

文章编号:1000-8055(2013)06-1313-09

高超进气道自适应泄压槽的设计参数分析

刘 媛, 金志光, 张堃元, 南向军

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用自适应泄压控制技术解决宽范围定几何高超进气道低马赫数下自启动问题, 利用数值仿真对一种采用自适应泄压控制的高性能二元高超进气道单个自适应泄压槽的位置、角度、有效流通面积等主要设计参数对泄漏量以及进气道总体性能的影响规律开展了研究. 结果表明: 泄压槽参数变化对基准进气道总体性能影响较小, 总压恢复系数在 2% 范围内变化. 位于唇口激波反射点下游的槽的泄漏量较大且随开槽角度的增加而减小, 随有效流通面积的增加成线性增加; 相同条件下, 自适应泄压槽的泄漏量只有常规顺向放气槽的 50%; 随来流马赫数升高, 自适应泄压槽的漏气量明显减小, 高马赫数下接近气动自封闭状态.

关 键 词: 高超声速进气道; 定几何进气道; 自适应泄压槽; 参数分析; 数值仿真

中图分类号: V235.113

文献标志码: A

Parameters analysis of adaptive pressure relief slot in hypersonic inlet

LIU Yuan, JIN Zhi-guang, ZHANG Kun-yuan, NAN Xiang-jun

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve self-starting performance of the fixed-geometry inlet at low Mach number, a technology of self-adaptive pressure relief slot was proposed. The law about the location, direction and effective area of single adapted pressure relief slot was studied with a high performance two-dimensional hypersonic inlet utilizing the technology of numerical simulation. The result shows that: the slot has little influence on the model inlet, and the total pressure recovery ranges around 2%; the slot located downstream the cowl shock wave has large outgassing rate, which will increase as the angle descends and the effective area ascends. The outgassing rate of the adapted pressure relief slot is just 50% compared with normal slot under the same condition. It will drop as the Mach number increases, approaching self-close state at high Mach number condition.

Key words: hypersonic inlet; fixed-geometry inlet; adaptive pressure relief slot; parameters analysis; numerical simulation

高超声速进气道是超燃冲压发动机的重要组成部分, 其研究受到国内外广泛关注^[1]. 其中二元进气道是目前研究比较成熟的一类, 常规定几何进气道为提高接力点性能, 需要减小外压增大内压, 而较大的内收缩比不利于进气道在接力点自

启动. 定几何进气道的这种固有矛盾会随进气道工作马赫数范围的变宽而加剧. 面对这种矛盾, 常用的措施主要有附面层抽吸, 进气道变几何等^[2-3].

附面层抽吸对减弱激波附面层干扰引起的分

收稿日期: 2012-06-15

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1313_014.html

基金项目: 国家自然科学基金(11102086)

作者简介: 刘媛(1988—), 女, 湖北襄阳人, 硕士生, 主要从事内流气体动力学研究.

离具有重要意义^[4-6],其主要通过顺向开槽或者孔的方式来实现。这些槽或者孔排出了部分低速流,减小附面层厚度,从而抑制附面层分离,减小内通道损失^[7-10],改善了进气道的自起动性能,但通常流量损失较大。

变几何进气道虽然使进气道在接力点实现自起动,拓宽了进气道工作范围,但却增加了结构复杂性和飞行器质量^[11-15],使得变几何引入的负面效应可能大于其带来的性能优势增益^[16-17]。

南京航空航天大学金志光等人研究了一种逆向泄压槽的设计思想,并开展了初步的试验验证。结果表明:这种敞开式逆向泄压槽能在大内收缩比进气道起动时自动开启泄压,辅助进气道完成自起动过程,且进气道起动后,泄压槽的泄流量会迅速减小,接近气动自关闭。此外,当进气道背压较大时,泄压槽也会自动开启泄压,稳定隔离段内的诱导激波串,从而显著提高进气道抗反压能力。这种敞开式泄压槽利用气动原理实现自动开启与关闭,无需额外控制执行机构,因而命名为“自适应泄压槽”。

文中结合高性能二元进气道对单个泄压槽的角度、位置及有效流通面积3个主要设计参数的影响规律开展研究,为后续多个自适应泄压槽组成自适应泄压控制系统设计奠定基础。

1 高性能基准进气道气动设计与性能研究

1.1 基准进气道气动设计

图1是二元高超进气道基准模型,总收缩比为6.5。为了提高 $Ma=4$ 状态下性能,内收缩比取2.1,明显高于常规进气道。

为兼顾高低马赫数性能,进气道设计点取

$Ma=6$ 。进气道外压段采用三楔压缩方式,为使进气道不致过长,第1级压缩角取 6° ,由于第1级压缩角较大,为避免外压缩角过大,进气道压缩角不遵循配波原则。为减弱激波强度,第2级压缩角取 4° ,第3级取 6° ,这种压缩角选取方式以及各楔匹配方式与等熵压缩相比可以明显缩短进气道内压段长度。配波时实现第3道斜激波在 $Ma=4$ 下“封口”,这样接力点状态,流量系数由前两级外压缩角确定,溢流窗减少一个,因而可提高流量系数。

