

文章编号: 1000-8055(2012)01-0000-07

# 三面压缩高超进气道附面层抽吸研究

岳连捷, 叶青, 徐显坤, 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 100190)

**摘 要:** 针对超燃冲压发动机中, 三面压缩进气道激波/附面层干扰诱发的隔离段流向涡现象, 探索了不同的附面层抽吸方式对隔离段流向涡的影响. 结合附面层油流图谱及数值模拟考察了相应附面层流态, 并分析了不同抽吸工况下的抽吸流量及其对出口截面总压恢复与流向涡的影响. 发现隔离段流向涡气流主要源于侧壁附面层分离, 相比于再附区抽吸, 分离区抽吸大幅度抑制了侧壁附面层的分离流动, 从源头上控制了隔离段流向涡的形成, 大幅削弱了流向涡尺度, 提高了进气道总压恢复. 同时, 抽吸面积越大, 流动品质的改善作用就越明显, 但是也伴随着流量损失.

**关键词:** 超燃冲压发动机; 三面压缩进气道; 附面层抽吸; 表面油滴显示; 流动形态; 流向涡

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

## Boundary layer bleeding of three-dimensional compression hypersonic inlet

YUE Lian-jie, YE Qing, XU Xian-kun,  
CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,  
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** Various methods of boundary layer bleeding were investigated to control the streamwise vortices generated by shock/boundary layer interaction in the isolator of three-dimensional compression hypersonic scramjet inlet. The boundary layer flow patterns were visualized by oil dot technique and numerical simulation. And the effect of different bleedings on inlet performance was then analyzed. It was revealed that the streamwise vortices were mainly attributed to the boundary layer separation on the sidewall, and the bleeding on the sidewall separation is effective. Compared to the bleeding around the attachment line, the bleeding on the separation zone remarkably reduced the boundary layer separation and effectively diminished the development of the vortex structure, which ultimately contributed to higher total pressure recovery at the inlet exit. Moreover, the flow uniformity was improved as the bleeding area increasing, while at the cost of more mass loss.

**Key words:** scramjet; three-dimensional compression inlet; boundary layer bleeding; oil dot flow visualization; flow pattern; streamwise vortex

收稿日期: 2011-03-08; 修订日期: 2011-06-03

基金项目: 国家自然科学基金(90716014)

作者简介: 岳连捷(1972-), 男, 天津人, 副研究员, 博士, 主要从事高超声速进气系统研究.

叶青(1986-), 男, 湖北武汉人, 硕士, 主要从事高超声速进气道研究.

三面压缩进气道综合了侧压进气道和二元进气道的特点,其压缩长度较二元进气道和纯侧压进气道短,而捕获率较侧压式进气道高,且具有后掠侧板的三面压缩进气道能够自动改变溢流,使得进气道能在较宽工况范围内工作,同时也有利于飞行器机身的一体化设计.基于这些优势,三面压缩进气道得到了广泛的关注与应用<sup>[1-6]</sup>.

但三面压缩式进气道流场内部激波、膨胀波以及附面层之间的相互作用非常复杂,导致多处附面层分离区,尤其是喉道下游隔离段内出现流向涡对现象<sup>[7]</sup>.附面层对于高超声速进气道流场结构以及总体性能参数有着重要的影响.进气道内激波与附面层作用产生的分离区是导致进气道总体性能下降、流场复杂度增加的重要原因<sup>[8-9]</sup>.

对于隔离段内流向涡对现象有两种思路:一是控制并消除分离涡;二是有效利用该流向涡.本文首先本着控制该进气道附面层流动的角度,为了提升三面压缩进气道的性能及工程实用性,对三面压缩进气道内部一些不利的流动现象进行控制.借鉴常规进气道中的附面层形态研究方法<sup>[10-11]</sup>,在高超声速进气道的内通道布置抽吸孔,将一部分附面层流量抽走,减弱激波和附面层的作用,以达到改善流场结构的目的.同时附面层是低速低总压恢复区,这部分气流的抽出也有利于提高进气道的平均总压恢复.

