

文章编号: 1672-9897(2008)01-0031-07

带中心支板侧压进气道流场特性研究

龚鹏, 岳连捷, 肖雅斌, 王世芬, 张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

摘要:应用表面油流和压力测量实验技术, 辅助计算模拟手段, 考察了两种不同形式的中心支板对侧压式进气道流场特性的影响。结果表明: 进气道内部由于侧壁斜激波和支板诱发的斜激波的汇合引起了侧壁和顶板边界层的大尺度分离现象, 使进气道性能受到了极大影响。后掠支板后移避免了支板和侧壁诱导斜激波的汇合, 分离现象相对较弱, 有利于进气道性能的提高; 支板前掠可以提高流量捕获, 但导致边界层分离加剧, 对减少总压损失不利。

关键词:超燃冲压发动机; 高超声速进气道; 侧压式进气道; 支板

中图分类号: V231.3; V235.21 **文献标识码:** A

Investigation on flow pattern of side wall compression scramjet inlet with single central strut

GONG Peng, YUE Lian-jie, XIAO Ya-bin, WANG Shi-fen, ZHANG Xin-yu

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100080, China)

Abstract: Flow feature in a sidewall compression scramjet inlet with central strut was investigated using surface oil flow visualization, pressure measurements and numerical simulation. Two types of sidewall scramjet inlets were studied with a back swept strut and a forward swept strut respectively. Appropriate strut location can avoid the interaction of shocks induced by side wall and strut, and generate smaller boundary layer separation, which is favorable for improving the inlet performance. The inlet with forward strut is good for increasing capture ratio, but increases the total pressure loss for larger boundary layer separation.

Key words: scramjet; hypersonic inlet; sidewall compression inlet; central strut

0 引言

侧压式进气道是高超声速进气道的可行方案之一, 随飞行马赫数的变化自动改变溢流, 使发动机能在较宽的马赫数范围内正常运转, 在低马赫数飞行条件下性能损失不大, 且对前体边界层不敏感^[1-4]。尽管结构简单, 但该进气道内的波系是三维的, 存在波系相交、激波与边界层相交现象, 流场结构极为复杂。一般, 为了达到进气道出口流场的要求且保证恰当的进气道长度, 在侧壁压缩的基础上, 还辅助以若干支板进一步压缩来流, 这导致进气道内部出现更复杂的流动现象。

至今, 研究者详细考察了侧压式进气道总体气动性能及其影响参数^[1], 但对反映其性能本质的进气道

内部流动结构的研究并不深入, 主要集中在尖劈斜激波与垂直平板边界层相互作用的研究^[5-7], 但这与实际侧压进气道有很大不同, 其尖劈一般不后掠, 角度选取也远大于侧压进气道侧壁压缩角。而实际上, 唇口附近区域的流场特性对进气道的性能有至关重要的影响, 此处集中了唇口激波与侧壁压缩激波及边界层的相互作用, 尤其是支板的加入更加剧了波系结构的复杂性。了解以上进气道的流场特性, 可以从根本上澄清影响进气道性能的关键, 对于深入探讨进气道的气动性能及优化设计具有重要的意义。

中科院力学所对侧压式进气道无支板和有中心后掠支板(基准位置)两种典型的基本工况做了流动特性实验研究^[8]。笔者进一步研究中心支板位置和前后掠方式对进气道流场特性的影响。

收稿日期: 2007-11-05; 修订日期: 2007-12-03

基金项目: 国家自然科学基金面上基金(90716014)

作者简介: 龚鹏(1982-), 男, 陕西人, 研究方向: 流体力学. E-mail: konamiking@126.com

1 侧压进气道模型结构

力学所直联式实验台燃烧室入口尺寸为 $50\text{mm} \times 70\text{mm}$ (宽 \times 高), 为了保证自由射流实验与直联实验台燃烧室实验的一致性, 进气道出口与燃烧室尺寸相匹配, 取为 $200\text{mm} \times 70\text{mm}$, 入口宽高比为 2.67, 如图 1 所示。这一较大宽高比必然造成该进气道捕获率的大幅下降, 就性能而言该进气道的设计是不合理的。但主要考察其基本流动特性, 从此点考虑, 该进气道与宽高比 0.8 的进气道没有本质区别。

