进气道顶板对称面沿程压力分布 ($Ma_{\infty}=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)
Fig.5 Symmetry plane pressure distributions of the top wall ($Ma_{\infty}=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)

有所不同: ①由于两侧的横向溢流, 等熵压缩段的后端升压减缓, 压升绝对值也较 S1, S2 型的小; ②在压缩面直线段, 压力一直下降, 没有出现压力平台; ③进气道喉道处所获得的压力增量随着侧板遮挡度的减小而减小. 下面以 S1, S5 型侧板进气道为例来说明其变化的原因.

图 6 给出了 $Ma_\infty=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ 时 S1, S5 型侧板进气道沿程三个截面压力等值线图, 图 7 为该工况下唇口附近的压力等值线及速度矢量图. 由图 6、图 7 可知, 随着侧板遮挡度的减小, 顶板前缘激波不再是二维平面激波, 在内通道进口面的交线由中心向外逐渐弯曲, 呈现中间高、两侧低的弧形激波面. 通过 S5 型侧板进气道唇口附近速度矢量图发现, 在压差的作用下, 两侧向外发生了横向溢流, 并且两侧气流向外发生了膨胀, 气流通过膨胀波加速使得两侧前缘激波的激波角较小, 激波更靠近物面, 对称面上由于受溢流的影响不如两侧严重附面层较厚, 故激波角较两侧大. 这样就形成了中间高、两边低的弧形激波面, 体现出很强的三维效应. 而 S1 型侧板进气道, 唇口前激

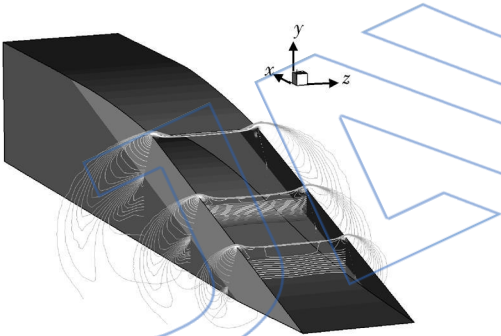


(a) S1型进气道 (100%遮挡度)

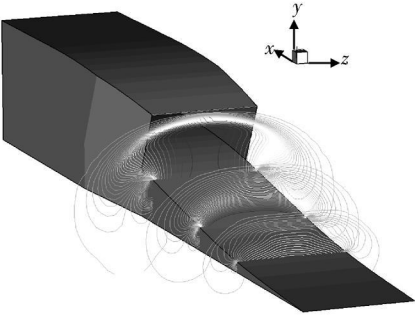


(b) S5型进气道 (13%遮挡度)

图 7 不同侧板遮挡度进气道唇口处速度矢量、压力等值线图 ($Ma_\infty=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)
Fig. 7 Vector and pressure contour at the inlet cowl ($Ma_\infty=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)



(a) S1型侧板进气道 (100%遮挡度)



(b) S5型侧板进气道 (13%遮挡度)

图 6 不同侧板遮度进气道沿程压力等值线图
($Ma_\infty=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)

Fig. 6 Pressure contour distribution at the inlet entrance ($Ma_\infty=2.51$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$)

波面没有发生扭曲, 通道内压力等值线较为平直, 只有在侧板前缘附近由于激波脱体稍微有点抬升, 说明 S1 型侧板的存在, 有效地限制了这种不利的三维效应.

2.2 侧板遮挡度对进气道阻力与流量系数影响

可以预料, 随侧板遮挡度的减小, 进气道外压缩段的横向溢流会逐步增加, 导致进气道的流量系数下降, 同时流量系数的变化会导致附加阻力的变化. 本文的研究再次证实了这一点. 图 8 给出