1.2 数值模拟方法

文中对进气道的性能分析数值仿真采用商业软件FLUENT,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 模型,为适应湍流计算模型以及激波的准确捕获,进气道的网格划分采用了局部加密方法。计算中近壁处采用标准壁面函数。方程的离散均选择2阶迎风格式。流体假设为理想气体,分子黏度采用Sutherland公式计算,对壁面取绝热无滑移、固体边界条件。

文献^[18-19]多次校核了该计算方法的可信度,结果表明,此计算方法可以较为准确地模拟高超声速进气道的流场特性。

1.3 基准进气道总体性能与流场结构

表1给出了进气道在 $Ma=4$ 以及 $Ma=6$ 两种状态下的性能参数。可以看出,进气道在接力点 $Ma=4$ 下的流量系数达到了0.774,高于常规二元高超进气道,充分保证了进气道接力点下的流量供给。设计点 $Ma=6$ 下进气道总压恢复系数超过0.5,性能较高。

图2、图3是进气道在 $Ma=4$ 以及 $Ma=6$ 下流场图。进气道在 $Ma=4$ 时,流场几乎无分离现象,且此时进气道只有前两道激波造成溢流,第3道激波“封口”,不产生溢流,因此,这种设计较传

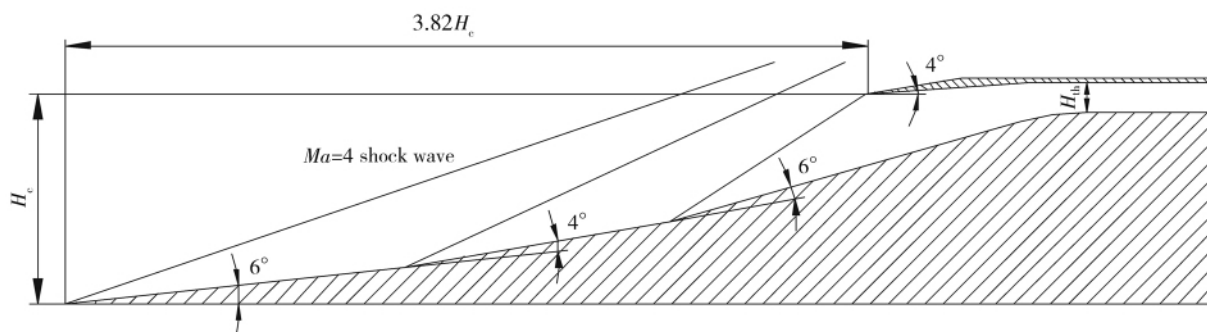


图1 基准进气道模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of inlet model

统的3道波贴口设计在接力点具有较高的流量系数.设计点 $Ma=6$ 状态下,前2道激波封口,第3道激波打在唇口内部,唇口激波打在肩点略前,避免了和肩点膨胀波扇的作用.

表1 进气道在 $Ma=4$ 及 $Ma=6$ 喉道截面的性能参数

Table 1 Performance at the throat at $Ma=4$ and $Ma=6$

	φ	σ	Ma	π
$Ma=4$	0.774	0.787	1.88	17.54
$Ma=6$	1.000	0.688	3.04	25.09

由以上分析可知,这种非常规波系配置的进气道不仅大幅度提高了 $Ma=4$ 下流量系数,同时进气道在设计点的性能也较高.

Ma 0.07 0.70 1.33 1.96 2.59 3.21 3.84



图2 进气道在 $Ma=4$ 下流场的马赫线等值线图

Fig. 2 Contours of Mach number of the inlet at $Ma=4$

Ma 0.07 1.04 2.01 2.98 3.95 4.92 5.89



图3 进气道在 $Ma=6$ 下流场的马赫线等值线图

Fig. 3 Contours of Mach number of the inlet at $Ma=6$

由于上述基准进气道内收缩比为2.1,远高于常规进气道,若不采取适当控制措施,由Kantrowitz理论分析进气道即使在设计点下也无法实现自起动,而采用自适应泄压控制技术在进气道的内压段布置若干个自适应泄压槽则能有效解决其自起动问题^[14].

为研究自适应泄压槽主要设计参数的影响规律,文中对单个自适应泄压槽的方向、位置以及有效流通面积3个重要参数,进行了系统的参数化

研究. 以期后续多个自适应泄压槽的设计奠定基础.

2 自适应泄压槽主要参数分析

图4、图5给出了泄压槽主要设计参数的定义.泄压槽位置对应于 $Ma=4,5,6$ 时唇口激波在顶板的反射点及其前后7个点;有效流通面积为单位宽度进气道等直泄压槽前后壁面之间的垂直距离 d ;开槽方向由其壁面与当地主流速度的夹角 θ 表示.