然而,对于三面压缩进气道内独特的流动现象,如何设置附面层抽吸还有待于深入探索.本文采用表面油滴显示技术与数值模拟相结合,探索三面压缩进气道附面层抽吸区的设计对激波/附面层干扰现象的影响.

## 1 进气道模型

图 1 为模型实物图及几何尺寸图.该进气道是针对来流马赫数为 5.05 设计.基准模型总长为 781.2 mm,侧壁压缩角为  $6.4^\circ$ ,侧壁前缘后掠角为  $30^\circ$ ,唇口前沿距入口为 500 mm,隔离段长为 230.9 mm.模型入口面积为  $116 \text{ mm} \times 145 \text{ mm}$ ,宽高比为 0.8,出口为  $70 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ ,宽高比为 1.4.总收缩比为 4.80,内收缩比为 1.43.

## 2 研究方法

实验在中国科学院力学所的激波/管风洞中进行.风洞以激波风洞方式运行,稳定运行时间约 20 ms.本研究主要利用表面油滴显示技术观测激波/附面层干扰的流态变化.

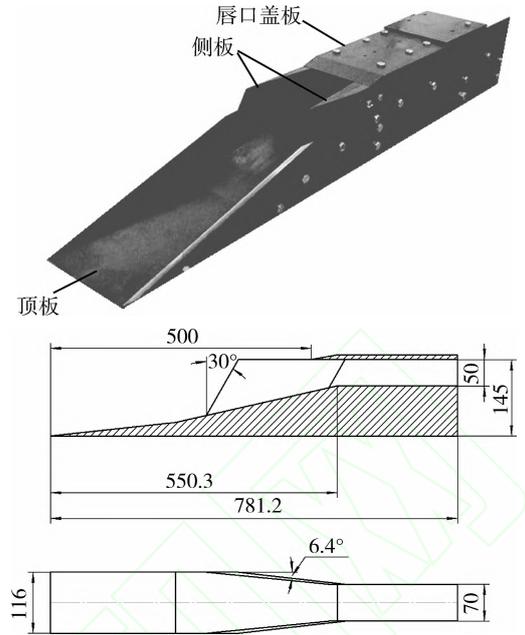


图 1 进气道模型实物图及几何图(单位:mm)

Fig. 1 Photo and schematic of the inlet model (unit: mm)

数值模拟采用 Fluent 6.0 软件,湍流模型采用 SST (shear-stress transport)  $k-\omega$  两方程模型.对流项采用 AUSM 格式离散,黏性项采用二阶精度格式离散.计算中采用压力远场、压力出口以及无滑移绝热固壁边界条件模拟飞行条件,设置来流马赫数为 5.05,静压为 6.6 kPa,静温为 298 K.由于几何条件和流动状态的对称性,因此只需要选取进气道的一半进行三维流场计算.

## 3 三面压缩进气道隔离段附面层流态及抽吸区设计

本文首先研究了基准进气道模型(无抽吸)的油流图谱.图 2 显示了实验结果与计算结果:油流图谱与计算的极限流线非常接近.这说明激波捕捉的位置是准确的.数值模拟还显示唇口激波不但导致了侧壁附面层的分离,同时在顶板肩点后方也形成一个较大的回流区,但实验图谱未显示此回流区.通过对顶板肩点下游几个测点的压力测量结果分析,如图 3 深色线所示,此位置的压力在风洞稳定工作时间(50~60 ms)内仍未达到定常状态,从而导致油流图谱中没有反映出回流区的形态.除此之外计算结果基本反映了实验流动,结果合理.

观察进气道模型油流图谱,与本课题组以前研究的  $Ma=5.45$  三面压缩进气道的油流图谱非常相似<sup>[7]</sup>,存在着大量激波/附面层干扰所诱发