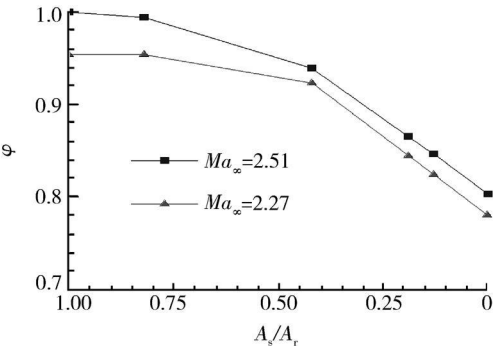


图 8 不同来流马赫数下流量系数随侧板遮挡度的变化曲线

Fig. 8 Degree of the sidewall shade effects on flow coefficient with different Mach numbers

了不同马赫数下流量系数随侧板遮挡度的变化曲线. 可以看出, 随着侧板遮挡度的减小, 流量系数一直下降. 图 9 给出了 $Ma_\infty=2.51$ 的进气道总阻力系数、附加阻力系数以及外罩阻力系数随侧板遮挡度的变化曲线. 可以发现, 进气道附加阻力随着侧板遮挡度的减小而上升, 外罩阻力几乎不变, 总阻力变化的大小主要由附加阻力决定. $Ma_\infty=2.27$ 时的计算结果与此类似.

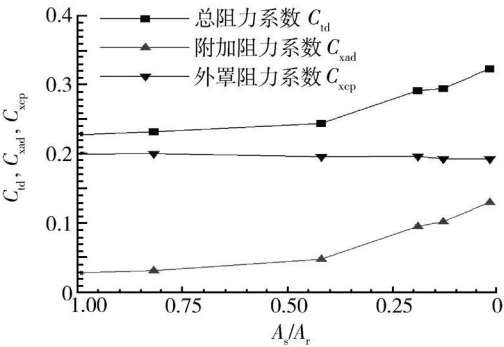


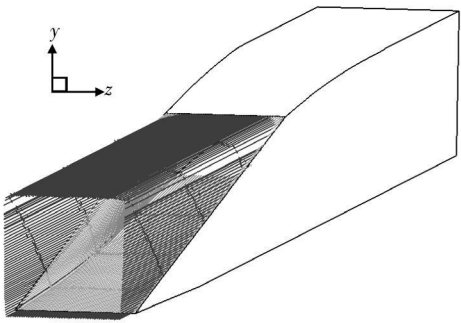
图 9 进气道各阻力系数随侧板遮挡度的变化曲线($Ma_\infty=2.51, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

Fig. 9 Degree of the sidewall shade effects on drag coefficient with different Mach numbers ($Ma_\infty=2.51, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

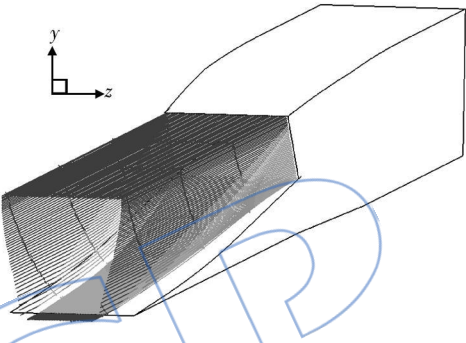
图 10 给出了 S1, S5 型两种侧板进气道 $Ma_\infty=2.51$ 的进口流管示意图. 由图可知, S1 型侧板进气道的进口捕获流管形状为矩形, 而 S5 型侧板进气道由于受两侧溢流的影响, 进口捕获流管形状为梯形, 进口捕获面积明显小于 S1 侧板进气道(S5 型侧板进气道 $Ma_\infty=2.51$ 的进口捕获流管面积只有 S1 型的 80%), 导致该型进气道流量系数较低. 由图 11 的顶板附近流线图可以看出, S1 型侧板进气道顶板附近流线较为平直, 流动具有较好的二维特征, 图 4 中的压升曲线也很好说明了这一点. 而 S5 型侧板进气道顶板附近流线由于压差的作用向两侧发生了偏折, 说明较大的流量从顶板两侧溢流掉了, 流动具有较强的三维效应. 进气道两侧的横向溢流不仅使进气道流量系数下降, 而且带来了可观的附加阻力. 当侧板遮挡度从 100% 到 0%, 流量系数从 1.0 减小到 0.8, 降低了 20%, 附加阻力系数从 0.028 上升到 0.134, 增加了 379%, 总阻力系数从 0.228 升至 0.327, 增加了 43.4%.

