

# 抽吸对高超声速内收缩进气道涡流区及 起动性能的影响

李永洲<sup>1,2</sup>, 张堃元<sup>2</sup>, 张留欢<sup>1</sup>

(1. 中国航天科技集团公司 西安航天动力研究所, 西安 710100;  
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 研究了抽吸位置和开槽形式对高超声速内收缩进气道涡流区和起动性能的影响. 数值计算结果表明: 在内收缩进气道下洗气流集中区域开槽对减小出口涡流区效果显著, 在分离包内开槽可以以较小的流量损失来大幅提升进气道的起动性能. 横纵向组合槽即 T 型槽的综合抽吸效率最高, 相对原型进气道, 设计点马赫数为 6.0 时在相对抽吸流量为 1.01% 时出口总压恢复系数提高了 12.8%, 畸变指数减小了 37%; 起动马赫数从 5.2 降至 4.1, 自起动马赫数由 6.2 降至 4.8.

**关 键 词:** 高超声速进气道; 抽吸; 涡流区; 起动性能; 马赫数分布规律

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Effect of bleeding on vortex region and starting performance of hypersonic inward turning inlet

LI Yong-zhou<sup>1,2</sup>, ZHANG Kun-yuan<sup>2</sup>, ZHANG Liu-huan<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,  
China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;  
2. College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The effect of bleeding positions and bleeding slot forms on the vortex region and starting performance of hypersonic inward turning inlet was researched. The numerical results indicate that bleeding slot in the downwash region of inward turning inlet can obviously reduce the vortex region on the exit plane, and the bleeding slot in the separation region can efficiently promote inlet starting performance with less mass flow losses. Combined T slot has the best comprehensive bleeding efficiency. Compared with the original inlet, when the relative bleeding mass flow rate is 1.01%, the total pressure recovery coefficient of exit plane increases 12.8%, distortion index decreases 37% on the design point Mach number 6.0. The starting Mach number decreases from 5.2 to 4.1, and self-starting Mach number decreases from 6.2 to 4.8.

**Key words:** hypersonic inlet; bleeding; vortex region; starting performance;  
Mach number distribution

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的关键部件,其工作状态和效率直接影响到整个推进系

统的性能.对于马赫数为 5.0~7.0 一级碳氢燃料飞行器,进气道的压缩效率每提高 1%,推进系统

收稿日期:2015-02-01

基金项目:国家自然科学基金(90916029,91116001)

作者简介:李永洲(1984—),男,宁夏固原人,工程师,博士,研究方向为高超声速推进技术.

的比冲可以增加 3% ~ 5%<sup>[1]</sup>. 内收缩进气道具有捕获流量高、压缩效率较高、浸润面积小、非设计点性能优及适应性广等优点<sup>[2-3]</sup>, 加之其设计过程具有一定的逆向性, 避免了传统进气道正向设计的盲目性. 正是基于这种优势, 内收缩进气道将成为进气道未来发展的趋势并可能引起高超声速飞行器总体方案的革新<sup>[4]</sup>. 国内外大量研究表明<sup>[5-9]</sup>, 此类进气道具有一个显著特点即隔离段内存在涡流区, 这不但造成出口流场畸变增大, 而且导致总体性能和抗反压能力下降. 本文分析认为, 涡流区形成的必要条件主要有两个: 一是内压段存在较大的横向压力梯度, 从而产生较强的横向流动; 二是黏性造成喉道附近存在大范围低速区. 为了限制这种涡流区, 一种可行的方法是改变横截面的压力分布. 文献[10]探索了类水滴进口的进气道构型, 可有效避免横向流动在对称面相遇形成对涡结构, 改善了流场结构进而提高了总体性能.

另外, 低马赫数的起动性能也是高超声速进气道设计的关键指标, 低马赫数下的不起动是由于进气道进口捕获流量无法全部通过最小流通截面<sup>[11]</sup>, 因此, 提高进气道的实际流通能力便可以提高起动性能. 大量的研究已表明, 抽吸是高超声速进气道流动控制中一种行之有效的方法, 通过合理设计抽吸位置和开抽吸槽形式, 可以有效吸除低能气流, 能够极大地减弱激波与附面层的相互作用<sup>[12-13]</sup>, 减小或消除流动分离等, 这不仅可以提高进气道的起动性能和流量捕获能力<sup>[14-16]</sup>, 还可以提高总体性能<sup>[17-19]</sup>以及抗反压能力<sup>[20]</sup>. 但是, 目前鲜见抽吸对内收缩进气道中涡流区影响的公开文献. 本文以宽马赫数范围内性能优良的马赫数可控内收缩进气道<sup>[21-22]</sup>为对象, 研究抽吸位置和开槽形式对涡流区及起动性能的影响.

