



CSTAM 2010-0036

## 三面压缩高超进气道附面层抽吸研究

岳连捷，徐显坤，叶青，王世芬，陈立红，张新宇

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

### 第三届中国高超声速科技学术会议

2010年10月26-28日 江苏·无锡

# 三面压缩高超进气道附面层抽吸研究

岳连捷, 徐显坤, 叶青, 王世芬, 陈立红, 张新宇

(中国科学院高超声速科技中心, 北京海淀区 100190)

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

**摘要** 本文针对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。利用表面油滴显示技术, 分析不同工况下的附面层流谱, 发现隔离段流向涡气流主要源于侧壁附面层分离, 顶板附面层抽吸对隔离段流向涡现象改善作用不大, 而侧壁附面层抽吸效果明显, 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, 大幅削弱了流向涡尺度。

**关键词** 三面压缩进气道, 流向涡, 附面层抽吸, 超燃冲压发动机

## 引言

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, 同时也有利于与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>[1-4]</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>[5]</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。

对于隔离段内流向涡现象, 有两种思路: 一、控制并消除分离涡, 二、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抽吸方法<sup>[6,7]</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。本文实验及数值模拟手段相结合, 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

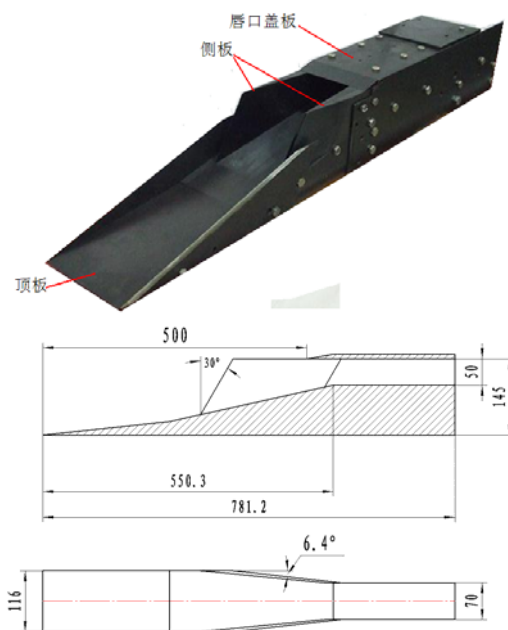


图1 模型实物图及几何尺寸图

进气道基准模型总长 781.2mm, 侧壁压缩角 6.4°, 侧壁前缘后掠角 30°, 唇口前沿距入口 500mm, 隔离段长 230.9mm。模型入口面积 116\*145mm, 宽高比 0.8, 出口 70 mm × 50 mm, 宽高比 1.4。总收缩比 4.80, 内收缩比 1.43。图 1 为模型实物图及几何图。

## 2 研究方法

实验在中科院力学所 GJF 激波/管风洞进行，风洞以激波风洞方式运行，稳定运行时间约 20ms，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。

数值模拟采用 Fluent6.0 软件，湍流模型采用 SST k- $\omega$  两方程模型，对流项采用 AUSM 格式离散，粘性项的离散选择二阶精度格式。计算中采用了压力远场、压力出口以及无滑移绝热固壁边界条件。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 激波附面层作用形态及抽吸区设计

本文首先研究了基准进气道模型（无抽吸）的油流图谱，图 2 显示了试验与计算结果，油流图谱与计算的极限流线非常接近，说

明激波捕捉的位置准确，计算结果基本合理。观察进气道模型的油流谱线，与本组以前研究 M5.45 三面压缩进气道的流谱非常相似[5]，存在着大量激波/附面层干扰所诱发的分离区，本文不再详述，特别关注的一点是，隔离段顶板流谱同样显示了流向涡对的存在。结合数值模拟流线图 3 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。Korkegi 给出的三维激波附面层干扰的分离临界压比 1.5<sup>[8]</sup>，而一般进气道设计唇口激波压比应远大于此值，侧壁附面层分离是不可避免的，因而隔离段的流向对涡是三面压缩进气道的一个重要流动特征。