2.3 侧板遮挡度对进气道喉道总压恢复的影响

图 12 给出了不同来流马赫数下喉道处流量



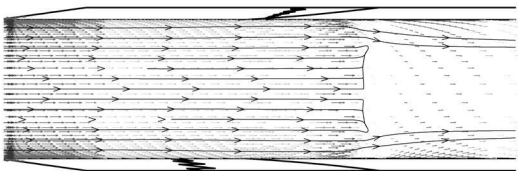
(a) S1 型侧板进气道(100%遮挡度)



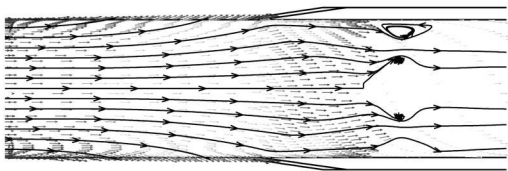
(b) S5 型侧板进气道(13%遮挡度)

图 10 不同侧板遮挡度进气道进口捕获流管示意图($Ma_\infty=2.51, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

Fig. 10 Sketch of capture stream tube ($Ma_\infty=2.51, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)



(a) S1 型侧板进气道(100%遮挡度)



(b) S5 型侧板进气道(13%遮挡度)

图 11 不同侧板遮挡度顶板附近速度矢量图 ($Ma_\infty=2.51, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

Fig. 11 Vector near the top wall ($Ma_\infty=2.51, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

平均总压恢复系数随侧板遮挡度的变化曲线. 可以看出, 针对本文研究的进气道而言, 总压恢复系

数随侧板遮挡度的变化并不单调变化. 随着侧板遮挡度的减小, 对于 $Ma_\infty = 2.27$, 总压恢复整体呈上升趋势, 而 $Ma_\infty = 2.51$ 总压恢复却出现了一个低谷.

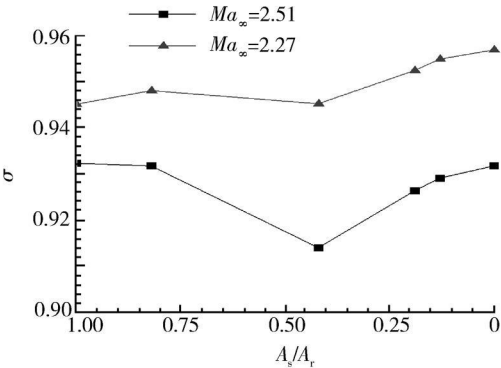


图 12 不同来流马赫数下喉道总压恢复系数随侧板遮挡度的变化曲线

Fig. 12 Degree of the sidewall shade effects on total pressure recovery coefficient at throat

分析总压恢复的变化原因, 主要受到以下几个因素的影响: ①随着侧板遮挡度的减小, 顶板两侧溢流量的增加导致气流的总压分布不均匀度增加, 气流黏性损失增加, 造成一定的总压损失; ②随着侧板遮挡度的减小, 前缘激波强度沿展向分布的不均匀性显著加大, 因而可以驱动更多的附面层气流向两侧溢流, 使得进入进气道的低能流不断减少, 这有利于总压恢复的改善; ③流量系数的减少, 造成对气流的压缩量减小, 激波损失减小, 总压恢复会有所提高; ④随着侧板遮挡度的减小, 侧板与气流的接触面积逐渐减小, 侧板附面层也越薄, 激波与附面层的相互作用逐渐减弱, 总压恢复也会有所上升. 在以上多种因素共同作用下, 导致了喉道处总压恢复随侧板遮挡度的变化不单调的结果. 值得指出的是, 不同波系配置的进气道其总压恢复随侧板遮挡度的变化关系可能会有所不同, 但以上几个影响因素却是存在的.