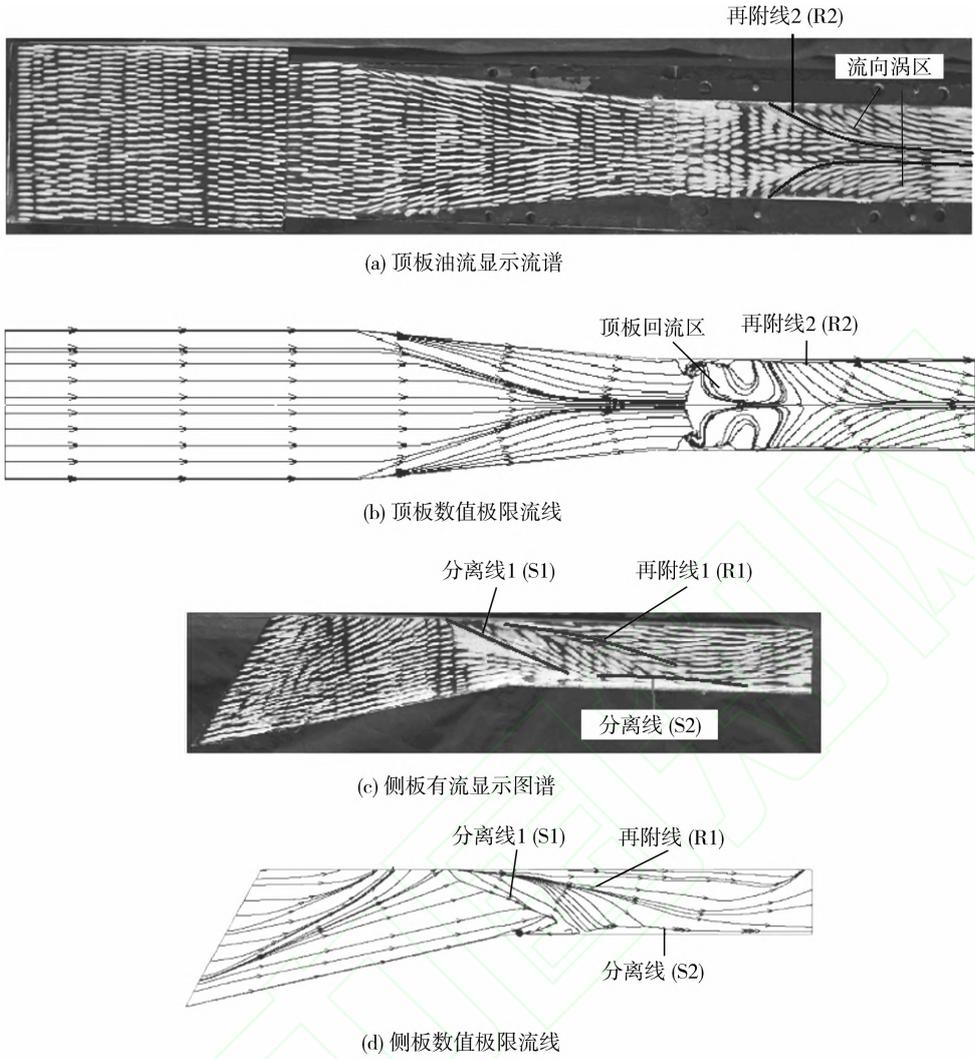


图 2 无抽吸时顶板和侧板油流图谱及数值极限流线

Fig. 2 Oil flow patterns and numerical streamlines on the ramp and sidewall without bleeding

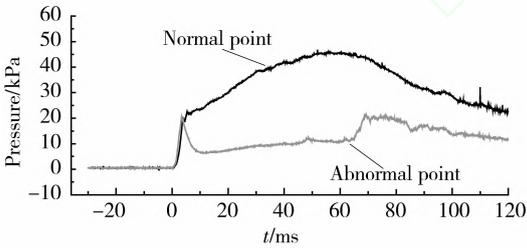


图 3 正常测点与回流区测点的静压随时间变化曲线图

Fig. 3 Static pressure of the normal point and the abnormal point in the recirculation zone

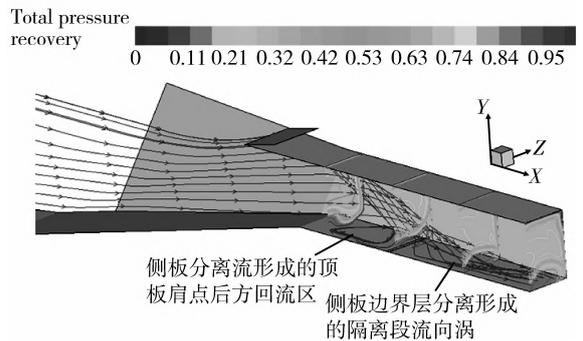


图 4 附面层分离流流线与隔离段截面总压恢复图  
Fig. 4 Streamlines of the boundary layer separation and the contour of total pressure recovery in the isolator