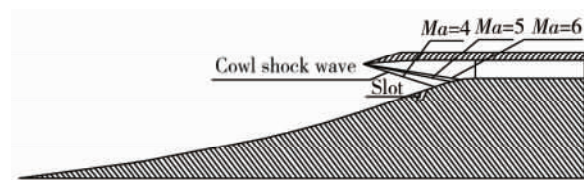
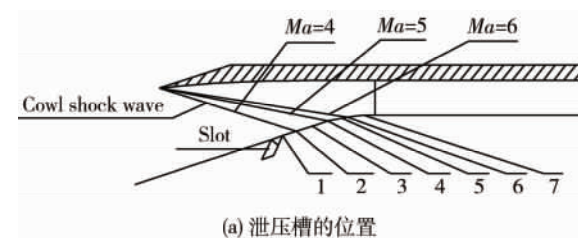
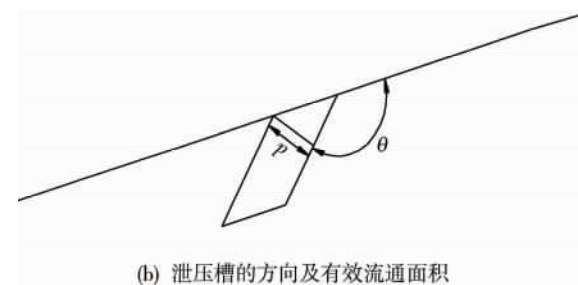


图4 进气道模型整体示意图

Fig. 4 Schematic diagram of inlet



(a) 泄压槽的位置



(b) 泄压槽的方向及有效流通面积

图5 自适应泄压槽主要设计参数定义

Fig. 5 Define of the main design parameters of the adaptive pressure relief slot

2.1 开槽角度对进气道性能以及泄漏量的影响

文中研究了泄压槽位于 $Ma=4$ 激波反射点前后两个位置时,泄漏量随开槽角度 θ 的变化规律.

图6给出了泄漏量与开槽角度 θ 的变化关系.在同一个位置,同一流马赫数下,泄漏量随 θ 增加而减小,当 θ 角大于 105° ,泄漏量几乎不变.

从图6中可以看出, $Ma=4$ 状态下位于唇口

激波反射点下游的泄压槽的泄漏量曲线高于其他 3 条曲线,这是因为经过唇口激波的压缩,当地马赫数降低,密流增大,漏气量迅速增加。 $Ma=6$ 状态下两个位置的泄压槽均处于唇口激波反射点上游,泄压槽当地马赫数较高,密流较小,因此,泄漏量较小。

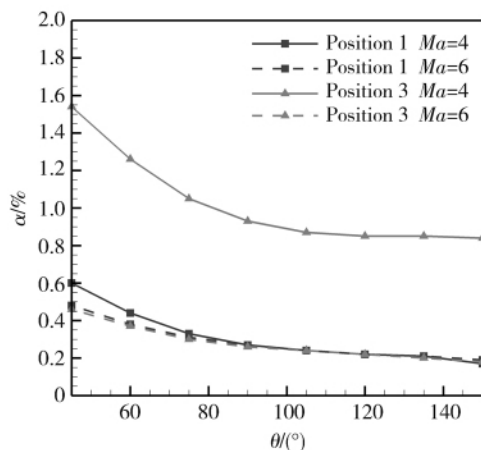


图 6 泄漏量随槽角度 θ 的变化关系

Fig. 6 Change relation of outgassing rate and θ

图 7~图 9 给出了 $Ma=4$ 状态下 $\theta=135^{\circ}$, 75° , 45° 槽附近的流场结构。由图可以看出,在泄压槽的入口截面,产生了膨胀波-激波波系。当 θ 角较大时,附面层内的超声速气流通过膨胀波扇偏转角(根据普朗特-梅耶膨胀波理论,气流经过膨胀波极限偏转角约为 130° ,但是由于压差有限,实际偏转角远达不到这个数值)远小于泄压槽