2.4 侧板遮挡度对进气道喉道平均马赫数、增压比的影响

图 13、图 14 分别给出了不同马赫数下进气道喉道流量平均马赫数以及增压比随侧板遮挡度的变化曲线. 可以看出, 随着侧板遮挡度的减小, 喉道平均马赫数一直上升, 增压比一直下降.

由前面的分析可知, 随着侧板遮挡度的减小, 前缘激波强度沿展向分布的不均匀性显著加大, 附面层气流在压差作用下向两侧溢流, 使得进入

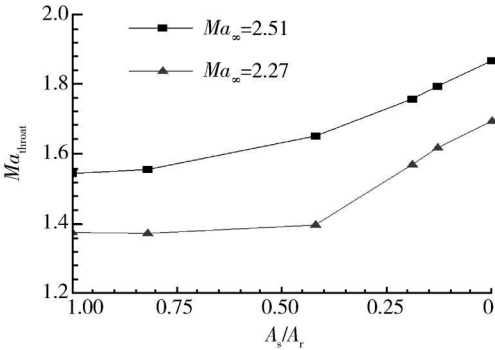


图 13 不同来流马赫数下喉道平均马赫数随侧板遮挡度的变化曲线

Fig. 13 Degree of the sidewall shade effects on average Mach number at throat with different Mach numbers

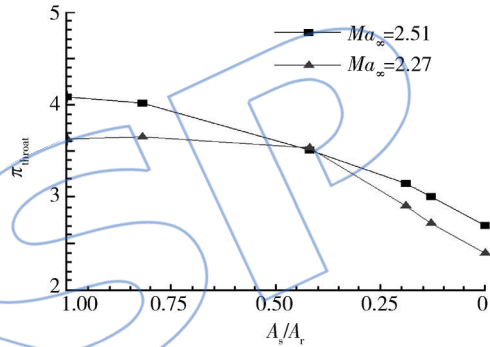


图 14 不同来流马赫数下喉道增压比随侧板遮挡度的变化曲线

Fig. 14 Degree of the sidewall shade effects on pressure ratio at throat with different Mach numbers

进气道的低能流不断减少, 这样平均马赫数会有所提高. 同时流量系数的减小造成对气流的压缩量减小以及激波强度的减弱导致喉道平均马赫数也会相应增加, 增压比下降.

值得指出的是, 侧板遮挡度的减小导致两侧溢流量增加, 使得进气道实际捕获流管面积减小, 而进气道的几何喉道高度不变, 因此进气道的实际总收缩比不断减小. 这可以理解为, 随着侧板遮挡度的减小, 对于压缩型面确定的二元混压式进气道而言, 进气道的几何内收缩比不变, 同时内通道进口马赫数由于激波强度减弱而不断上升, 于是可以推测, 随着侧板遮挡度的减小, 有利于改善进气道的起动性能, 增加稳定工作范围, 但这是以牺牲流量系数为代价的. 对于侧板位置靠后的二元混压式进气道, 在二维设计时, 在满足进气道起动条件下, 可以适当增加内收缩比以获得较高的总压恢复.

值得注意的是, 侧板遮挡度在 42% 以上时, 进气道总阻力、附加阻力、流量系数、喉道平均马赫数以及增压比变化都比较平缓, 当继续减小侧板遮挡度时, 其变化均较为剧烈。这可能是因为当侧板遮挡度小于 42% 时, 侧板下端起始点处在等熵压缩段下游, 此处顶板对气流没有压缩, 压力值处于外压段的压力峰值区域, 两侧溢流相对严重, 导致流量系数下降得较多, 从而影响其他参数变化也较为明显。

3 结 论

本文针对设计马赫数 $Ma_d = 2.4$ 某矩形进口截面的二元混压式进气道, 在 $Ma_\infty = 2.51$ 及 2.27 飞行条件下, 就不同侧板遮挡度的进气道头部进行了全三维数值计算, 分析了无侧滑时侧板遮挡度对进气道性能的影响, 可以得到以下结论:

