

## 侧压式超燃进气道流场特性研究

向安宇 岳连接<sup>1)</sup> 肖雅彬 王世芬 陈立红 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技术, 结合数值模拟方法研究了超燃冲压发动机侧压式进气道无支板和有支板两种典型工况的基本流动特性。结果表明: 由侧壁诱发的后掠激波与底板边界层相互作用, 形成一对逆向旋转的漩涡, 该漩涡在下游不断发展并偏离底板, 在出口截面形成一个低马赫数低总压区; 支板的引入增加了压缩率, 但同时导致底板与侧壁边界层严重分离, 使进气道性能偏离设计工况。

**关键词** 超燃冲压发动机, 侧压式进气道, 流场显示

### INVESTIGATION ON SIDEWALL COMPRESSION SCRAMJET INLET

XIANG Anyu YUE Lianjie<sup>1)</sup> XIAO Yabin WANG Shifen CHEN Lihong ZHANG Xinyu

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100080, China)

**Abstract** The flow field in a sidewall compression scramjet inlet is studied using the surface oil dot visualization, pressure measurements and numerical simulations. Two types of sidewall scramjet inlets with or without a strut are investigated. It is shown that a pair of converse vortices emanate from the fin-plate junction and then depart from the baseplate, which results in a region with low Mach number and low total pressure at the inlet exit. Furthermore, it is shown that the boundary layer separation on the sidewall and baseplate resulting from a strut degrades the performance of the inlet.

**Key words** scramjet, sidewall compression inlet, flow visualization

超燃冲压发动机侧压式进气道采用侧面作为主要压缩面, 可以在较厚前体边界层来流下正常工作, 并具有工作范围广、起动马赫数低、结构比较简单等优点, 因而在超燃冲压发动机研究中一直受到重视。20 世纪 70 年代初开始, 以 Trexler<sup>[1]</sup> 及之后的 Holland<sup>[2]</sup> 为代表, 对不同工况下侧压式进气道性能进行了大量的实验及数值研究, 这些研究主要关注了进气道模型总体气动性能及其影响参数<sup>[3,4]</sup>。但对进气道内部的流动结构以及激波边界层之间相互作用没有过多重视。Gaitonde 等<sup>[5,6]</sup> 的研究表明, 高超声速环境下, 激波与边界层相互作用会导致流场结构发生较大变化, 因而在进气道研究中关注激波边界层干扰特性, 对深入了解流场结构具有重要的意义。

### 1 实验模型及设备

实验模型的结构如图 1 所示, 模型长度 600 mm,

进口面积 200 mm×70 mm。该形式的进气道出口截面接近矩形, 便于下游采用方形燃烧室; 同时, 进气道侧壁压缩角度偏大, 激波边界层相互作用较为明显, 有利于利用实验方法显示进气道内部流场结构, 对研究进气道流场机理比较有利。模型采用 9° 压缩角, 侧壁前缘 45° 后掠, 侧壁面与底面垂直并且唇口前缘位于侧壁肩部, 唇口位置距离入口 475 mm。在无支板情况下整体收缩比 4, 加入中心支板后进气道收缩比为 7。支板压缩角 9°, 厚度为 21.5 mm, 45° 后掠。模型侧面平行分布 5 排测压孔, 相互之间距离为 15 mm, 隔离段轴向中线布置一排测压孔, 用来观察底板压力分布。

实验在中国科学院力学研究所的 JF-8A 激波风洞进行。该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 25 ms。实验来流马赫数  $Ma_\infty = 5.46$ , 总压 5.8 MPa, 总温 616 K。单位长度雷诺数  $Re_\infty = 4.67 \times 10^7/m$ 。