## 1 内收缩进气道设计

本文基于文献[22]中的反正切马赫数分布轴对称基准流场(设计点马赫数  $Ma_d = 6.0$ , 进口半径  $R_i = 250$  mm)设计内收缩进气道, 该流场是典型的“两波三区”结构, 见图 1. 图中  $x, R$  分别表示轴向和径向坐标. 反正切马赫数分布  $Ma(x)$  (式(1))作为一种较优的分布规律, 可以在减弱前缘激波强度同时减小内收缩比( $\gamma_{ci}$ )以提高进气道的起动性能.

$$Ma(x) = Ma_r - \{c \cdot \arctan[a(x-b)] + c \cdot \arctan(ab)\} \quad (1)$$

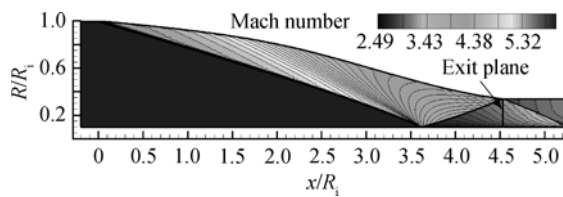


图1  $Ma_d = 6.0$  时基准流场的马赫数分布<sup>[22]</sup>

Fig. 1 Mach number distribution of the basic flow field at  $Ma_d = 6.0$ <sup>[22]</sup>

式中  $Ma_r$  为前缘激波后压缩面起始点马赫数;  $a, b, c$  为分布系数.

在上述基准流场基础上结合流线追踪技术设计了圆形进口内收缩进气道, 如图 2 所示, 进口圆半径为 112 mm, 按照文献[23]给出的位移厚度  $\delta(x)$  计算公式, 对进气道无黏构型进行黏性修正, 修正后的进气道总收缩比  $\gamma_{ci} = 6.8$ , 内收缩比  $\gamma_{ci} = 1.6$ , 隔离段长度取 7 倍的喉道当量直径.

$$\delta(x) = Ax + Bxe^{-x} \quad (2)$$

式中  $A, B$  为系数.

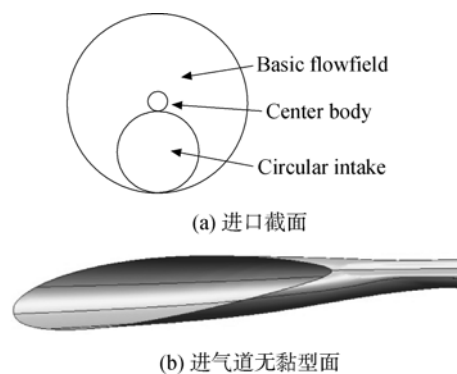


图2 进口截面与进气道无黏构型

Fig. 2 Schematic of intake plane and inviscid configuration of inlet

## 2 数值计算方法

采用 Fluent 软件进行三维黏性计算, 通量差分采用 AUSM (advection upstream splitting method) 格式, 湍流模型为两方程的 RNG (re-normalization group)  $k-\epsilon$  模型, 近壁处采用标准壁面函数. 流动方程、 $k$  方程、 $\epsilon$  方程均选择 2 阶迎风格式离散. 由于模型的对称性, 取其一半进行计算, 壁面附近的网格局部加密. 分子黏度采用 Sutherland 公式计算, 壁面取绝热无滑移和固体边界条件.

起动马赫数是指当来流马赫数小于某临界马赫数时, 进气道性能参数(比如流量系数、总压恢

复系数等)突降,处于不起动状态,该临界马赫数即为起动机马赫数.自起动机马赫数按照准定常过程进行计算,首先计算获得较低来流马赫数时的不起动机流场,在此基础上,不断提高来流马赫数直至进气道重新启动,此时的来流马赫数即为自起动机马赫数,每次计算的来流马赫数增量为0.1.

文献[15,24]对该计算方法的可信度进行了校核,结果表明该方法能较准确地模拟高超声速内收缩进气道的起动机、不起动机以及开槽时的复杂流场结构,计算结果具有较高的可信度.下文数值计算的来流条件: $Ma_d = 6.0$ ,静压 $p_0 = 2549.22 \text{ Pa}$ ,静温 $T_0 = 221.55 \text{ K}$ ,单位雷诺数 $Re_0 = 4.95 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ .起动机/自起动机马赫数计算时,按照等动压设置来流参数.

### 3 进气道抽吸方案设计

图3给出了设计点马赫数 $Ma_d = 6.0$ 时未抽吸进气道(即原型进气道,Unbleed)沿流向各横截面的马赫数分布与靠近壁面的空间流线.在横向压力梯度的驱动下,进入内压段的部分气流(紫红色流线)在喉道前沿侧壁开始下洗并且发生了分离(喉道前横截面左上侧的低速区),分离引起的涡流和其他下洗气流在对称面相遇形成的涡流不断卷起顶板上的附面层,涡流区(各横截面下部的蓝色区域)不断发展直至出口.隔离段内的这种对涡结构不但导致出口总压恢复下降而且使出口流场畸变增大.