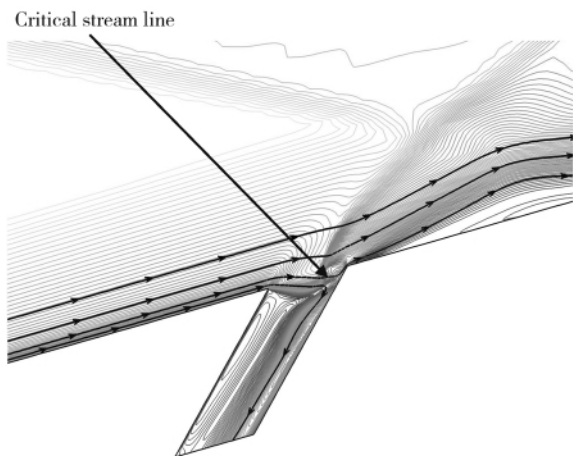


图 7 $Ma=4$ 时 135° 槽附近的流场结构

Fig. 7 Flow field structure of the slot with 135° at $Ma=4$

与当地主流速度的夹角 θ , 因而其必然撞击在泄压槽迎风壁面上,产生激波。超声速气流经过激波偏转又重新回到了主流区,只有很少一部分通过泄压槽。

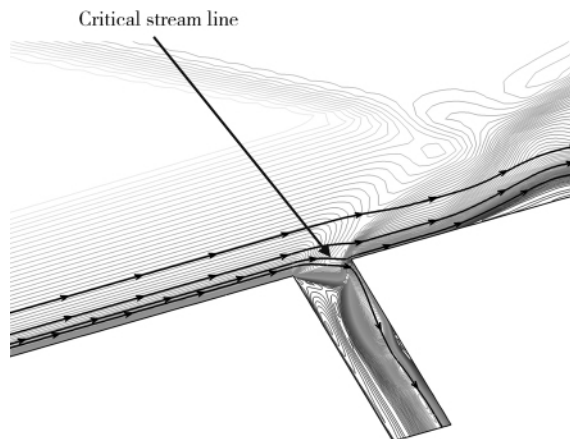


图 8 $Ma=4$ 时 75° 槽附近的流场结构

Fig. 8 Flow field structure of the slot with 75° at $Ma=4$

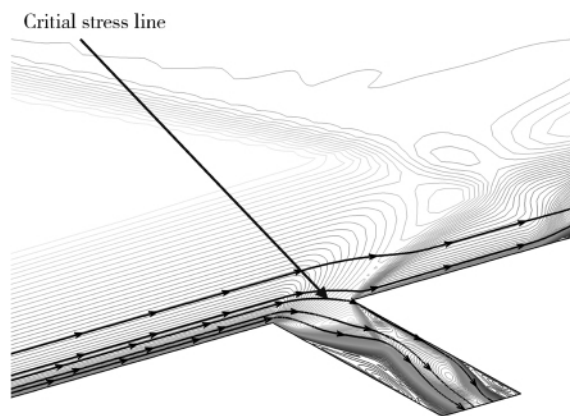


图 9 $Ma=4$ 时 45° 槽附近的流场结构

Fig. 9 Flow field structure of the slot with 45° at $Ma=4$

而当 θ 逐渐减小时,经过膨胀波扇气流偏转角接近 θ ,可轻易溢出泄压槽,槽迎风壁面的入口激波逐渐贴向壁面,来不及将气体带回主流区,泄漏量迅速增加。

图 7~图 9 中给出了气流进入泄压槽的临界流线(靠近壁面的第 3 条流线),在这条流线下方的附面层均可通过泄压槽。随 θ 增大,临界流线逐渐远离壁面,即泄漏量增加。

图 10、图 11 给出了进气道总压恢复系数随

开槽角度的变化趋势. 由图可知, $Ma=4$ 以及 $Ma=6$ 两种状态下, 随泄压槽与当地主流速度夹角变大, 进气道总压恢复系数均呈现减小趋势, 其中 $Ma=4$ 状态下, 下降的趋势更加明显.

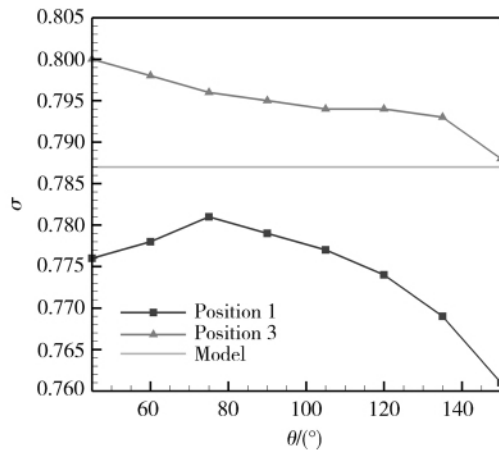


图 10 $Ma=4$ 下总压恢复系数与 θ 的关系

Fig. 10 Change relation of total pressure recovery and θ at $Ma=4$

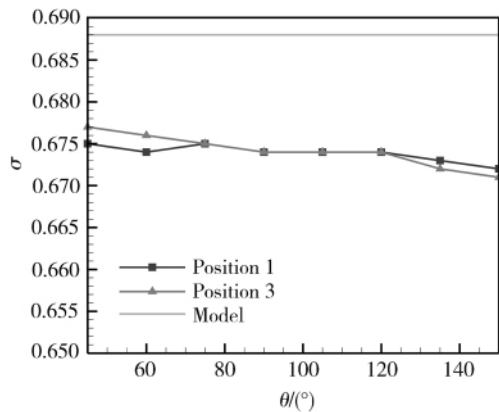


图 11 $Ma=6$ 下总压恢复系数与 θ 的关系

Fig. 11 Change relation of total pressure recovery and θ at $Ma=6$

由图 7~图 9 也可以看出, 随着泄压槽与当地主流速度夹角变大, 由于气流转角变大, 对下游影响较大, 会诱使附面层分离, 进气道性能下降. 泄压槽位于 $Ma=4$ 唇口激波反射点下游的进气道的总压恢复系数高于泄压槽位于 $Ma=4$ 唇口激波反射点上游的进气道.