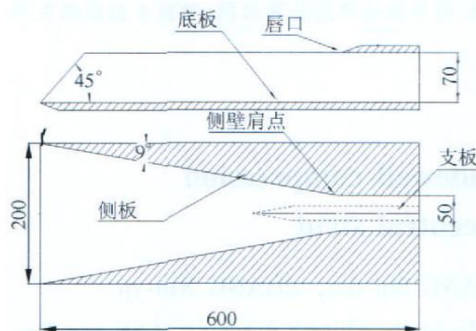


图1 实验模型尺寸结构
Fig.1 Sketch of the inlet model

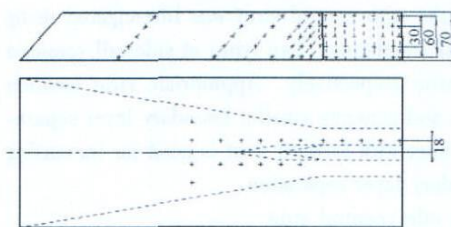


图2 壁面测点位置分布
Fig.2 Pressure measuring points distribution on the wall

模型总长 600mm , 侧壁压缩角 9° , 前缘 45° 后掠, 唇口前缘位于侧壁肩点位置, 距离入口约 475mm , 中心支板压缩角 9° , 厚度为 21.5mm , 45° 后掠。在无支板条件下整体收缩比为 4, 加入中心支板时进气道收缩比为 6.7。模型侧面平行分布 5 排测压孔, 相互之间距离为 15mm , 隔离段轴向中线布置一排测压孔, 用来观察顶板压力分布, 如图 2。

2 研究方法

2.1 实验设备

实验在中科院力学研究所的 JF-8A 激波风洞中进行, 风洞采用平衡自由活塞炮风洞运行方式, 准定常实验时间长于 25ms 。实验来流马赫数 $Ma = 5.45$, 总压 5.8MPa , 总温 616K 。雷诺数 $Re = 2 \times 10^7 / \text{m}$ 。实验气体为空气。设备喷管为轴对称型面喷管,

出口直径 550mm , 喷管出口具有相当的均匀流核心区。

2.2 油滴显示技术

在脉冲风洞中, 由于实验时间短, 实验又在接近真空的条件下进行, 因此传统油流方法并不适用。本工作采用了王世芬发展的油滴法^[9], 用饱和蒸气压低、粘度小的硅油作为载体, 加入钛白粉(颗粒直径以 $10\mu\text{m}$ 为宜)作为示踪粒子, 在钛白粉与硅油混合时, 可滴入几滴油酸以防止凝聚。

2.3 数值方法

为了配合实验研究, 利用 Fluent6.0 商用软件进行了数值模拟。采用 RNG - (湍流模型模拟湍流现象, 壁面采用标准壁面函数进行处理, 其中第一层网格距壁面 0.01mm , y^+ 接近 30, 采用二阶迎风离散格式处理对流项。考虑到几何结构和流动状况均对称, 为了减小计算量, 以支板中轴面为分界, 仅取半个进气道进行数值模拟; 考虑到进气道溢流特性对整体性能具有重要影响, 计算域向溢流方向延伸 4 倍高度, 边界采用远场条件。

3 进气道基本流场特性分析

以下各图中, 压力分布曲线的测量位置分别为: sidetop (侧壁距离顶板 65mm)、sidemid (侧壁半高线, 距顶板 35mm)、sidebottom (侧壁距离顶板 5mm)、bottommid (顶板距离中心对称轴 18mm), 所有图表上的静压 p 用来流静压 p_1 进行无因次化。油流流谱图统一使用标号 S 表示分离线(油流方向汇集), R 表示再附线(油流方向偏离), V 表示旋涡。