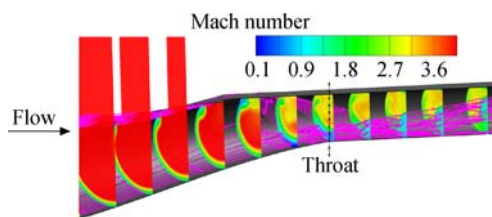


图3  $Ma_d = 6.0$ 时原型进气道沿流向各横截面马赫数云图与靠近壁面的空间流线

Fig. 3 Mach number contour of each section along the flow direction and spatial streamlines near the wall of the original inlet at  $Ma_d = 6.0$

上述分析表明,限制涡流区可从两方面入手:一方面可通过设置抽吸槽来减小横向压力梯度;另一方面可通过抽吸进气道的下洗气流和顶板上的附面层.图4给出了设计点马赫数 $Ma_d = 6.0$ 时原型进气道壁面的静压分布与极限流线,唇口和喉道后部位置存在两个高压区,即F和B位置,通过

在这两个位置开槽抽吸以期减小横向压力梯度.另外,在肩部位置存在一个流线集中下洗的区域,即M位置,在此位置抽吸以期减少下洗的气流.抽吸槽在这3个位置存在多种组合方式,如单独开或全开、横向或者纵向槽,如Bleed-FMB表示3个位置都开纵向槽,Bleed-F表示前部开纵向槽,其他如此类推.此外,将槽设置在顶板上以吸除低速流体,记为Bleed-T,抽吸槽的背压均为来流静压.

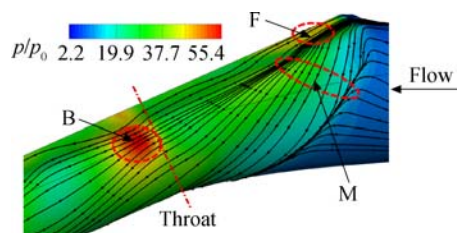


图4  $Ma_d = 6.0$ 时原型进气道壁面的静压分布与极限流线  
Fig. 4 Static pressure distribution and limit streamlines on wall of the original inlet at  $Ma_d = 6.0$

图5给出了原型进气道典型的不起动机流场及三维分离包(分离包的界定以零流向速度流面为准),该进气道的不起动机是由激波诱导分离产生,属于软不起动机<sup>[11]</sup>.分离包位于喉道前的内收缩段内,对称面附近分离包长度和高度最大,最前端距喉道约为155 mm,展向宽度较小(约为14 mm),顶板和两侧板交界处的分离包拱起,其最高点距喉道和对称面分别约为73 mm和28 mm.提高进气道自起动机性能的有效方法是在分离包内抽吸,由于分离包主要位于顶板,因此这类抽吸方案也属于Bleed-T.

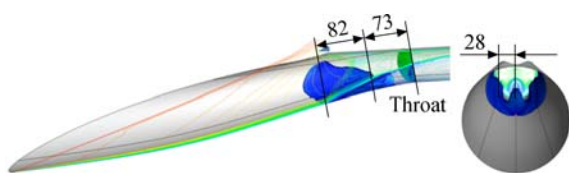


图5  $Ma_\infty = 4.9$ 时原型进气道典型的不起动机流场及分离包(单位:mm)

Fig. 5 Typical unstart flow field and separation bubble of the original inlet at  $Ma_\infty = 4.9$  (unit:mm)

## 4 典型抽吸方案的计算结果分析

### 4.1 设计点时抽吸对进气道流场与性能的影响

由于抽吸会带来放气阻力,抽吸量应该控制在合理的范围.在设计点对3节提出的几种抽吸方案的具体抽吸位置、开槽形式和抽吸面积进行详细的数值研究,最终选取相对抽吸流量 $\varphi_r$ (式

(3))在 1.1%左右的典型抽吸方案进行对比分析.

$$\varphi_i = \dot{m}_b / \dot{m}_e \quad (3)$$

式中  $\dot{m}_b$  为总抽吸流量,  $\dot{m}_e$  表示进口捕获流量.

图 6 给出了典型抽吸方案的进气道喉道附近的壁面极限流线,其中 throat 表示喉道截面.图 7 给出了抽吸槽的具体几何尺寸和相对位置投影,投影面与对称面垂直.由于型面的对称性,抽吸槽只选取一半进行标注,其中点划线表示对称面,虚线表示喉道截面(throat).图 6 可以看出,原型进气道(Unbleed)沿肩部下洗的一部分气流在侧壁与来流汇聚,流动发生分离,这是唇口激波与侧板附面层相互干扰的结果,另外一部分下洗气流在对称面相遇,两者共同作用形成了较大的对涡结构.唇口抽吸方案 Bleed-F 在开槽处形成低压,可以部分减弱气流下洗程度,但范围有限.横向斜槽方案 Bleed-MO 选择流线集中区域的中部位置开近似垂直壁面流线的横向斜槽,可以显著减弱气流的下洗程度,也使隔离段后部的气流下洗有所减弱.其余 3 个抽吸方案均为喉道前顶板抽吸形式,Bleed-TC 为横向槽(图 7),位置在下洗气流较集中的区域,能够在减小顶板附面层的同时尽可能将下洗气流排出.另外,考虑到此位置也处于不起动流场对应的分离区(图 5),因此将横向槽延伸到两侧的分包内以提高进气道的自起动性能.虽然横向槽能将部分集中下洗气流和顶板附面层尽可能排出,但是槽后的气流仍会在对称面相遇产