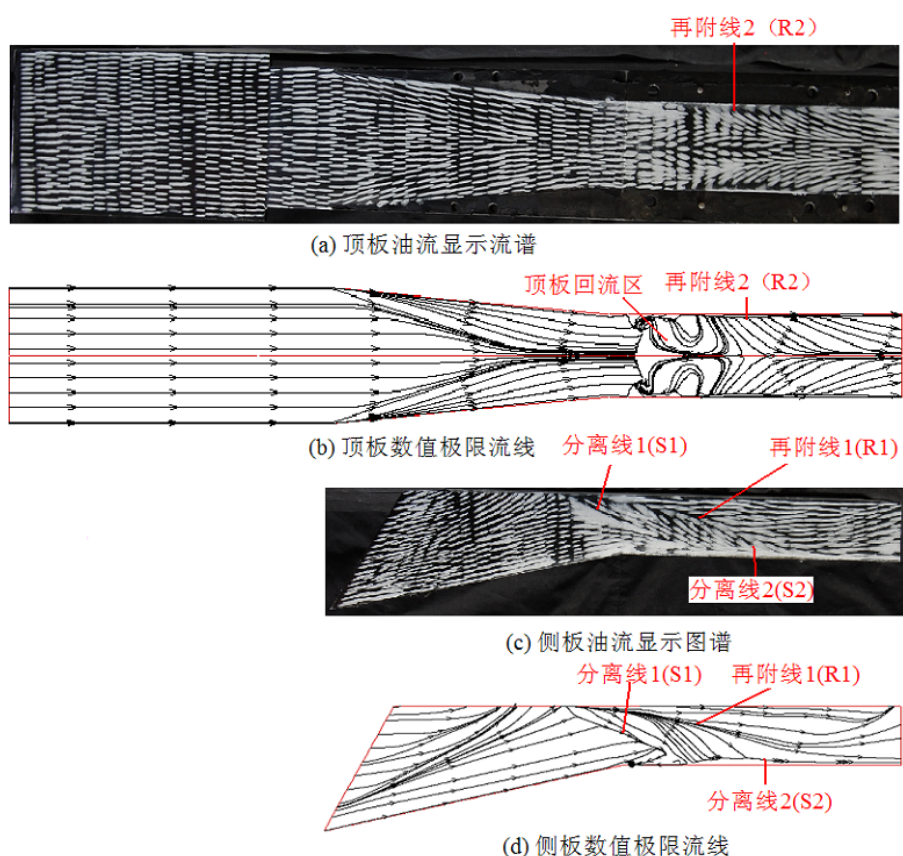


图 2 顶板和侧板油流流谱及数值极限流线

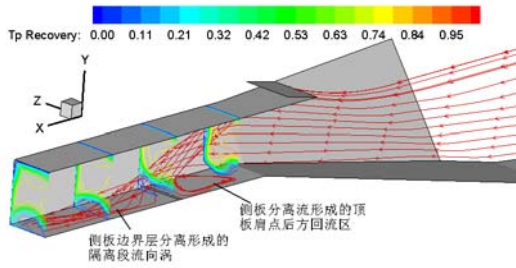


图3 顶板和侧壁附面层分离流和隔离段总压恢复图

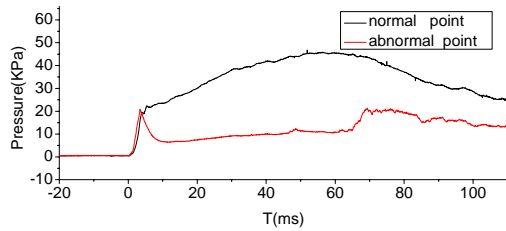


图4 正常测点与回流区测点的静压随时间曲线图

计算结果图 2(b)显示唇口激波不但导致了侧壁附面层的分离, 在顶板肩点后方也形成一较大回流区, 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压力测量结果分析, 如图 4 红线所示, 此位置压力在风洞稳定工作时间内存在非定常的现象, 而油流图谱与计算的差异有可能是由于实验时间段内回流区内流场还没有达到定常状态所致。

显然, 隔离段内的流向涡对将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。依据上述流态分析, 此流向涡对的形成与侧壁附面层与顶板附面层相关。因此本文分别设计了顶板附面层抽吸、侧壁附面层抽吸两不同的抽吸方式, 如图 5 所示。顶板附面层抽吸区布置在肩点下游, 为  $60 \times \phi 4 \text{mm}$  圆孔, 多孔率 25.6%); 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), 并设计了三种不同的抽吸孔布局: 沿侧壁分离流再附线抽吸 (图 6a,  $36 \times \phi 4 \text{mm}$  圆孔, 多孔率 24.7%), 侧壁附面层分离区位置抽吸 (图 6b,  $36 \times \phi 4 \text{mm}$  圆孔, 多孔率 20.4%、图 6c,  $75 \times \phi 3.3 \text{mm}$  圆孔, 多孔率 32.6%), 考察附面层抽吸对隔离段流动性能的影响。