的分离区, 本文不再详述. 特别关注的一点是隔离段顶板油流图谱同样显示了流向涡对的存在. 结合数值模拟流线图 4 分析, 唇口激波导致侧壁附面层发生了分离(S1, R1), 分离区沿激波发展, 到

达顶板后与顶板附面层结合, 并转变成流向涡量, 在隔离段内形成对涡现象. 而分离区(S2, R2)为隔离段角涡, Korkegi 给出的三维激波附面层干扰的分离临界压比为 1.5<sup>[12]</sup>, 而进气道设计唇口

激波压比远大于此值,侧壁附面层分离是不可避免的,因而隔离段的流向涡是三面压缩进气道的一个重要流动特征.图 4 还显示了隔离段的流向涡对不仅会导致总压恢复损失下降,同时对出口流场的均匀性有很大影响.而出口截面的总压恢复及流量对随后的燃烧过程产生重大影响,本文利用附面层抽吸探索抑制此分离的方法.

依据流态分析,分别设计了进气道侧壁附面层三种不同的抽吸方式,如图 5(a)所示.侧壁附面层抽吸设置在分离区处(由于模块加工原因,唇口附近的上游分离区未布置抽吸),设计了 3 种不同抽吸布局:沿侧壁分离流再附线抽吸(图 5(b), 36 个  $\phi 4$  mm 圆孔,多孔率为 24.7%,抽吸面积为  $452 \text{ mm}^2$ );侧壁附面层分离区抽吸(图 5(c), 36 个  $\phi 4$  mm 圆孔,多孔率为 20.4%,抽吸面积为  $452 \text{ mm}^2$ );图 5(d), 75 个  $\phi 3.3$  mm 圆孔,多孔率为 32.6%,抽吸面积为  $641 \text{ mm}^2$ ),考察附面层抽吸对隔离段流动的影响.

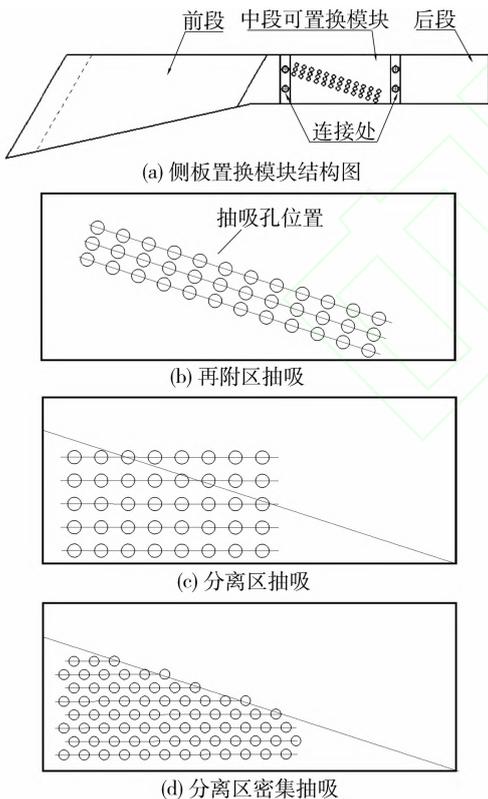


图 5 进气道侧壁附面层抽吸模块设计

Fig. 5 Schematic of the sidewall boundary layer bleeding

## 4 附面层抽吸结果与分析

本文通过表面油滴显示实验,辅助数值模拟,考察不同的附面层抽吸方式对进气道流动的

影响.

由于抽吸孔较多,真实几何模拟较复杂,本文针对如图 5 中(b),(c),(d)所示三种抽吸方式情况分别进行了简化建模,将抽吸板的每一排孔分别简化成细缝,保证抽吸面积相同.由图 6 可以看出分离区(S1,R1)以及角涡区(S2,R2)都对对应得很好.这表明数值模拟的结果是合理的,可用于辅助表面油滴显示实验来分析结果.