生涡流区. Bleed-TL 方案将这种横向槽改为纵向槽,起始位置位于流线集中下洗处,下洗气流和顶板对称面处的低速流都被排出,这对抑制对涡形成十分有利.最后,将横向槽和纵向槽的优势结合起来设计出组合抽吸槽,目的是尽可能减小设计点涡流区的同时提高低马赫数时的起动性能.横向槽位于分离区内而纵向槽的起始点位于下洗气流集中区,本文中两者沿流向的位置几乎重合,组合之后成为一种 T 型槽 Bleed-TCL,该抽吸槽可将大部分下洗气流和对称面附近的顶板附面层排出(图 6).

对不同抽吸方案的进气道设计点的总体性能进行比较,喉道和出口截面性能参数使用流量加权平均法获得,见表 1. 其中,  $\sigma$  表示总压恢复系数,  $p/p_0$  为增压比,下标 th 表示喉道截面, e 表示出口截面;畸变指数  $D^{[25]}$  用来度量截面轴向流量的变化,使用总流量进行无量纲化.若截面流量分布均匀,则  $D=0$ ;若涡流使其切向速度增加而轴向速度减小,那么轴向的流量变化将增加,进而造成  $D$  增大,因此,畸变指数  $D$  可以反映截面涡流区的大小,定义如下:

$$D = \left( \sum_{i=1}^N |\rho_i u_i - \overline{\rho u}| S_i \right) / \dot{m} \quad (4)$$

$$\overline{\rho u} = \left( \sum_{i=1}^N \rho_i u_i \dot{m}_i \right) / \dot{m} \quad (5)$$

式中  $\rho$  为密度,  $u$  为流场沿流向的速度,  $S$  为面积,  $\dot{m}$  为质量流量,下标  $i$  为网格单元的编号.