2006-04-19 收到第 1 稿, 2006-06-19 收到修改稿。

1) E-mail: yuelj@imech.ac.cn

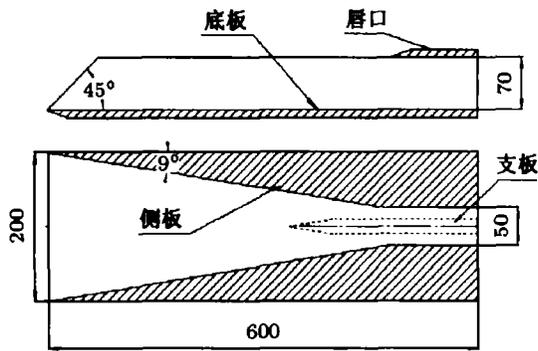
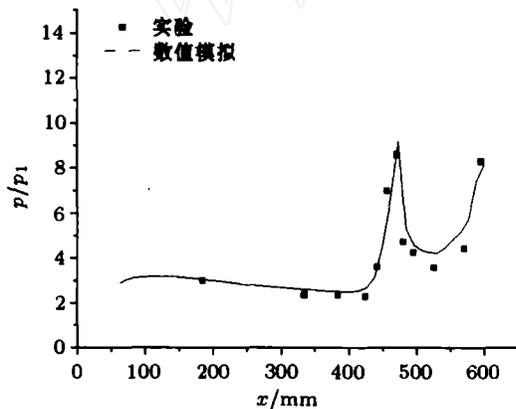


图1 实验模型结构

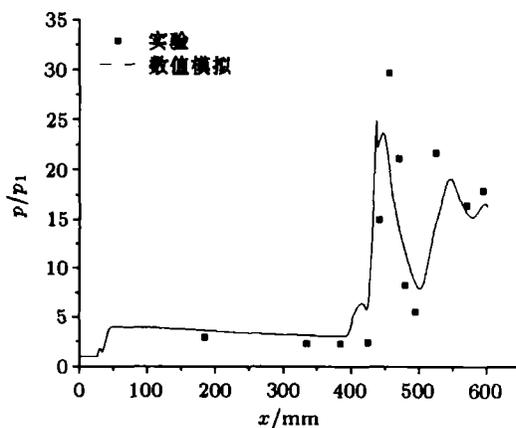
## 2 流场显示技术和数值模拟方法

根据风洞实验时间较短并且实验时间内实验段为负压的特点,采用油滴法形成流谱<sup>[7]</sup>:选用饱和蒸汽压低、黏度比较小的硅油作为载体,加入油酸作为分散剂使示踪粒子与载体均匀混合;并根据当地剪切力的大小选用不同的油滴大小和分布,以获得清晰的油流谱,一般油滴直径2~5mm,间距5mm左右。

数值模拟采用FLUENT商业计算软件包,湍流计算采用RNG  $K-\epsilon$ 模型。图2给出无支板与有支



(a) 无支板工况



(b) 带支板工况

图2 侧板半高线压力分布

板工况侧壁半高线位置的典型曲线。从比较中可以看出,数值模拟与测量结果吻合比较好,可以用来辅助流场分析。

## 3 结果分析

文中使用侧壁3条压力分布线辅助分析流动特性,分别表示为sidetop(距离底板65mm),sidemid(侧壁中心线),sidebottom(距离底板5mm),使用bottom(距离中心对称轴18mm)表示底板上侧压点。静压 $p$ 用来流静压 $p_1$ 进行无因次化。