3.1 后掠支板位置对进气道流场特性的影响

文献[8]曾对带基准位置后掠支板的侧压进气道

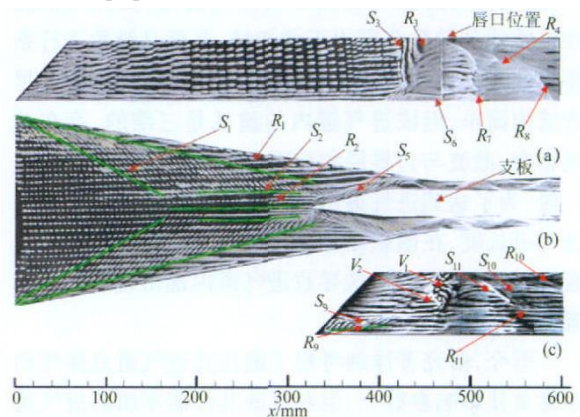


图3 带后掠支板进气道油流流谱图 (a)侧壁 (b)顶板 (c)支板
Fig.3 Oil flow visualization of inlet with back swept strut (a) side (b) bottom (c) strut

流场进行了研究,基准位置设定为支板上沿肩点与进气道唇口重合。流谱如图 3 所示,侧壁前缘斜激波诱发顶板边界层分离(S_1 、 R_1),该激波进一步和支板诱发斜激波相交汇合形成一较高强度的斜激波(如图 4),与侧壁边界层作用,产生呈“ ∇ ”形的由 S_3 与 R_3 围成的大尺度分离流区域,使进气道的有效通道面积变小、溢流增加,如图 3(a) 所示;同时顶板边界层也

产生了流动分离,由图 3(b) 可以观察到分离线 S_5 。顶板边界层分离流(S_1 、 R_1)在对称面形成二次分离结构(S_2 、 R_2),其在向下游流动过程中进一步向上抬起偏离顶板,沿支板两侧流动产生分离线 S_9 和再附线 R_9 ,见图 3(c)。总之,支板的加入使得进气道流动异常复杂,具体可参阅文献[8]。

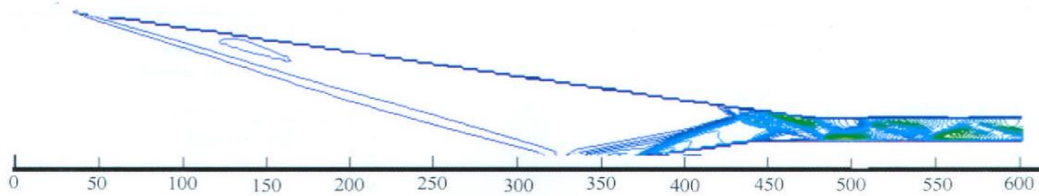


图 4 带后掠支板进气道距顶板 35mm 截面等压线分布计算结果

Fig. 4 Numerical contours of pressure on the plane 35mm from the baseplate of inlet with back swept strut

支板斜激波与侧壁斜激波汇合诱发了侧壁边界层的大尺度分离,给进气道性能带来了不利的影响,为了进一步分析这一现象,本文考察了设计斜激波不汇合的工况下进气道流场结构,支板后移了 70mm。图 5 为其油流流谱,图 6 对比了支板后移与基准位置工况进气道压力分布。