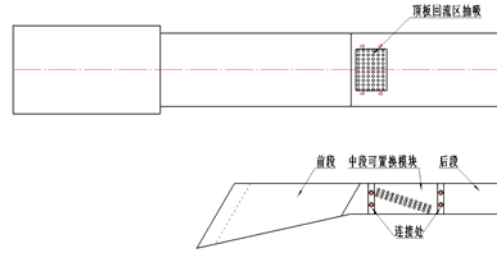
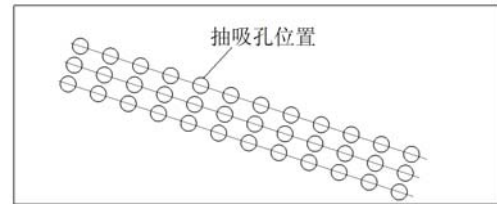
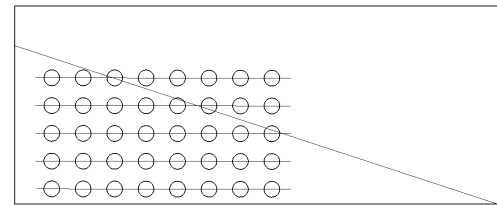


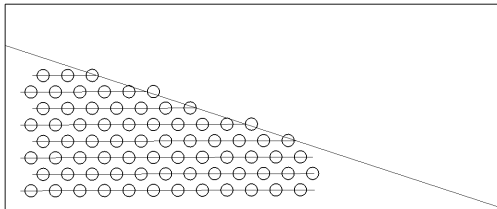
图5 进气道顶/侧壁附面层抽吸模块位置



a 侧壁再附线抽吸



b 侧壁分离区抽吸



c 侧壁分离区密集抽吸

图6 侧壁附面层抽吸孔布局

## 4 附面层抽吸结果与分析

本文通过油滴显示实验, 考核不同的附面层抽吸方式对进气道流动的影响。

### 4.1 顶板附面层抽吸分析

图 7 显示了顶板附面层抽吸的表面油流图谱, 与无抽吸工况对比, 发现侧壁的油流图谱清晰显示了唇口激波反射在顶板处的反射激波, 导致侧壁附面层出现二次分离, 而顶板附面层未抽吸时, 唇口激波反射波强度较弱, 侧壁附面层未出现大尺度二次分离。这说明抽吸确实产生了作用, 削减了顶板附面层。



然而，顶板附面层流谱显示，尽管将回流区低速气流排出，但对隔离段涡对及分层流动现象的影响不大。无抽吸时，对涡流动在顶板形成的分离线接近对称面，而顶板附面层抽吸确实使得该分离线略远离了对称面，说明尽管对涡的尺度有所减小，但减小的幅度不大。这表明对涡的形成很大程度上应归因于侧壁附面层流动。

综上所述，顶板回流区附面层抽吸对隔离段的流向涡现象并无多大改善作用，同时还会导致唇口激波反射波强度变强，使得侧壁附面层出现二次分离。本文实验研究认为在顶板回流区抽吸顶板附面层对隔离段流动没有多大的有益作用，对进气道性能的改进不大。为了改善隔离段流动状态，控制流向涡，关键是要想办法控制侧壁附面层的分离。