### 3.1 无支板工况下流场分析

无支板工况下进气道流场特性主要表现为侧壁诱发斜激波与底板的相互作用。图3(b)是底板表面油流流谱图。图中 $S1, S2$ 为流动分离线(油流方向汇集), $R1, R2$ 为再附线(油滴方向偏离)。 $S1$ 由侧壁前缘出发,与 $x$ 方向夹角约为 $26^\circ$ ,在 $x=210\text{mm}$ 的位置接近底板对称轴;在 $S1$ 上游,油滴仅 $x$ 方向略微平移,表明该区域壁面剪切力较小,为边界层发展的过程;下游油滴方向发生明显偏转,在 $S1$ 与一次再附线 $R1$ 之间形成一个三角形流动区域,该区域流动方向偏向对称轴,在垂直于 $x$ 方向具有较大速度分量,因而在对称轴附近,源于两个对称分离区的气流必然形成冲击,造成二次分离,在下游 $x$ 约 $260\text{mm}$ 位置出现二次分离线 $S2$ ,并在对称轴上显示再附线 $R2$ 。该二次分离导致一部分气流偏离底板(如图4数值模拟结果所示),在下游不断发展并往唇口方向偏转,最终在出口中心附近形成一个低马赫数低总压区。图5显示了出口中心线上的马赫数分布,可以看出在高度 $y=35\text{mm}$ 附近,存在一个低马赫区,从而证实了进气道内部这一特殊流动现象。

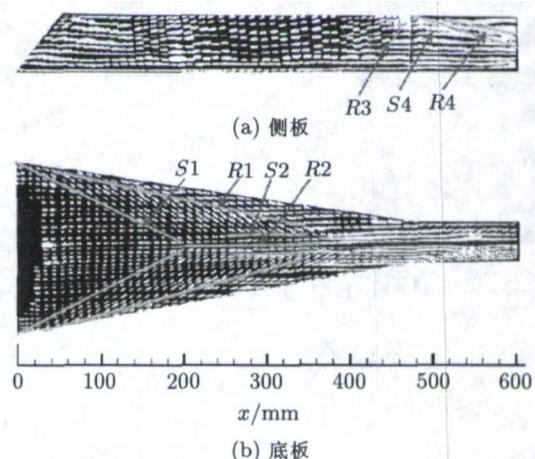


图3 无支板工况油流流谱图

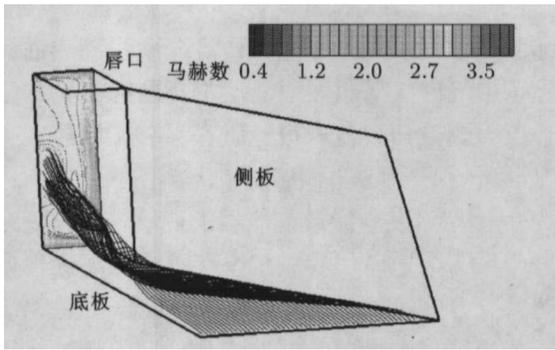


图 4 底板附近流动分离数值模拟

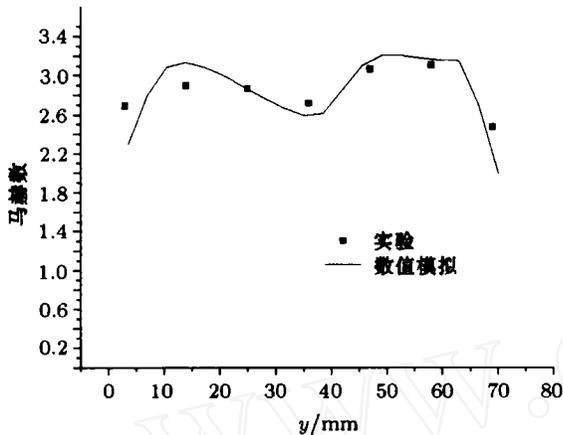


图 5 出口对称面马赫数分布

图 6 为无支板工况下压力分布，其中侧壁 3 条曲线起始点平均压比为 3 左右，与侧壁前缘诱发斜激波的波后压比对应；曲线分别在唇口和出口位置出现峰值，反映了侧板前缘诱发斜激波在进气道中经过两次反射。最终出口静压约为来流静压的 8 倍左右。