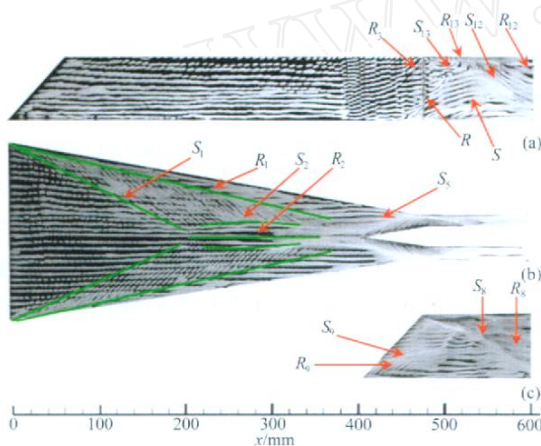


图 5 支板后移 70mm 油流流谱图(a)侧壁 (b)顶板 (c)支板

Fig. 5 Oil flow visualization of inlet with back swept strut getting back 70mm (a) side (b) baseplate (c) strut

图 5 显示尽管支板向下游移了 70mm,但许多流场特征保持不变,也出现了大量边界层分离现象,仍可见 S_1 、 R_1 、 S_2 、 R_2 、 S_5 、 S_9 。由于支板后移 70mm,使得侧壁斜激波和支板诱发斜激波分别作用在侧壁不同位置:侧壁前缘诱发斜激波作用在侧壁上,可观测到再附线 R_3 ,位置和基准支板工况接近;支板诱发斜激波作用在侧壁拐角位置,图中可见再附线 R_7 。由 R_3 、 R_7 观察两个位置的激波都是接近 45° 后掠, x 方向上相互之间距离接近 70mm。由于两斜激波没有汇

合,激波强度及逆压梯度大幅度减弱,图 6(a)、(b) 清晰显示,支板后移 70mm,唇口附近受侧壁前缘诱发斜激波影响区域,压力并没有出现较大峰值,平均压比在 7 倍左右,导致所产生的分离区较小,分离线和再附线接近重合,这与无支板工况接近^[8]。

支板诱发斜激波使得下游 70mm 处压力达到峰值,由于唇口斜激波和支板斜激波的双重作用,产生较大的逆压梯度,侧壁 $x = 500$ mm 附近位置产生分离区,图 5(a) 中显示为 S_{13} 与 R_{13} ,这一分离区的存在使得压力上传,抵消了侧壁肩点拐角膨胀波的降压作用,见图 6(a) 压力曲线。由于支板 45° 后掠,使隔离段内波后气流产生一个往唇口方向的分量,气流冲击在唇口罩板上,诱发出第二道斜激波,该斜激波在侧壁和支板上产生分离,图 S_{12} 、 R_{12} 、 S_8 与 R_8 反映了该分离流的位置和发展趋势。可见,由于支板位置的变化使得隔离段内的流动状态发生了改变。

油流流谱图 5(b) 显示隔离段内激波反射次数较之基准工况减少,图 6 压力分布显示反映了这一现象,这导致出口压比降低,由基准支板工况的 20 倍下降到 15 倍左右。

总体而言,支板后移 70mm 工况下,由支板诱发的斜激波与侧壁斜激波分别作用在侧壁上,由此带来侧壁分离区的面积显著减小,这将有助于提高进气道流量捕获,减少相应总压损失。合理的支板设计必须要注意控制所形成的激波强度。