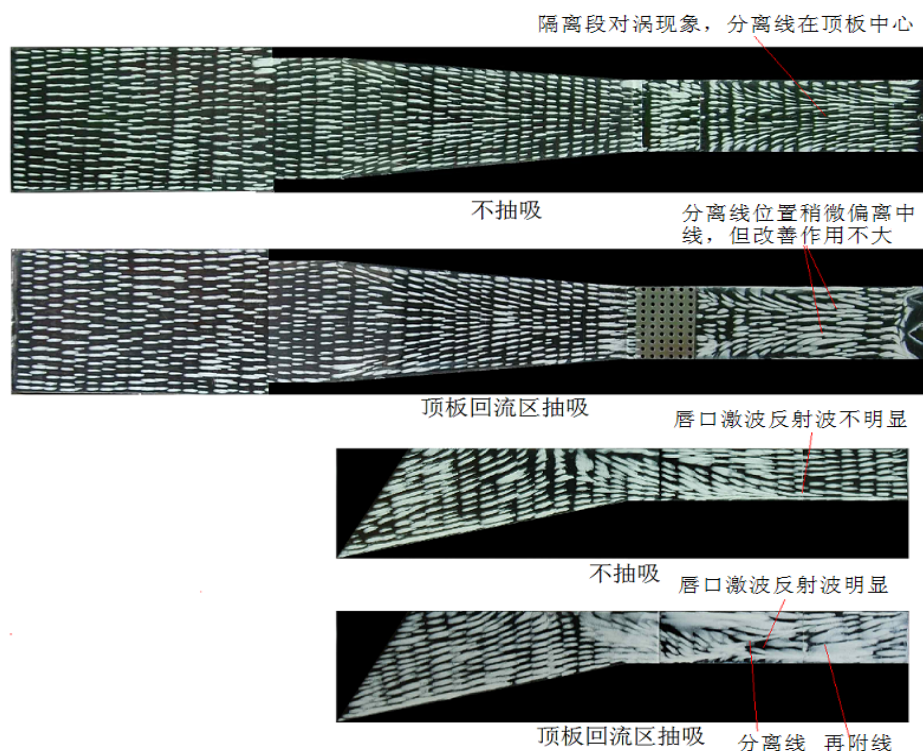


图 7 顶板抽吸对进气道流动的影响

#### 4.2 侧壁附面层抽吸分析

图 8 给出了侧壁分离区再附线附近抽吸与分离区抽吸工况的进气道油流图谱对比。发现，与无抽吸工况相比，再附线位置的抽吸使得流向对涡的分离线稍远离了对称面，其位置与顶板附面层抽吸相仿，说明再附线抽吸的效果比较有限。由于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。

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 6b、6c 即依照这一思路布置的抽吸孔。由油流图谱发现，在侧壁分离区抽吸侧壁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 6c 所示附面层抽吸模块较图 6b 附面层抽吸

模块抽吸孔尺度减小，进而增加了多孔率，布置变得密集。图 6c 所示附面层抽吸模块能够更多抽出侧壁附面层，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涡量，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。当然，由于加工原因，抽吸孔未能在锥形分离区起始位置布置，此区域侧壁附面层已经形成分离，仅在下流抽吸还是影响了附面层的控制效果。