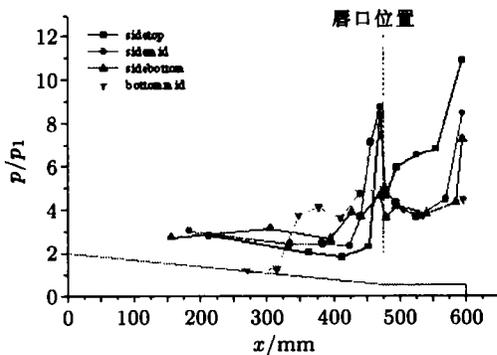


图 6 无支板工况模型压力分布

比较图 6 侧壁 3 组压比曲线，还可以看出隔离段中靠近唇口位置的曲线压比偏高，从图 3(a) 侧壁油流图谱可以看出，唇口诱发的斜激波恰好经过此处，且流动产生了分离，油流图谱显示为分离线 S4 和再附线 R4。

与侧壁压力曲线相比，底板上测压曲线有较大差别，反映了进气道三维流动结构：首先底板上压力起始点的压比少于 1.5(理论上分析压比应该接近 3)，实际测得的数值偏小说明该位置边界层的流动发生了变化。该点处于图 3(b) 的 S1 与 R1 分离流区内，另外在  $x = 300\text{ mm}$  附近，底板压力曲线有较大跃升，该位置理论上没有激波作用，压力上升说明是受气流再附影响，从而进一步说明上游流动发生了分离。

### 3.2 支板对流场结构的影响

由于无支板工况下出口压比较低，本文通过引入厚度为 21.5 mm 的支板增强压缩，将整个进气道的收缩比由 4 提高到 7。

图 7 显示了带支板工况下侧壁与底板油流流谱，与图 3 比较，在支板上游，S1, S2, R1, R2 位置没有变化，流场仍具有相同的结构；但在支板下游，受支板诱发的斜激波影响，底板与侧壁上都产生了分离区：图 7(b) 显示了底板上油流图，可以看出，分离线 S5 在支板前缘附近出现弯曲，随着向下游推移呈直线型，与水平方向的夹角约为  $25^\circ$ ，在  $x = 400\text{ mm}$  的位置，分离产生的气流冲击在侧壁上，冲击后发生偏转，并沿侧壁往下游流动，产生分离线 S6，在侧壁上显示出该分离区高度约为 10 mm；图 7(a) 侧壁油流流谱还显示出，由于支板诱发斜激波打在侧壁上产生的压力梯度影响，加上唇口的反压作用，侧壁上出现较大的分离区，由分离线 S3 与再附线 R3 围成的区域呈倒三角形，在越靠近唇口位置，分离区越大。图 8 通过数值模拟的三维流线反映了这一流动结构。

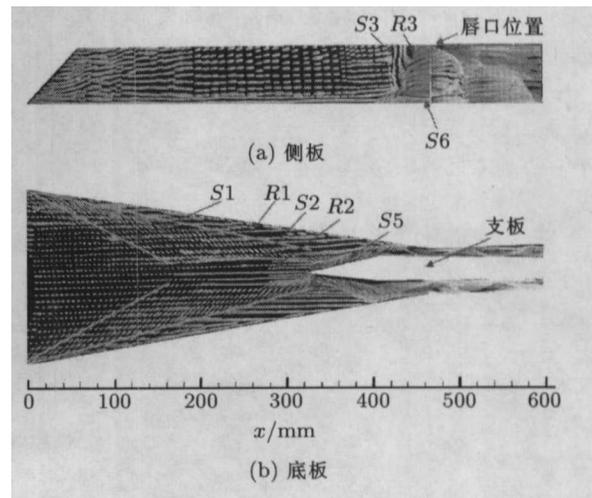


图 7 带支板工况下侧壁与底板油流流谱

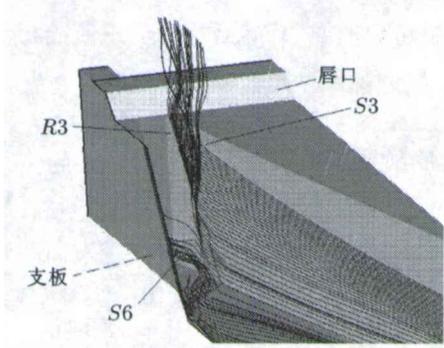


图8 隔板影响数值模拟

图9为带隔板工况下压力分布曲线,与图6无隔板工况相比,引入隔板后,压力峰值同样出现在喉道附近,但是压比从无隔板时8倍升高到20倍左右;隔离段激波与膨胀波系经过两次反射,压比曲线表现为上下振荡;最终出口压力平均约为21倍来流静压。