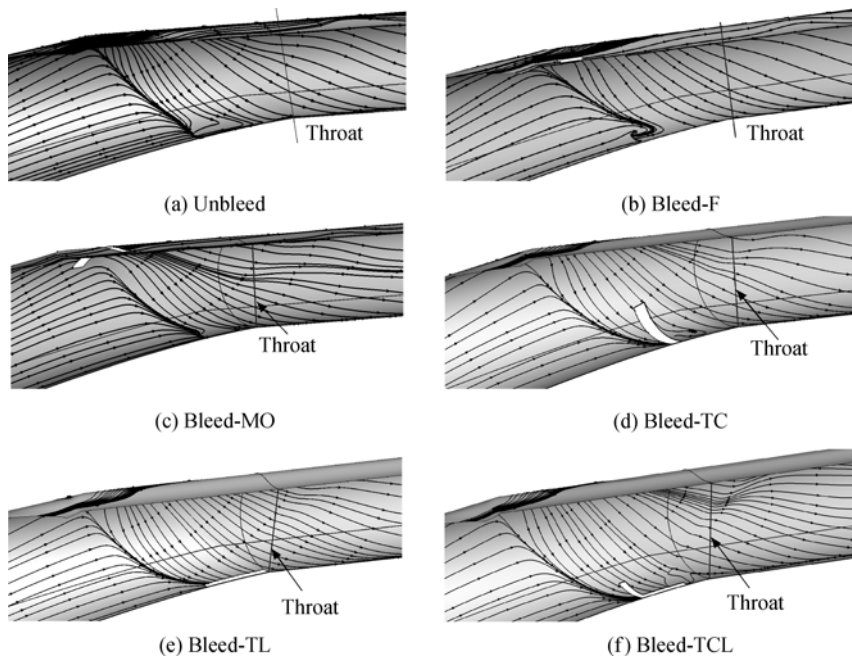


图 6 设计点时典型抽吸方案的进气道壁面极限流线

Fig. 6 Limit streamlines on inlet wall of typical bleeding cases at design point

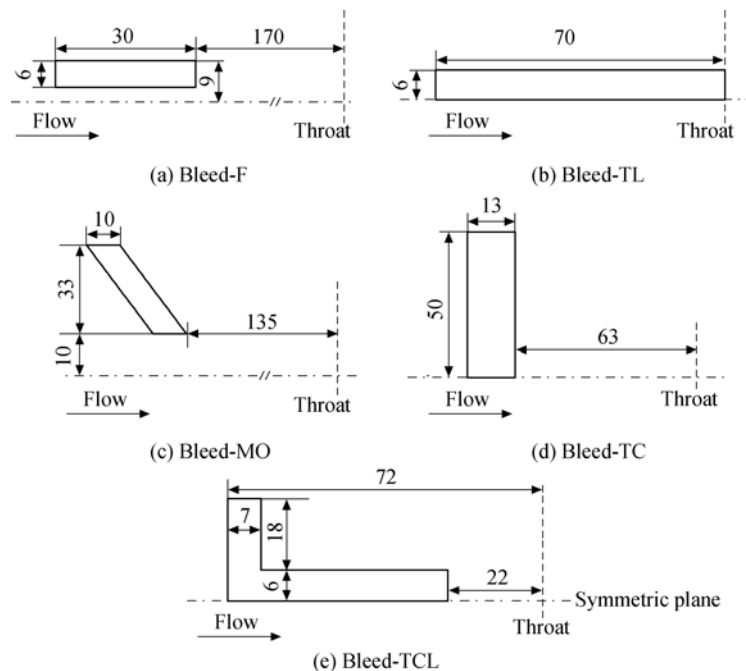


图 7 抽吸槽的几何尺寸和相对位置投影图(单位:mm)

Fig. 7 Projection of the geometries and relative location of bleeding slots (unit:mm)

表 1 设计点时典型抽吸方案的进气道总体性能参数

Table 1 Performance parameters of inlet for typical bleeding cases at design point

| 抽吸方案      | $\sigma_{th}$ | $p_{th}/p_0$ | $\sigma_e$ | $p_e/p_0$ | $D_e$ | $\varphi_t/\%$ |
|-----------|---------------|--------------|------------|-----------|-------|----------------|
| Unbleed   | 0.673         | 32.1         | 0.467      | 35.1      | 0.484 |                |
| Bleed-F   | 0.677         | 32.0         | 0.487      | 34.2      | 0.384 | 1.18           |
| Bleed-MO  | 0.683         | 30.1         | 0.491      | 31.9      | 0.291 | 1.24           |
| Bleed-TC  | 0.700         | 29.3         | 0.507      | 32.1      | 0.312 | 1.00           |
| Bleed-TL  | 0.717         | 27.5         | 0.537      | 30.7      | 0.305 | 1.20           |
| Bleed-TCL | 0.703         | 28.4         | 0.527      | 31.2      | 0.306 | 1.01           |

相对原型进气道,抽吸减小了进气道的实际总收缩比,导致总压缩量有所降低.典型抽吸方案的进气道喉道和出口截面的增压比总体变化不大,总压恢复系数和畸变指数变化较大.横向斜槽 Bleed-MO 方案的出口畸变最小,相对原型进气道降低了 40%.纵向槽 Bleed-TL 方案的总压恢复系数最高,喉道和出口的总压恢复系数相对原型进气道分别提高了 6.5% 和 15.0%.相对横向槽 Bleed-TC, Bleed-TL 的总压恢复系数在喉道和出口分别提高了 2.4% 和 5.9%.相对原型进气道, T 型槽 Bleed-TCL 方案在相对抽吸流量 1.01% 时出口总压恢复系数提高了 12.8%,畸变指数减小了 37%. Bleed-F 性能提升不大,这说明消除壁面高压区对减小空间横向压力梯度作用有限.

抽吸量的大小与总压恢复系数直接相关,一般而言,抽吸量越大,排出的附面层越多,激波与附面层相互作用就越弱,进气道的总压恢复系数就越高,出口流场也更均匀.为了更加准确地评估各抽吸方案的效率,文中比较了单位流量的总压恢复系数和畸变指数的变化量,对应的两个参数分别为  $\sigma_b$  (式(6)) 和  $D_b$  (式(7)),其值越大代表抽吸效率越高.

$$\sigma_b = (\sigma_{eb} - \sigma_e) / \varphi_t \quad (6)$$

$$D_b = (D_e - D_{eb}) / \varphi_t \quad (7)$$

式中  $\sigma_e$  表示原型进气道出口总压恢复系数,  $\sigma_{eb}$  表示为抽吸后进气道出口总压恢复系数,  $D_e$  表示原型进气道出口畸变指数,  $D_{eb}$  表示抽吸后进气道出口畸变指数.最后,对上述两个参数进行加权平

均,给出参数  $\eta_b$  来进一步综合评估抽吸效率:

$$\eta_b = \omega_1 \bar{\sigma}_b + \omega_2 \bar{D}_b \quad (8)$$

式中  $\omega_j$  为第  $j$  个参数的权重,  $\sum_{j=1}^2 \omega_j = 1$ ;  $\bar{\sigma}_b$  为归一化参数,即  $\bar{\sigma}_{bi} = \sigma_{bi} / \sum_{i=1}^5 \sigma_{bi}$ , 其余参数按同样方法处理. 按照每个参数的重要程度选取权重, 此处取  $\omega_1 = 0.5$ ,  $\omega_2 = 0.5$ . 图 8 给出了不同抽吸方案的出口截面参数, 其中  $\sigma_b$  和  $D_b$  最大的是 T 型槽 Bleed-TCL 方案,  $\sigma_b$  最小的是唇口槽 Bleed-F, 且纵向槽 Bleed-TL 的  $\sigma_b$  大于横向槽

Bleed-TC,  $D_b$  最小的是 Bleed-F 方案. 对比综合评估参数  $\eta_b$ , Bleed-TCL 的抽吸效率最高而 Bleed-F 最低.