图 12、图 13 给出了 $Ma=4$ 唇口激波反射点前泄压槽与当地主流速度成 150° 角和 45° 角的两状态下的流场图. 可以看到, 150° 时槽的后方存在较大的分离, 45° 时分离包减小, 因此, θ 较小时

进气道的性能较高.

图 14 给出了在唇口激波反射点下游开槽的进气道的流场结构图. 图 15 是基准进气道在 $Ma=4$

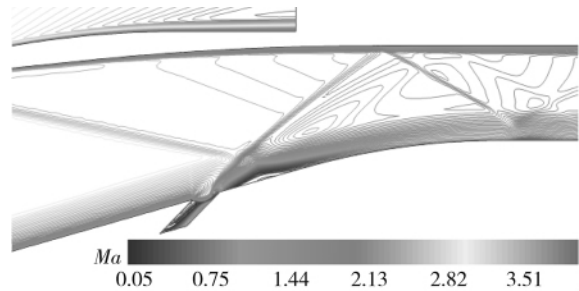


图 12 $Ma=4$ 下唇口激波反射点上游 150° 泄压槽附近流场结构

Fig. 12 Flow field structure of the slot upstream of the cowl shock wave reflection point with 150° of the inlet at $Ma=4$

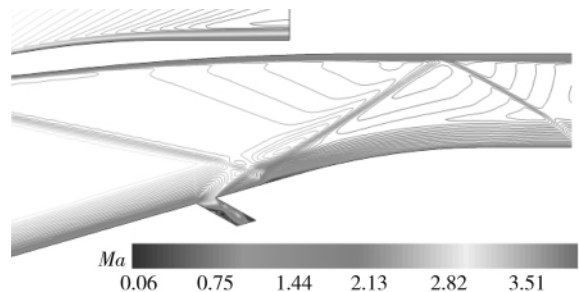


图 13 $Ma=4$ 下唇口激波反射点上游 45° 泄压槽附近流场结构

Fig. 13 Flow field structure of the slot upstream of the cowl shock wave reflection point with 45° of the inlet at $Ma=4$

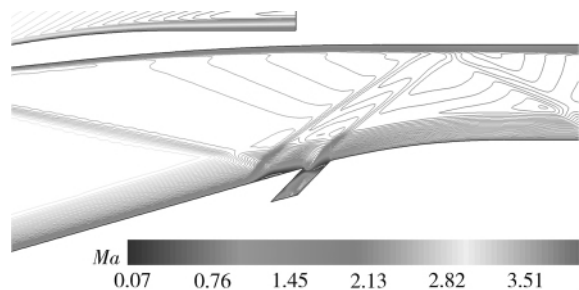


图 14 $Ma=4$ 下唇口激波反射点下游 150° 泄压槽附近流场结构

Fig. 14 Flow field structure of the slot downstream of the cowl shock wave reflection point with 150° of the inlet at $Ma=4$

状态下的流场图。在唇口激波反射点上游开槽的进气道由于激波附面层干扰引起的分离增大性能有所降低。而泄压槽在唇口激波反射点下游通过抽吸削弱分离包,进气道性能提高。

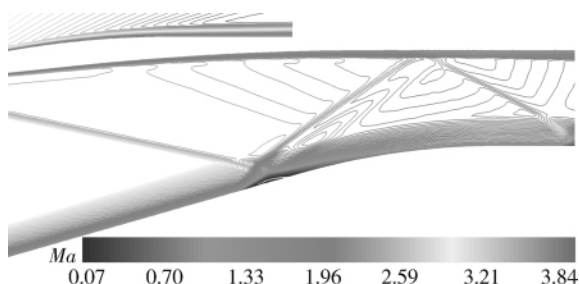


图 15 $Ma=4$ 下基准进气道流场结构

Fig. 15 Flow field structure of the model inlet at $Ma=4$

2.2 开槽位置对进气道性能以及泄漏量的影响

研究开槽位置时,开槽角度 θ 取 135° , 90° , 45° 共 3 种,其中 45° 和 90° 泄压槽是比较常见的放气方式, 135° 的泄压槽是本文研究的重点。为便于比较,槽的有效流通面积保持不变。

图 16 给出了泄漏量随开槽位置的变化趋势。由图可以看出,在同一流马赫数下,随开槽位置后移,泄漏量变化趋势基本一致:泄漏量在唇口激波反射点出现剧增。 $Ma=4$ 时,气流经过唇口激波的压缩,压力剧增,3 种情况下泄漏量较唇口激波上游增加了 1.2 倍。随着开槽位置后移,顶板的