3.2 前掠支板侧压进气道流场特征分析

侧压式进气道中通常通过引入后掠支板增强压缩,其优势是后掠支板有利于溢流,从而具有较好的

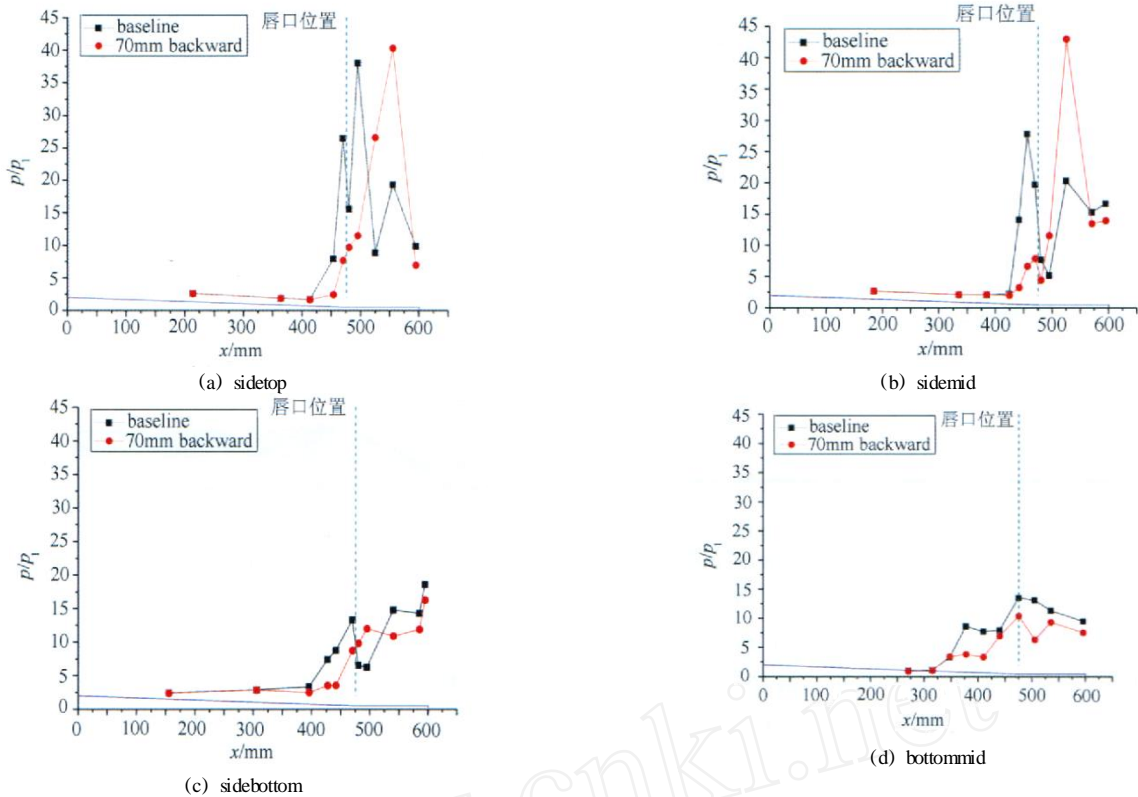


图6 基准支板位置与支板后移70mm进气道压力分布对比

Fig. 6 Comparison of pressure ratio distribution of inlet with strut located at benchmark station and 70mm backward

起动性能,但同时损失了流量捕获率。引入相同收缩比的前掠支板,在提高流量捕获率的同时,使气流产生一个偏向顶板的速度分量,将减弱唇口激波强度。本研究考察了前掠45°支板的影响,即将支板在基准位置翻转180°安装。

图7显示了支板前掠进气道表面油流流谱,图8对比了支板前后掠进气道压力分布。比较图3和图7可见,在支板上游流动状态没有变化。支板激波与

侧壁前缘斜激波交汇,在侧壁上引发了一分离区,如图7中 S_3 与 R_3 所示,然而与图3后掠支板工况不同,此分离区接近“”形。由图8可见,唇口斜激波受支板前掠影响强度大大减弱,此处逆压梯度已大大降低,而顶板处由于支板前掠,气流冲击顶板并产生进一步的压缩,Sidebottom和Bottommid曲线清晰地显示此处静压大幅增长,逆压梯度分布的变化改变了侧壁分离区形状。而由于顶板附近逆压梯度的提高,顶板分离线 S_5 的角度较之后掠支板工况也大了许多,与后掠支板工况图7相比,在顶板和侧壁都产生了明显的旋涡 V_4 。