图 9 给出了典型抽吸方案的喉道和出口截面马赫数分布, 抽吸均使进气道出口涡流区减小, 横向斜槽 Bleed-MO 的效果最为明显, 其涡流区主要在竖直方向减小, Bleed-TL 方案次之, 其涡流区主要在水平方向减小, Bleed-F 效果最弱. 同时, 带纵向槽的 Bleed-TL 和 Bleed-TCL 均减小了喉道的低速区且两者出口主流区近似一致.

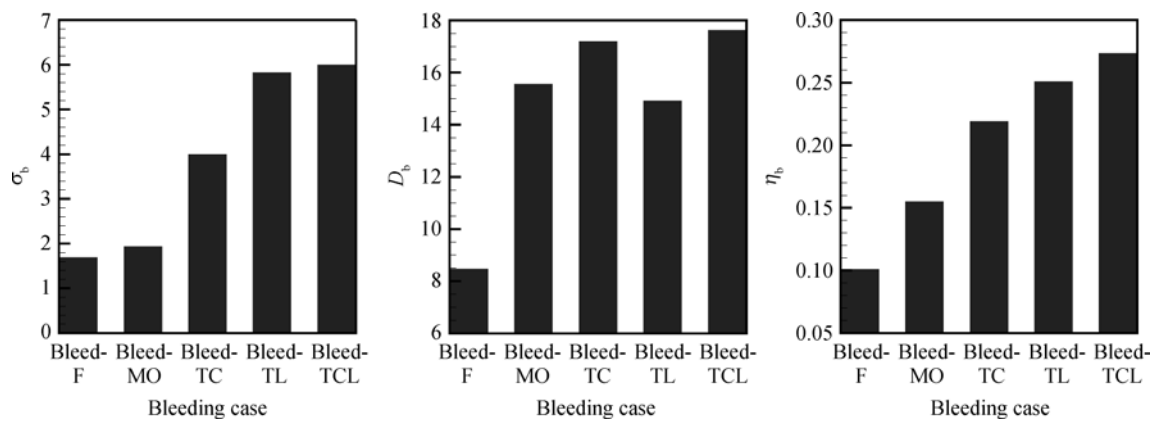


图 8 设计点时典型抽吸方案的出口截面参数

Fig. 8 Parameters of exit plane of typical bleeding cases at design point

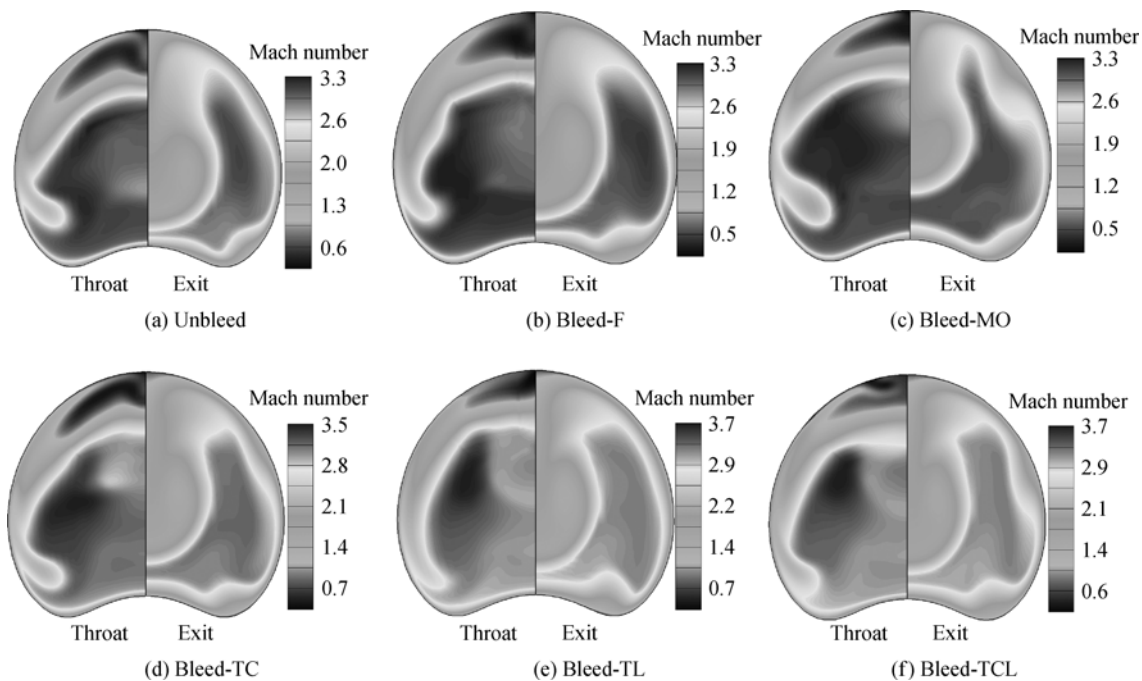


图 9 设计点时典型抽吸方案的喉道和出口截面马赫数云图

Fig. 9 Mach number contour of the throat and exit planes of typical bleeding cases at design point