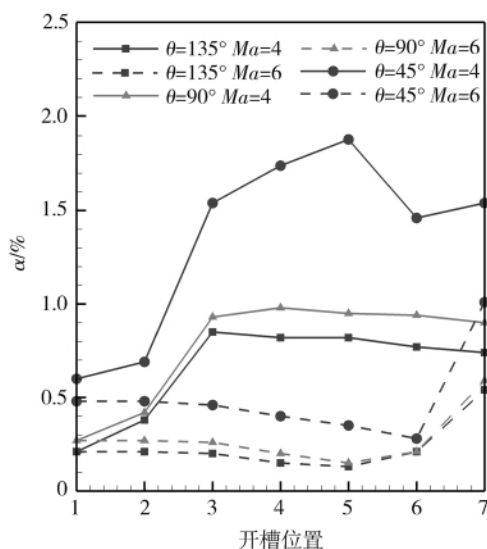


图 16 泄漏量随位置变化曲线

Fig. 16 Change relation of outgassing rate and the location of the slot

膨胀以及反射波系较弱,泄漏量变化趋于平缓。顺向槽(45° 情况)的泄漏量远高于逆向泄压槽。 $Ma=6$ 时,泄漏量同样是在经过唇口激波后出现剧增,与当地主流速度成 135° , 90° 和 45° 的 3 种情况泄漏量分别增加了 1.6 倍, 1.8 倍, 2.6 倍。可以看出,来流马赫数增加,唇口激波对气流压缩强度增加,泄漏量变化幅度增加,但是逆向泄压槽的泄漏量仍然最小。唇口激波反射点上游泄压槽入口截面密流变化平缓,泄漏量变化平缓。

由图 16 中也可以看出,相同位置,相同角度下, $Ma=4$ 状态下泄漏量大于 $Ma=6$ 状态。

因此,对于多个自适应泄压槽设计,首先应尽量在进气道内压段起到减小内收缩比的作用,同时在 $Ma=6$ 状态下槽的泄漏量就会比较小。而 $Ma=4$ 状态下时,可以将大部分泄压槽放置在唇口激波上游,有利于改善进气道的自启动性能而且泄漏量较小。同时,可在唇口激波落点或其下游处放置一个泄压槽,这个泄压槽可以增加溢流,弥补泄漏量不足以及上游泄压槽造成的进气道性能下降。

图 17、图 18 给出了开槽位置对进气道性能的影响。可以看出, $Ma=4$ 状态下进气道总压恢复系数先增加后减小,在槽位于唇口激波反射点下游时达到峰值。由于槽的存在能够排除一部分附面层,减弱激波附面层干扰。

$Ma=6$ 时,进气道的性能参数变化明显小于 $Ma=4$ 状态,并且当泄压槽位于唇口激波反射点上游,且远离唇口激波反射点时进气道的性能变

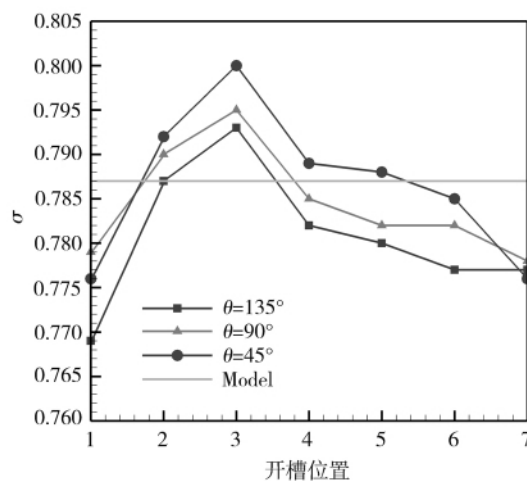


图 17 $Ma=4$ 下总压恢复系数与位置的关系

Fig. 17 Change relation of total pressure recovery and the location of the slot at $Ma=4$

化不大;当槽位于唇口激波反射点,进气道的性能最高,但相比于基准进气道下降了2%。由图19、图20给出的流场性能,看出由槽的进口截面产生

的膨胀-激波波系,影响到下游流场,降低了进气道性能。

2.3 泄压槽有效流通面积对进气道性能以及泄漏量的影响

为了提高参数的一般性和普适性,引入无量纲参数 C (可看作泄压槽的有效流通面积), 其中 l 为进气道内压段入口面积。

$$C = \frac{d}{l}$$

文中研究了开槽角度为 135° , 90° 和 45° 共3种情况下,泄漏量以及进气道性能随有效流通面积的变化规律。

由图21给出了泄漏量随着参数 C 的变化趋势。3种情况下,槽的泄漏量的变化规律基本一致,即随着有效流通面积的增加几乎成线性增加。常规放气槽的泄漏量大于逆向泄压槽。单个逆向泄压槽的泄漏量最大值不超过捕获流量的0.4%,在后续设计由3~4个逆向泄压槽组成的自适应泄压控制系统时,其总的泄漏量也不足2%,进气道的流量损失较小。

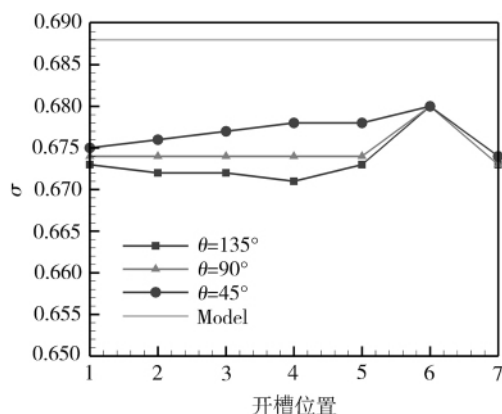


图18 $Ma=6$ 下总压恢复系数与位置的关系

Fig. 18 Change relation of total pressure recovery and the location of the slot at $Ma=6$