图 7(a)给出了侧壁再附区抽吸进气道顶板的油流图谱.发现与无抽吸工况相比,再附线位置的抽吸使得流向涡对的分离线稍远离了对称面,其位置与无抽吸相仿.这是因为在顶板低速低总压的流向涡是由侧壁附面层分离而来,在侧壁分离区再附线附近抽吸对分离的抑制效果比较有限.虽然这种抽吸方式也放出了侧壁分离区内部附面层,但没有对附面层分离现象从源头加以控制.这可说明再附线抽吸的效果比较有限.

既然附面层是从分离线开始分离,若从分离线就开始抽吸附面层,那么侧壁附面层分离就可以大大地得到缓解.图 7(b)即依照这一思路布置了抽吸孔.由油流图谱发现,在侧壁分离区的抽吸附面层使得流向涡分离线进一步远离对称面,顶板附近的流向涡区域大大减小,在侧壁附面层分离区抽吸可以很大程度上抑制由侧壁附面层分离引起的隔离段对涡现象,使得隔离段出口气流中低速低总压区所占比例大大减小,从而能够改善隔离段出口气流均匀性.

为了进一步考察侧壁分离区抽吸的影响,图 5(d)所示的附面层抽吸模块较图 5(c)附面层抽吸模块的抽吸孔尺度小,进而多孔率增加了,布置变得密集.图 7(c)所示的附面层抽吸模块能够抽出更多侧壁附面层,油流图谱发现此工况下流向涡分离线非常接近侧壁面,隔离段顶板的中心区域为均匀流动.这部分区域没有横向流量,说明这部分气流为主流区的高总压高速气流,隔离段出口气流变得均匀,抽吸很大程度上抑制了侧壁附面层分离现象.

图 8 显示了无抽吸(图 8(a))与分离区抽吸(图 8(b))以及分离区密集抽吸(图 8(c))时进气道出口截面的流向涡量,其正涡量区域即代表了前文所述的流向涡对,在该正向涡附近存在一个较小区域的反向涡.通过追踪流线方向,该涡是由顶板附面层卷起形成的.图 8 更直观地反映出分离区抽吸(图 8(b))和分离区密集抽吸(图 8(c))