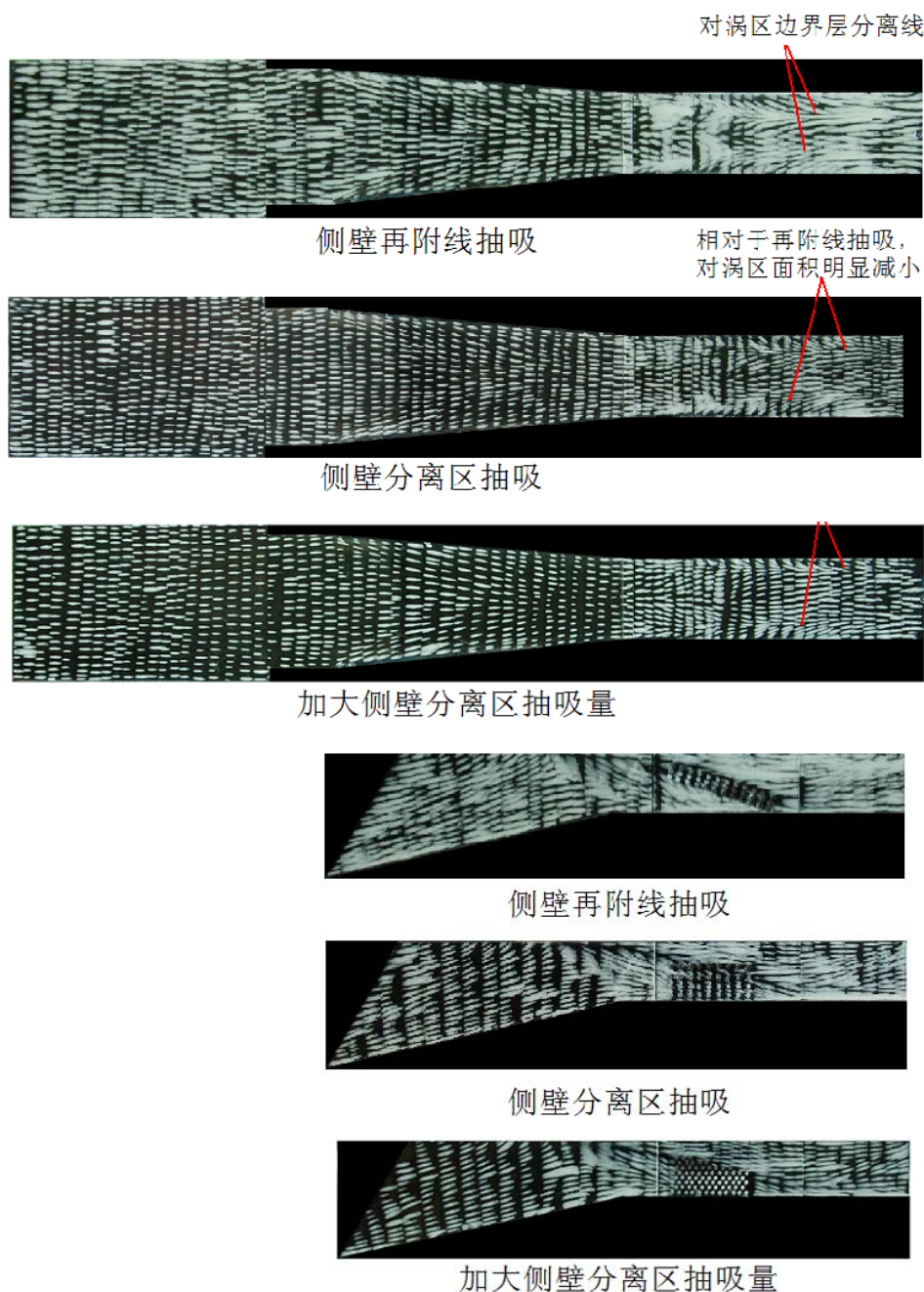


图 8 唇口激波抽吸与侧壁分离线抽吸对比

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，顶板回流区附面层抽吸对隔离段流向涡流动改善作用不大，而侧壁

附面层抽吸对流动的控制作用明显。同时，在侧壁抽吸对进气道性能影响作用与侧壁抽吸孔位置有很大关系，在侧壁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, 并且抽吸量越多, 改善作用越明显。

抽吸能抑制附面层的分离, 当然也付出了流量的代价, 其综合效果如何, 还需要更深入地探索。由于实验条件的限制, 对顶板、侧壁附面层抽吸都没有考虑抽吸量的问题, 仅考虑了隔离段出口流场品质。下一步的实验将在考虑抽吸量的前提下, 评估各种抽吸方式对提高进气道性能的影响。

## 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, 探索了不同的附面层抽吸对进气道、尤其是隔离段流向涡的抑制作用, 得到了如下结论:

1) 顶板附面层抽吸对隔离段流向涡现象改善作用不大, 同时还会导致唇口激波反射波强度变强, 使得侧壁附面层出现二次分离。这也说明流向涡气流主要与侧壁附面层分离相关。

2) 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。而侧壁分离区再附线抽吸不能有效抑制侧壁附面层分离, 隔离段流向涡的控制效果相对明显减弱。

## 参考文献

- 1 KAMDA, TAKESHI. Mach 8 testing of a scramjet engine with ramp compression [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18 (2): 4172423.
- 2 T. Kanda, Y. Wakamatsu, N. Sakuranaka, et al: Mach 8 Testing of a Scramjet Engine with Ramp Compression. AIAA-2000-0616
- 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”, 南京航空航天大学博士学位论文, 2006. 5
- 4 龚鹏, “超燃冲压发动机三面压缩式进气道流场特性研究”, 中国科学院研究生院硕士学位论文, 2008. 6
- 5 肖雅彬, 岳连捷, 龚鹏, 王世芬, 陈立红, 张新宇. 三面压缩式高超声速进气道流动结构研究. *实验流体力学*, 2008, 22(2): 64~67
- 6 张华军, 梁德旺. 某组合发动机进气道抽吸作用分析[ J ]. *南京航空航天大学学报*, 2006, 38 (5).
- 7 J. Seddon, E. L. Goldsmith, *Intake Aerodynamics*
- 8 KORKEGI R H., Comparison of shock-induced two- and three-dimensional incipient turbulent separation. *AIAA Journal*, 13(4) :534255 ,1975.

## BOUNDARY LAYER BLEEDING OF THREE-DIMENSIONAL COMPRESSION HYPERSONIC INLET

Yue Lianjie, Xu Xiankun, Ye Qing, Wang Shifen, Chen Lihong, Chang Xinyu

(Hypersonic Research Center, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

**Abstract** In this paper, 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 inlet. The boundary layer flow patterns were analyzed with oil flow technique and the results revealed that the vortices were mainly attributed to the boundary layer separation of the sidewall. The bleeding from the ramp can not affect the streamwise vortices significantly, while the bleeding on the sidewall separation is effective. The sidewall bleeding remarkably reduced the boundary layer separation and effectively diminished the development of the vortex structure.

**Key words** Three-dimensional compression hypersonic inlet, Streamwise vortex, Boundary layer bleeding, Oil flow visualization, Scramjet