1) 随着侧板遮挡度的减小, 进气道总阻力及附加阻力一直上升, 外罩阻力几乎不变, 流量系数一直下降。对于本文研究的进气道, 来流马赫数 $Ma_d = 2.51$, 侧板遮挡度从 100% 到 0%, 附加阻力系数从 0.028 到 0.134, 增加了 379%, 总阻力系数从 0.228 到 0.327, 增加了 43.4%, 流量系数从 1.0 到 0.8, 降低了 20%。

2) 进气道喉道总压恢复系数受多种因素共同作用以致随侧板遮挡度的变化并不单调变化, 对不同波系配置的进气道其随侧板遮挡度的变化规律可能不一致, 但都具有相同的影响因素。

3) 随着侧板遮挡度的减小, 喉道流量平均马赫数一直上升, 而增压比一直下降。

4) 当侧板下端位于压缩面平直段后, 各性能参数变化明显。

5) 本文的研究表明, 采用位置靠后的侧板有利于改善进气道的起动性能, 增加稳定工作范围, 但却大大增加了进气道的阻力, 也减少了流量系数; 对于侧板位置靠后的二元混压式进气道, 在二维设计时, 在满足进气道起动条件下, 可以适当增加内收缩比, 获得较高的总压恢复。

参考文献:

- [1] Blaize M, Knight D. Automated optimal design of two dimensional high speed missile inlets [R]. AIAA 98-0950, 1998.
- [2] Wong N D, Anderson W E. Experimental investigation of a large scale two dimensional mixed compression inlet system performance at supersonic condition, $Ma = 1.55$ to 3.2 [R]. NASA TND 26392, 1971.
- [3] Murakami A, Yanagi R. Mach 3 wind tunnel test of mixed compression supersonic inlet [R]. AIAA-92-3625, 1992.
- [4] Fujimoto A, Niwa N. Experimental and numerical investigation of Mach 2.5 supersonic mixed compression inlet [R]. AIAA-93-0298, 1993.
- [5] Englund W C, Holland S D, Cockrell C E, et al. Propulsion system airframe integration issues and aerodynamic database development for the hyper x flight research vehicle [R]. ISOABE 99-7215, 1999.
- [6] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The x-51a scramjet engine flight demonstration program [R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [7] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics [M]. London: Blackwell Science, 1999.
- [8] 刘兴洲, 张传民, 于守志, 等. 飞航导弹动力装置 [M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- LIU Xingzhou, ZHANG Chuanmin, YU Shouzhi, et al. The power system of the flying missile [M]. Beijing: China Aeronautics Press, 1992. (in Chinese)
- [9] 潘杰元. 超声速斜板进气道侧向溢流估算 [J]. 航空学报, 1988, 9(9): 451-458.
- PAN Jieyuan. Predictions of side spillage of supersonic ramp inlets [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(9): 451-458. (in Chinese)
- [10] Watanabe Y, Murakami A, Fujiwara H. Effect of sidewall configurations on the aerodynamic performance of supersonic air intake [R]. AIAA-2002-3777, 2002.
- [11] Sakata K, Yanagi R, Murakami A. An experiment study of supersonic air intake with 5-shock system at Mach 3 [R]. AIAA-93-2305, 1993.
- [12] 白鹏, 朱守梅, 孟宇鹏, 等. 进气道入口形状对冲压发动机性能影响数值研究 [J]. 计算力学学报, 2006, 23(1): 71-75.
- BAI Peng, ZHU Shoumei, MENG Yupeng, et al. Numerical study of the effect on the entry type to the characteristics of the ramjet [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2006, 23(1): 71-75. (in Chinese)
- [13] 孙波, 张堃元. Busemann 进气道风洞实验及数值研究 [J]. 推进技术, 2006, 27(1): 58-60, 96.
- SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Experimental investigation and numerical simulation of hypersonic busemann inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 58-60, 96. (in Chinese)
- [14] 金志光, 张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道实验及数值研究 [J]. 推进技术, 2005, 26(6): 508-512.
- JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a forward sweep sidewall compression scramjet inlet with forebody compression [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 508-512. (in Chinese)