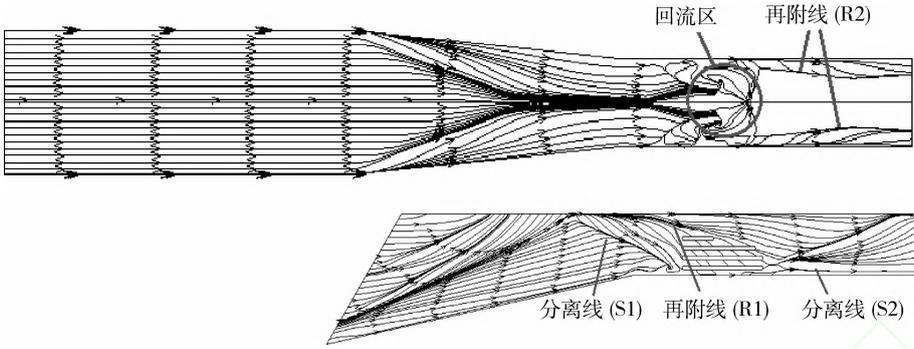


图 6 侧壁分离区密集抽吸的数值极限流线

Fig. 6 Numerical streamline with intensive bleeding on the sidewall

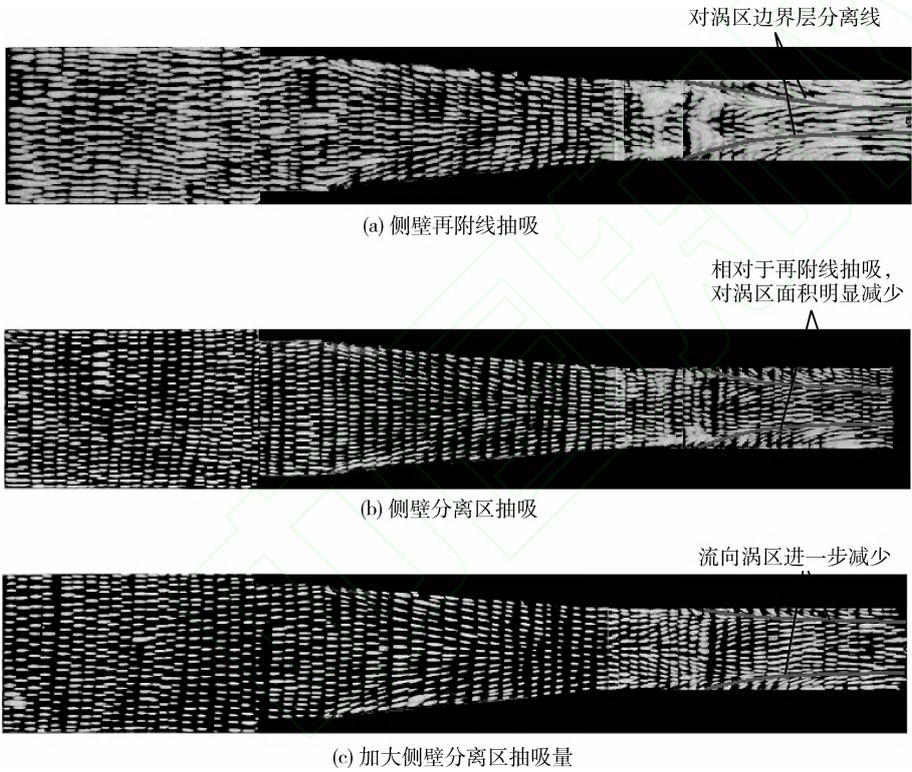


图 7 侧壁附面层不同抽吸方式下的油流图谱

Fig. 7 Oil flow patterns under different sidewall boundary layer bleeding method

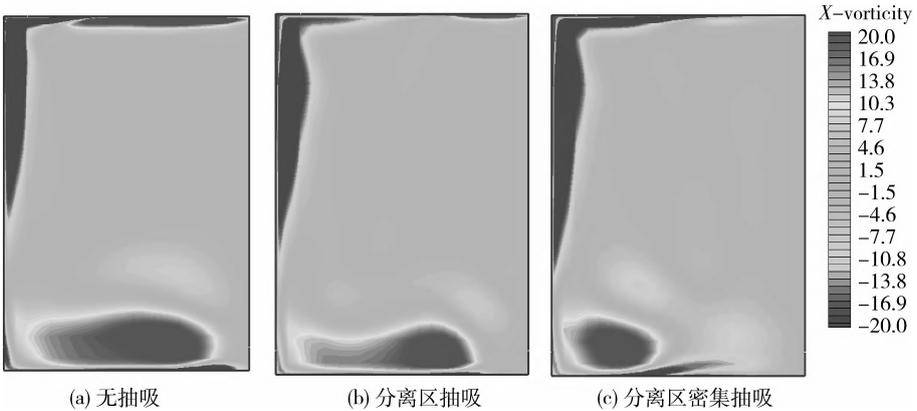


图 8 出口截面涡量云图

Fig. 8 Contour of the streamwise vorticity at the inlet exit

时,抽走了低速低总压气流,抑制了附面层分离现象,出口的正向涡量的尺寸有明显地减小,涡量的核心区的位置也随着抽吸面积的增大而向壁面移动.同时也发现流向涡在宽度方向缩减较强烈,而在高度方向变化不大.

图 9 显示了无抽吸(图 9(a))与分离区抽吸(图 9(b))以及分离区密集抽吸(图 9(c))时进气道出口截面的总压恢复.低总压恢复区与高流向涡量区两者并不完全重合,而是相伴生成的,都起源于侧壁附面层.随着抽吸减小了流向涡量区,低总压恢复区也逐渐减小.

图 10 给出无抽吸(图 10(a))与分离区抽吸(图 10(b))以及分离区密集抽吸(c)时进气道出口截面的马赫数云图.低总压恢复区与低速区两者是对应的.抽吸在提高总压恢复的同时,对出口截面马赫数的均匀性也有改善.