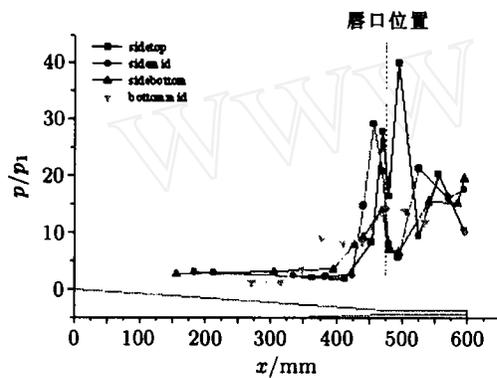


图9 带隔板进气道模型压力分布

可见,加入隔板后,进气道压缩率上升,流场的波系结构变得更复杂,并引起底板和侧壁边界层分离,这必然造成出口总压额外损失。实验表明加入隔板后,总压恢复系数从55%急剧降为30%。对如何抑制边界层分离带来的不利影响,需要进一步深入研究。

#### 4 结论

为了研究进气道的流场特性,特别是观察进气道

内部激波边界层相互作用,作者探索了利用油流实验显示进气道内部激波边界层干扰区的实验方法,结合压力测量和数值模拟,研究了有隔板与无隔板工况下流场波系结构,得出如下结论:

(1) 侧壁诱发斜激波在底板上造成较大分离区,分离产生两个逆流的漩涡,在下游往偏离底板方向流动,在出口截面形成一个低马赫数低总压区;

(2) 在引入隔板情况下,隔板诱发斜激波比较强烈,分别引起底板边界层和侧壁边界层回流,由于这两个回流区都集中在喉道附近,因而对进气道性能会造成不利的影响;

(3) 隔板的引入增加了压缩率,但同时造成进气道总压恢复系数等性能的降低,对如何改进带隔板侧压式进气道性能,还需要更进一步的研究。

#### 参考文献

- 1 Trexler CA. Performance of an inlet for an integrated scramjet concept. *J Aircraft*, 1974, 11(9):589~591
- 2 Holland SD, Perkins JN. Internal Shock Interactions in Propulsion/airframe Integrated Three-dimensional Sidewall Compression Scramjet Inlets. AIAA 92-3099, 1992
- 3 Ye Fangrong, Ziaul Huque. Effect of Sidewall Leading Edge Sweep Direction on Performance of A Hypersonic 3-D Inlet. AIAA-2000-3600
- 4 金志光,张堃元.高超声速侧压式进气道高焓脉冲风洞实验.推进技术, 2005, 26(4): 319~323 (Jin Zhiguang, Zhang Kunyuan. Test of a generic sidewall compression scramjet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(4): 319~323 (in Chinese))
- 5 Gaitonde DV. Sidewall interaction in an asymmetric simulated scramjet inlet configuration. *Journal of Propulsion and Power*, 2001,(17): 579~584
- 6 Schmisser JD, Gaitonde DV. Numerical Investigation of New Topologies in Strong Crossing Shock-wave/Turbulent Boundary Layer Interactions. AIAA 2000-0931
- 7 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.航空学报, 1993, 14(9): A449~A454 (Wang Shifen, Wang Yu, Liu Peng. Surface feature in hypersonic swept shock and boundary layer interaction. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1993, 14(9): A449~A454 (in Chinese))