图8侧壁压力分布对比反映,与支板后掠工况相比压力上升点位置向上游移动,图7更清晰地显示侧壁分离区的面积增加约50%,特别在接近壁面涡 V_4 位置,分离区 x 方向距离接近60mm,说明前掠支板在抑制溢流的同时,导致了侧壁上一部分气流不能顺利溢出而形成较大分离涡。与后掠支板工况相同,沿支板也形成 S_9 、 R_9 特征线,但分离线 S_9 与 x 方向角度减小,证实支板前掠对顶板分离流上抬有一定的抑制作用。

壁面受隔离段反射斜激波影响,支板产生了一分

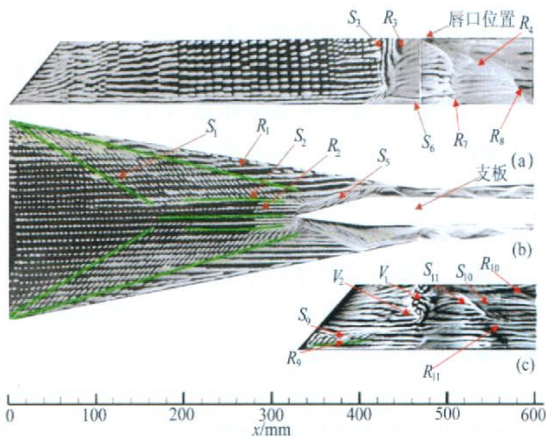


图7 支板前掠工况油流流谱图

Fig. 7 Oil flow visualization of inlet with forward swept strut ((a) side (b) baseplate (c) strut)