结合数值模拟,对流量捕获率、出口截面平均总压恢复以及抽吸流量等参数进行对比,结果如

表 1 所示.同样的抽吸面积下,由于再附区压力较高,使得再附区抽吸(图 10(a))的抽吸流量较分离区抽吸(图 10(b))流量大,但再附区抽吸并未能有效抑制侧壁附面层分离,而分离区抽吸尽管抽吸流量少,但排出了分离区低速低能量区流体,有效抑制了流向涡,同时出口截面的平均总压恢复提高.若加大分离区抽吸面积(图 10(c))时,可以进一步缩小对涡区,提高出口截面的总压恢复,但同时也意味着伴量的流量损失增大.

由于加工原因,抽吸孔未能在锥形分离区的起始位置布置,此区域侧壁附面层已经形成分离,仅在下游抽吸还是影响了附面层的控制效果.

以上研究说明,隔离段流向涡气流主要来源于侧壁附面层分离区,而侧壁附面层抽吸对流动的控制作用明显.可见,合理的设计分离区的抽吸位置以及抽吸面积,可以把流向涡控制在较小尺寸,同时提高出口流场的总压恢复,从而改善三面压缩进气道的总体性能,并为后来的燃烧过程

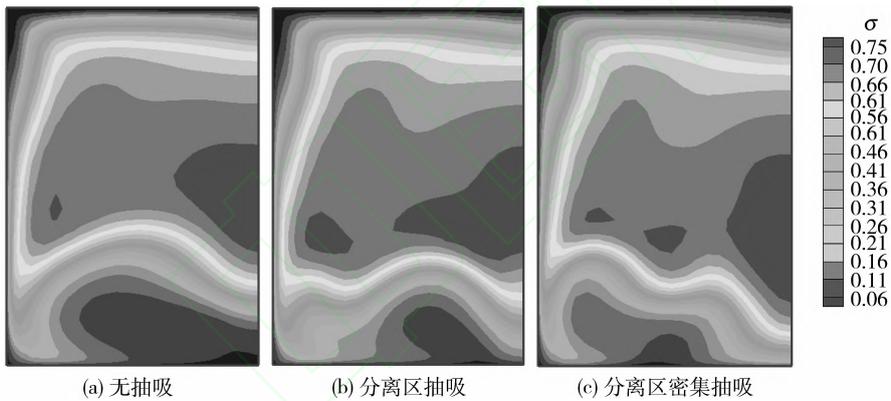


图 9 出口截面平均总压恢复云图

Fig. 9 Contour of the total pressure recovery at the inlet exit

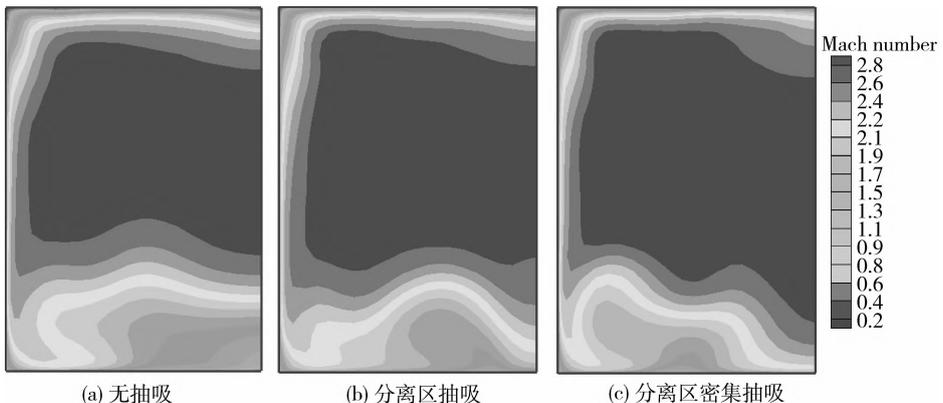


图 10 出口截面马赫数云图

Fig. 10 Contour of the Mach number at the inlet exit

表1 进气道数值性能参数

Table 1 Numerical performance of the inlet

Bleeding model	Static pressure ratio	Mass capture ratio/%	Total pressure recovery/%	Bleeding flow ratio/%
No bleeding	15.2	92.1	55.1	0
Bleeding a	14.1	88.2	56.5	3.9
Bleeding b	14.0	90.6	57.2	1.5
Bleeding c	14.1	90.1	57.8	2.0