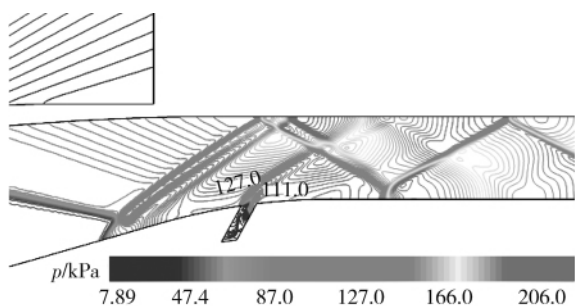


图19 $Ma=4$ 下槽在5位置与当地气流成 135° 时的静压图

Fig. 19 Contours of pressure of the inlet with 135° slot locating 5 at $Ma=4$

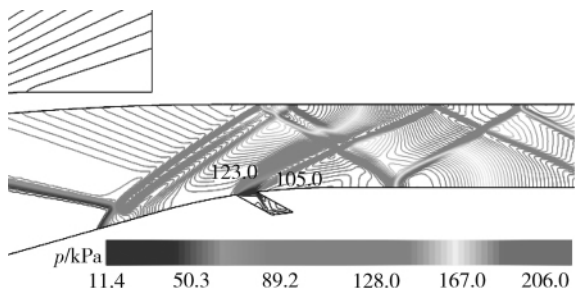


图20 $Ma=4$ 下槽在5位置与当地气流成 45° 时的静压图

Fig. 20 Contours of pressure of the inlet with 45° slot locating 5 at $Ma=4$

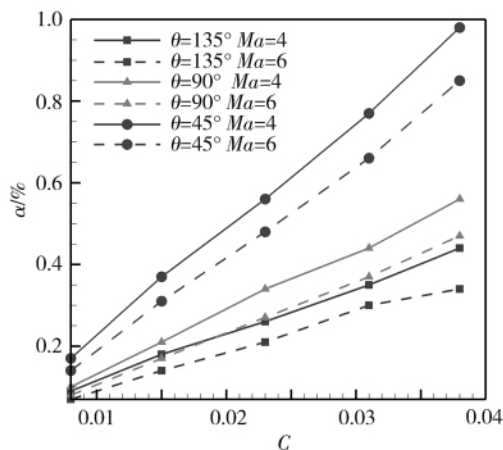


图21 槽的泄漏量随 C 的变化关系

Fig. 21 Change relation of outgassing rate and C

图22、图23给出了进气道性能参数随有效流通面积的变化规律。从图中可以看出总压恢复系数对泄压槽有效流通面积的变化不敏感,进气道的总体性能变化不大。由于开槽位置在 $Ma=4$ 唇口激波反射点上游,其总体性能总是略低于基准进气道。

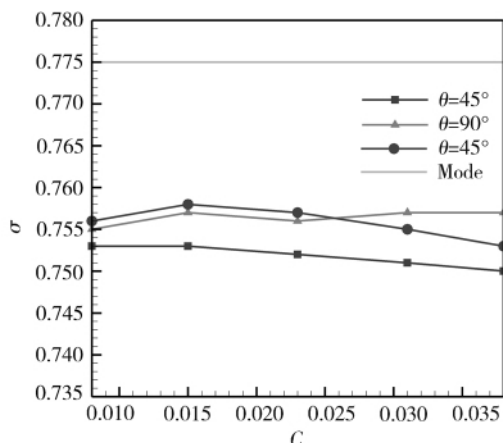
图 22 $Ma=4$ 下总压恢复系数与 C 的关系

Fig. 22 Change relation of total pressure recovery and C at $Ma=4$

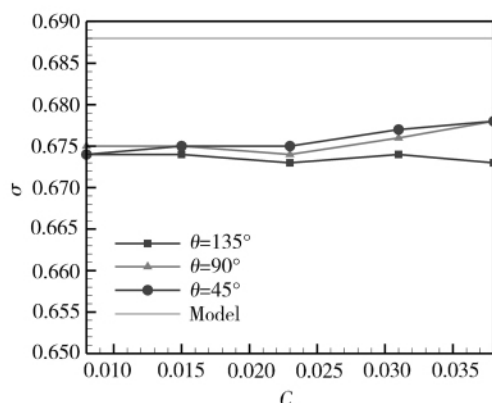
图 23 $Ma=6$ 下总压恢复系数与 C 的关系

Fig. 23 Change relation of total pressure recovery and C at $Ma=6$

3 结 论

本文在一个性能较高的二元进气道的基础上对自适应泄压槽进行了参数化研究,主要针对单个自适应泄压槽方向、位置以及有效流通面积 3 个方面,总结出泄漏量以及进气道总体性能随这些参数的变化规律:

1) 槽的泄漏量随着槽与当地主流速度的夹角的增大逐渐减小,且减小趋势逐渐变缓;逆向自适应泄压槽由于槽入口截面的膨胀波-激波波系以及背风壁面的涡流区,泄漏量与常规放气槽相比较小,仅为顺向放气槽的 50% 左右。

2) 经过唇口激波后,自适应泄压槽的泄漏量剧增。随着来流马赫数增加,这种增加幅度加剧,而逆向自适应泄压槽的增加幅度最小。

3) 在设计自适应泄压控制系统时,为改善进气道自启动性能,泄压槽应该布置在内压段;为了不损失太多流量,大部分泄压槽布置在 $Ma=4$ 唇口激波反射点上游,下游可适当布置 1~2 个泄压槽来弥补溢流量不足以及改善进气道性能。

4) 泄漏量随着有效流通面积的增加几乎成线性增加。有效流通面积变化对进气道的总体性能影响不大。

由多个自适应泄压槽组成的自适应泄压控制系统对进气道的自启动以及抗反压能力的影响有待于进一步研究。

文中作用进气道为高超声速二元进气道,虽然外压段配波方法较为特殊,但是对内压段影响不大,而本文的研究工作着重于内压段的自适应泄压槽的影响。因此得出的结论具有普适性。

参考文献:

- [1] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [2] 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)
- [3] 金志光, 张堃元. 典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1553-1560.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Performance comparison between 2-D scramjet inlet and 3-D sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1553-1560. (in Chinese)
- [4] Hamed A, Shih S H, Yeuan J J. A parametric study of bleed in shock boundary layer interactions[R]. AIAA 93-0294, 1993.
- [5] Haberle J, Gulhan A. Investigation of the flow field of a 2D SCRAM-jet inlet at Mach 7 with optional boundary layer bleed[R]. AIAA 2007-5068, 2007.
- [6] Schulte D, Henckels A, Neubacher R. Manipulation of shock/boundary-layer interactions in hypersonic inlets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 585-590.
- [7] 赵亮, 袁化成, 李博. 溢流槽对二元高超声速进气道性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1573-1580.
ZHAO Liang, YUAN Huacheng, LI Bo. Effect of spillage slot on the performance of two dimensional hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1573-1580. (in Chinese)
- [8] 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道启动能力的影响[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)
- [9] 梁德旺, 钱华俊. 抽吸孔板的气动实验及附面层抽吸数值模拟[J]. 航空学报, 2002, 23(6): 512-516.
LIANG Dewang, QIAN Huajun. Experimental investigation of aerodynamic characteristics of porous plates and numerical simulation of boundary layer suction [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 512-516. (in Chinese)
- [10] Davis D O, Willis B P, Hingst W R. Flow field measurements in a slot-bled oblique shock wave and turbulent boundary-layer interaction[R]. AIAA 95-2168, 1995.
- [11] 刘志伟, 马高建, 崔金平. 附面层吸除对二元混压式进气道起动影响分析[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(3): 149-152.
LIU Zhiwei, MA Gaojian, CUI Jinping. Influence of boundary layer bleed on start [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(3): 149-152. (in Chinese)
- [12] 莫展, 王新月, 未军光. 槽对超声速混压式进气道性能及边界层的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 302-306.
MO Zhan, WANG Xinyue, WEI Jinguang. Performance and boundary layer of flow in axisymmetric mixed-compression supersonic inlet with cavity [J]. Journal of Aerospace and Power, 2009, 24(2): 302-306. (in Chinese)
- [13] 李璞, 郭荣伟. 一种高超声速进气道起动/再起动的数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1049-1055.
LI Pu, GUO Rongwei. Numerical simulation of the start and restart performance of a hypersonic inlet [J]. Journal of Aerospace and Power, 2010, 25(5): 1049-1055. (in Chinese)
- [14] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道转动唇口变几何方案研究 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1553-1560.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Investigation of a variable geometry scramjet inlet with a rotating cowl operating in a large mach number range [J]. Journal of Aerospace and Power, 2010, 25(7): 1553-1560. (in Chinese)
- [15] 张华军, 梁德旺, 郭荣伟. 一种组合发动机变几何进气道流场特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2201-2207.
ZHANG Huajun, LIANG Dewang, GUO Rongwei. Study of flow characteristics for a variable geometry inlet on combined engine [J]. Journal of Aerospace and Power, 2009, 24(10): 2201-2207. (in Chinese)
- [16] Marc B. Airbreathing space launcher interest of a fully variable geometry propulsion system status 1999[R]. AIAA 99-2376, 1999.
- [17] Huebner L D, Rock K E, Ruf E G, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction[R]. AIAA 2001-1809, 2001.
- [18] 金志光, 张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道实验及数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 508-512.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a forward sweep sidewall compression scramjet inlet with forebody compression [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 508-512. (in Chinese)
- [19] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道 M6 高焓脉冲风洞实验[J]. 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 [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323. (in Chinese)