综上可知,抽吸可以抑制进气道涡流区的形成,不但能够提高进气道的总体性能,而且使出口更加均匀.但是,不同抽吸方案的效率不同.在侧板下洗气流集中区域开槽(Bleed-MO)和在顶板对称面附近下洗气流集中区域开槽效果都比较显著,其中在顶板纵向开槽(Bleed-TL)效果更佳.唇口槽(Bleed-F)对减小空间横向压力梯度作用有限,效果不佳.T型槽表现出良好的综合性能,Bleed-TCL是相对最优的抽吸方案.

#### 4.2 抽吸对进气道起动性能的影响

通过三维黏性计算,原型进气道的起动马赫数为 5.2,在马赫数为 6.2 时才能实现自起动,表 2 给出了典型抽吸方案的进气道起动马赫数  $Ma_s$  和自起动马赫数  $Ma_{rs}$ .由表 2 可知,横向槽 Bleed-TC 方案的效果最好,起动马赫数和自起动马赫数分别降为 3.9 和 4.8. Bleed-F 和 Bleed-MO 方案对提高进气道起动性能作用有限,起动马赫数仅降为 4.9. Bleed-TCL 的效果较好,起动马赫数降为 4.1,考虑到其可以提升总体性能的优势,该方案的综合性能最优.

外压段激波强度不变的前提下,抽吸可以排出进气道内压段的部分低能附面层,减小实际收缩比,而且喉道前抽吸也起到分流作用,从而降低了起动马赫数.由图 6 可知,横向槽 Bleed-TC 能够沿展向将顶板上的附面层和一部分下洗低速流排出,在提高进气道实际流通能力的同时避免了顶板激波附面层分离,起动马赫数最低.纵向槽 Bleed-TL 沿展向未排出的顶板附面层极易在激波下分离,起动马赫数较高. Bleed-F 和 Bleed-MO 的顶板附面层则更易分离,起动马赫数最高.

本文研究的进气道不起动流场内存在较大的分离包,抽吸效果与抽吸槽相对分离包的位置密切相关,见图 5 和图 7. Bleed-F 和 Bleed-MO 的抽吸槽几乎都在分离包外,对其影响较小,自起动马赫数较高. Bleed-TL 处在分离包内,其主要抽吸了顶板对称面附近分离包内的分离流,使自起动马赫数降为 5.2,效果优于前两者. Bleed-TC 将槽横向延伸至侧板上的分离包内,能够抽吸整个分离包气流,自起动马赫数降至 4.8,此时相对抽吸流量为 1.6%. Bleed-TCL 的纵向槽将顶板对称面附近的分离包完全抽吸,横向槽将两侧分离包抽吸,进气道  $Ma_{rs}=4.8$  时自起动,见图 10,此时相对抽吸流量也为 1.6%. 综上可知,包含横向槽的 Bleed-TC 和 Bleed-TCL 贯穿了整个分离包,提升自起动性能效果最为显著.

表 2 典型抽吸方案的进气道起动马赫数和自起动马赫数  
Table 2 Starting Mach number and self-starting Mach number of the typical bleeding cases

| 方案        | $Ma_s$ | $Ma_{rs}$ |
|-----------|--------|-----------|
| Unbleed   | 5.2    | 6.2       |
| Bleed-F   | 4.9    | 5.5       |
| Bleed-MO  | 4.9    | 5.4       |
| Bleed-TC  | 3.9    | 4.8       |
| Bleed-TL  | 4.5    | 5.2       |
| Bleed-TCL | 4.1    | 4.8       |

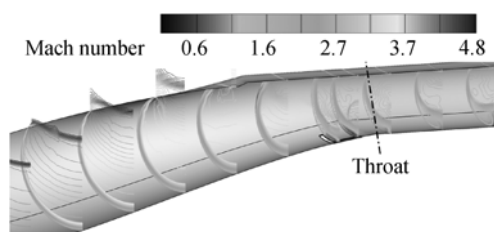


图 10  $Ma_{rs}=4.8$  时 Bleed-TCL 方案的自起动流场

Fig. 10 Self-starting flow field of Bleed-TCL case at  $Ma_{rs}=4.8$

## 5 结 论

本文针对马赫数可控的圆形进口内收缩进气道,通过数值仿真手段研究了抽吸对其涡流区和起动性能的影响,得出以下结论:

1) 在进气道下洗气流集中区域开槽对减小出口涡流效果显著,顶板开 T 型槽的综合抽吸效率最高,顶板开纵向槽次之. 相对原型进气道,设计点时 T 型槽出口总压恢复系数提高了 12.8%,畸变指数减小了 37%.