提供一个稳定的出口流场。

## 5 结论

本文基于三面压缩进气道流动形态的研究,利用表面油滴显示技术,辅助数值模拟探索了不同的附面层抽吸对进气道隔离段流向涡的抑制作用,得到了如下结论:

1) 无抽吸时,三面压缩进气道隔离段存在着大量激波/附面层干扰所诱发的分离区,进气道设计唇口激波压比远大于分离临界压比,因此侧壁附面层的分离是不可避免的,从而形成了三面压缩进气道所特有的大尺度流向涡现象,需要对其进行控制。

2) 侧壁抽吸的效果与抽吸孔位置有很大关系。在再附线附近抽吸附面层,由于附面层已经分离,改善隔离段流向涡现象的效果较弱;而在侧壁分离区抽吸能够非常好地改善隔离段流动现象。

3) 侧壁附面层分离区抽吸大幅抑制了侧壁附面层的分离流动,从源头上控制了隔离段流向涡的形成,大幅削弱了流向涡的尺度,提高了进气道总压恢复。

4) 隔离段流向涡的控制效果随侧壁分离区抽吸面积的增大而加强,流向涡在宽度方向上进一步减小,而在高度方向上变化不大,但抽吸面积的增大也伴随着流量损失的增大,其对发动机性能的综合效果如何还需要更深入地探索。

## 参考文献:

- [1] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 408-416.
- [2] Holland S D, Perkins J N. Internal shock interactions in propulsion/airframe integrated three-dimensional sidewall compression scramjet inlets[R]. AIAA 92-3099, 1992.
- [3] 金志光. 超燃冲压发动机高超侧压式进气道设计方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.
- JIN Zhiguang. Design methodology investigation of three-dimensional sidewall compression scramjet inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [4] Trexler C A. Performance of an inlet for an integrated scramjet concept [J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(9): 589-591.
- [5] Trexler C A. Inlet performance of the integrated langley scramjet module (mach 2.3 to 7.6) [R]. AIAA 75-1212, 1975.
- [6] 龚鹏. 超燃冲压发动机三面压缩式进气道流场特性研究[D]. 北京:中国科学院力学研究所, 2008.
- GONG Peng. Investigation of three-dimensional compression hypersonic inlet. [D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2008. (in Chinese)
- [7] 肖雅彬, 岳连捷, 龚鹏, 等. 三面压缩式高超声速进气道流动结构研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(2): 64-67.
- XIAO Yabin, YUE Lianjie, GONG Peng, et al. Research on the flow pattern of three-dimensional compression hypersonic inlet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(2): 64-67. (in Chinese)
- [8] 范晓楠, 李桦, 丁猛. 三维超声速隔离段湍流内流场旋涡结构的数值模拟[J]. 国防科技大学报, 2001, 23(6): 5-8.
- FAN Xiaoliang, LI Hua, DING Meng. Numerical simulation of 3D turbulent vortex structures in isolator [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2001, 23(3): 5-8. (in Chinese)
- [9] 向安宇. 超燃冲压发动机侧压式进气道流场特性研究[D]. 北京:中国科学院力学研究所, 2006.
- XIANG Anyu. Investigation on sidewall compression scramjet inlet[D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2006. (in Chinese)
- [10] 王卫星, 袁化成, 黄国平, 等. 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 918-924.
- WANG Weixing, YUAN Huacheng, HUANG Guoping, et al. Impact of suction position on starting of hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 918-924. (in Chinese)
- [11] 王世芬, 王宇, 刘鹏. 高超音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.
- WANG Shifen, WANG Yu, LIU Peng. Surface feature in hypersonic swept-shock and boundary layer Interaction [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(9): 449-454. (in Chinese)
- [12] Korkegi R H. Comparison of shock-induced two- and three-dimensional incipient turbulent separation[J]. AIAA Journal, 1975, 13(4): 534-535.