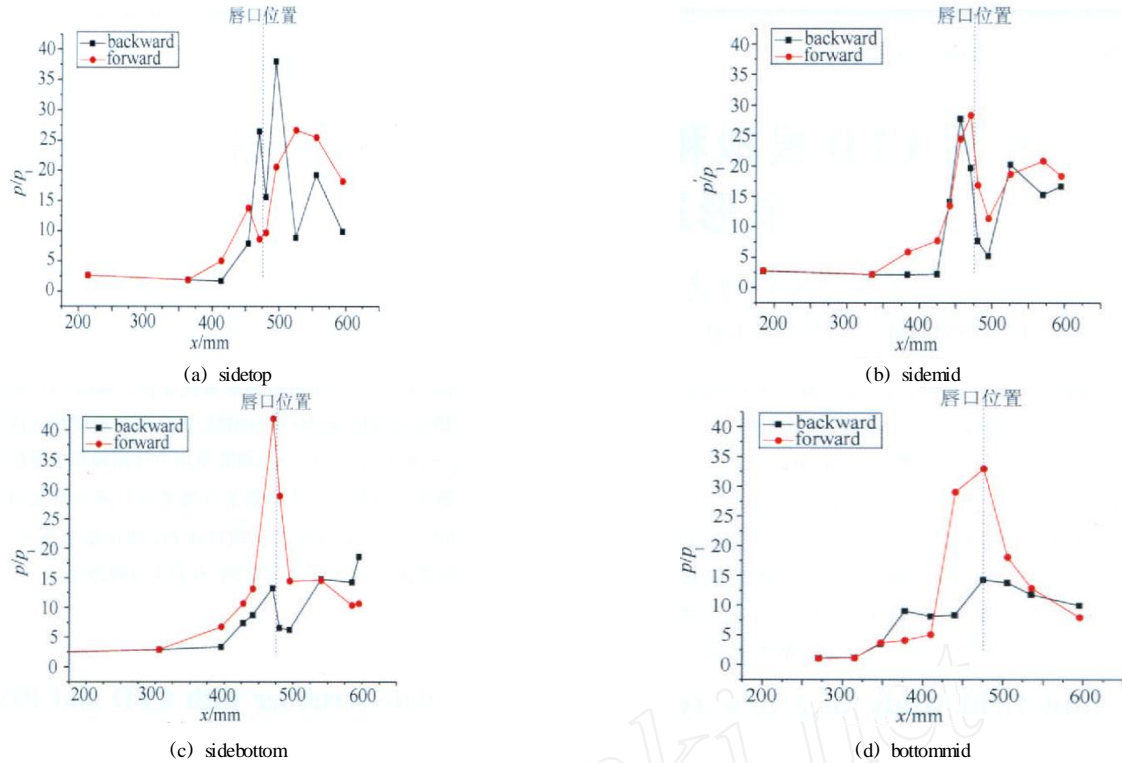


图 8 支板前后掠压力分布对比

Fig.8 Comparison of pressure ratio distribution of inlet with back and forward swept strut

离区 (S_{10} , R_{10}), 位置与图 3 后掠支板工况中的分离区位置相对应, 但结构完全不同。侧壁拐角下游接近唇口位置, 形成分离涡 V_5 , 因支板前掠导致激波具有较高的强度, 在侧壁拐点处压力梯度较大, 引发了边界层分离, 直径约为 20mm, 在下游沿侧壁流动, 图中可见分离线 S_4 。

总体来说, 由于支板前掠使气流往顶板偏转, 顶板附近出现较大的压力梯度, 产生了强烈流动分离现象。支板前掠不仅没有能够起到抑制分离的作用, 相反波系作用增强, 壁面附近分离更加强烈。

4 结论

通过油流流谱显示、压力测量和数值模拟手段, 研究了带中心支板侧压式进气道的流场特性, 考察后掠支板位置及前掠对流场结构的影响, 获得了如下结论: (1) 支板诱发斜激波和侧壁斜激波的汇合, 会在顶板和支板上都导致较大的分离区, 对进气道的流量捕获与总压恢复不利。支板后移 70mm 避免了支板和侧壁诱导斜激波的汇合, 分离现象相对较弱, 有利于进气道性能的提高, 这也是我们在以后的支板设计中必须予以重视的一点; (2) 前掠支板导致气流往顶板偏转, 在顶板附近产生较大的压力梯度。并且由于前掠限制了边界层溢流, 因而分离区反而增大, 通道有效面积减小。

参考文献:

- [1] SCOOT D Holland, KELLY J Murphy. An experimental, parametric study of geometric, Reynolds number, and ratio of specific heats effects in three dimensional sidewall compression scramjet inlet at Mach 6 [R]. AIAA-93-0740.
- [2] ANDERSON G Y. An examination of injector/compressor design effects on scramjet performance [A] // 22nd International Symposium on Air Breathing Engines [C]. Sheffield, England, March 25-29, 1974.
- [3] CARK A Trexler, SUE W Souders. Design and performance at a local Mach number of 6 of an inlet for an integrated scramjet concept [R]. NASA TN D-7944.
- [4] CARK A Trexler. Test of two sidewall-compression scramjet inlet at Mach 18.1-21.6 in Helium [R]. NASA TM-1018.
- [5] SCHMISSEUR J D, DATTA V Gaitonde. Numerical investigation of new topologies in strong crossing shock-wave/turbulent boundary layer interactions [R]. AIAA 2000-0931, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 10-13, Jan., 2000, Reno, NV.
- [6] GAITONDE, SHANG J S. On 3-D shock-wave/turbulent boundary layer interactions at Mach 4 [R]. AIAA 96-0043, 34th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 15-18, Jan., 1996, Reno, NV.
- [7] LU F K, SETILES G S. Mach number effects on conical surface features of swept shock-wave/turbulent boundary layer interactions [J]. AIAA Journal 1990, 28(1): 91-97.
- [8] 向安宇, 岳连捷, 肖雅斌. 侧压式超燃进气道流场特性研究 [J]. 力学与实践, 2007, 29(3): 7-10.
- [9] 王世芬, 王宇, 刘鹏. 高超声速后掠激波与边界层干扰流场特性 [J]. 航空学报, 1993, 14(9): 449-454.