2) 唇口开槽对减小空间的横向压力梯度作用有限,导致抑制涡流区和提升总体性能的效果不佳.

3) 在不起动流场的分离包内开槽可以以较小的流量损失来大幅提升进气道的起动性能,其中顶板开横向槽可以贯穿不起动流场的整个分离包,在相对抽吸流量为 1.6% 时自起动马赫数从 6.2 降为 4.8,效果最佳.

4) T 型槽的设计结合了横向槽和纵向槽的优点,综合性能最优,不但可以显著减小进气道出口涡流区,同时可以提高起动性能,使起动马赫数从 5.2 降至 4.1.

## 参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington DC: AIAA, 1994.
- [2] Bulman M J, Siebenhaar A. The rebirth of round hypersonic propulsion[R]. AIAA-2006-5035, 2006.
- [3] YOU Yancheng. An overview of the advantages and concerns of hypersonic inward turning inlets[R]. AIAA-2011-2269, 2011.
- [4] Billig F S, Jacobsen L S. Comparison of planar and axisymmetric flow paths for hydrogen fueled space access vehicle [R]. AIAA-2003-4407, 2003.
- [5] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [6] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA 99-4974, 1999.
- [7] 尤延铨, 梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道[J]. 中国科学: E 辑 技术科学, 2009, 39(8): 1483-1494.  
YOU Yancheng, LIANG Dewang. Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet[J]. Science in China: Series E Technological Sciences, 2009, 39(8): 1483-1494. (in Chinese)
- [8] XIAO Yabin, YUE Lianjie, GONG Peng, et al. Investigation on a truncated streamline-traced hypersonic Busemann inlet[R]. AIAA-2008-2634, 2008.
- [9] 贺旭照, 乐嘉陵, 宋文燕, 等. 基于轴对称喷管的三维内收缩进气道的设计与初步评估[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 147-152.  
HE Xuzhao, LE Jialing, SONG Wenyan, et al. 3D inward turning inlet design basing on axisymmetric nozzle and its preliminary assessment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 147-152. (in Chinese)
- [10] 李永洲, 张堃元, 南向军, 等. 类水滴进口高超声速内收缩进气道设计及数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1355-1361.  
LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, NAN Xiangjun, et al. Design and numerical investigation of hypersonic inward turning inlet with water-drop like shape intake[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1355-1361. (in Chinese)
- [11] Van Wie D M, Kwork F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [12] Schulte D, Henckels A, Wepler U. Reduction of shock induced boundary layer separation in hypersonic inlets using bleeding[J]. Aerospace Science and Technology, 1998, 2(4): 231-239.
- [13] Fukuda M K, Hingst W R, Reshotko E. Bleed effects on shock/boundary-layer interactions in supersonic mixed compression inlets[J]. Journal of Aircraft, 1977, 14(2): 151-156.
- [14] Holland S D. Experimental investigation of generic three-dimensional sidewall-compression scramjet inlets at Mach 6 in tetrafluoromethane[R]. NASA-TM-4497, 1993.
- [15] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
- WANG Yi. Investigation on the starting characteristics of hypersonic inlet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [16] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[R]. AIAA-2003-0012, 2003.
- [17] Hüberle J, Gülhan A. Internal flowfield investigation of a hypersonic inlet at Mach 6 with bleed[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 1007-1017.
- [18] 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 525-528.  
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Effect of suction on starting of hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 525-528. (in Chinese)
- [19] 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): 577-582.  
ZHANG Huajun, LIANG Dewang. Analysis of suction roles for supersonic inlet on combined engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(5): 577-582. (in Chinese)
- [20] Tam C J, Eklund D, Behdadnia R, et al. Investigation of boundary layer bleed for improving scramjet isolator performance[R]. AIAA-2005-3286, 2005.
- [21] 李永洲, 张堃元, 南向军. 基于马赫数分布规律可控概念的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2484-2491.  
LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, NAN Xiangjun. Design concept of controllable Mach number distribution hypersonic inward turning inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2484-2491. (in Chinese)
- [22] 李永洲, 张堃元, 王磊, 等. 马赫数分布可控的基准流场灵敏度分析与优化设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 765-774.  
LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Sensitivity analysis and optimization design of the basic flow-field with controllable Mach number distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 765-774. (in Chinese)
- [23] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization[R]. AIAA-2006-297, 2006.
- [24] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 矩形转圆形进气道马赫 5 正 8° 攻角启动性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(2): 146-151.  
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Start characteristics of hypersonic inlets with rectangular to circular shape transition at Ma 5 with attack angle 8° [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(2): 146-151. (in Chinese)
- [25] Bagaveyev N T, Engbom W A, Bhagwandin V A. Parametric investigation of racetrack-to-circular cross section transition of a dual-mode ramjet isolator [R]. AIAA-2010-0942, 2010.

(编辑: 陈 越)