

文章编号: 1000 8055(2010)07-1573-08

溢流槽对二元高超声速进气道性能的影响

赵 亮, 袁化成, 李 博
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 首先对澳大利亚 HyShot 计划进气道模型进行了数值模拟, 得到了设计状态及非设计状态下的流场特征, 以及进气道性能随来流马赫数的变化规律. 根据分析, 提出了在二元高超声速进气道内压段开设溢流槽的设计思路, 设计了工作马赫数范围为 4.0~6.0 的二元高超声速进气道, 并给出了通过抬高或降低原设计槽口高度得到的两种新的开槽方案进气道的物理模型. 通过数值模拟, 结果表明: 溢流槽有效改善了进气道的性能, 拓宽了进气道的工作范围, 槽口高度的不同对进气道性能有相当大的影响.

关 键 词: 二元高超声速进气道; 溢流槽; 超燃冲压发动机; 性能; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effect of spillage slot on the performance of two-dimensional hypersonic inlet

ZHAO Liang, YUAN Huacheng, LI Bo

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The inlet model of HyShot program was simulated. The flow fields of the HyShot inlet under the design and non-design conditions, as well as the inlet's performance with the variation of Mach numbers were obtained. The design for slotting at two-dimensional hypersonic inlet was brought forward hereby and a two-dimensional hypersonic inlet working at Mach number 4.0~6.0 was designed. Furthermore, two new inlet models were designed by raising or lowering the height of the original slot. By comparing the simulation results of these three inlet models and the inlet without slot under different Mach numbers, it shows that the spillage slot improves the performance of inlet effectively and expands the inlet's operating region. It can also be found that different slot heights would fairly affect the performance of inlet.

Key words: two-dimensional hypersonic inlet; spillage slot; scramjet; performance; numerical simulation

吸气式高超声速推进技术是发展新一代低成本、高性能高超声速飞行器的关键技术, 具有强烈的航空航天和军事应用需求, 而进气道则是吸气式高超声速推进技术发展的关键所在. 为吸气式推进系统配备性能优良的进气道, 对提高整个推进系统乃至整个飞行器的综合性能具有重要的现

实意义.

对于高超声速进气道, 由于飞行马赫数高, 要保证进气道在一个较宽广的马赫数范围内工作, 常常要采用变几何设计. 然而变几何进气道结构复杂、质量大, 不易实现, 如何设计一种简单实用的、能满足宽马赫数范围工作需要的固定几何进

收稿日期: 2009 06 19; 修订日期: 2009 09 21

作者简介: 赵亮 (1987-), 男, 山东济宁人, 硕士生, 主要从事高超声速进气道研究.

气道,是一个发展高超声速飞行器迫切需要解决的关键问题。

在高超声速推进技术方面,澳大利亚制定了 HyShot 计划,2002 年 7 月 30 日,澳大利亚实验了一种用于高超声速飞机的火箭冲压发动机,飞行实验基本取得成功^[1]。

关于 HyShot 飞行器的进气道,各国学者均进行了一定的研究^[2-7],结果表明 HyShot 进气道是通过开设溢流槽,实现进气道起动和工作的。

本文在文献[2]的基础上,得到了 HyShot 飞行器第二次飞行的高超声速进气道的几何尺寸(图1),对其进行了数值模拟研究,分析该高超声速进气道在不同来流马赫数下的流动特征。由此提出了在二元高超声速进气道内压段开槽的设计思路,设计了工作马赫数范围 4.0~6.0 的固定几何二元高超声速进气道,对其进行了数值模拟仿真,并研究了开槽高度对进气道性能的影响。

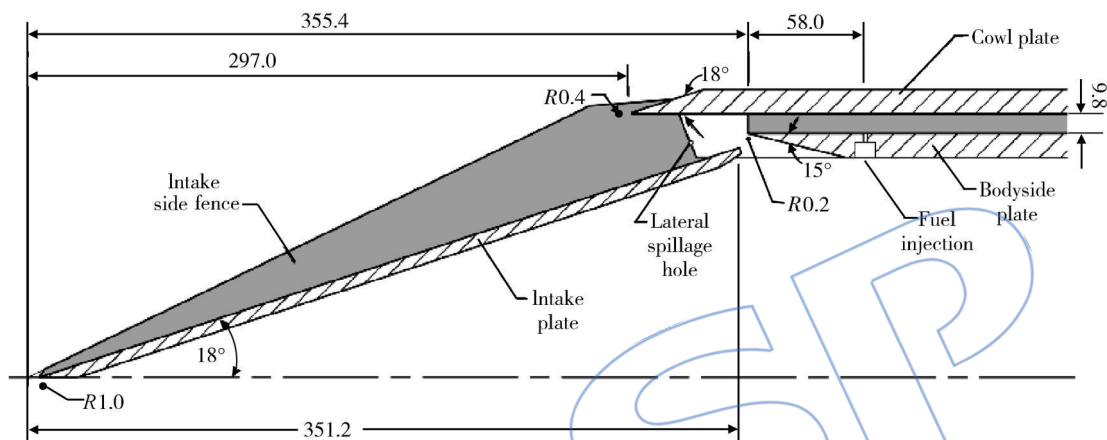


图1 HyShot 进气道的示意图(单位: mm)

Fig.1 Schematic diagram of HyShot inlet (unit: mm)

1 HyShot 进气道性能分析

1.1 网格生成、计算方法及计算条件

计算采用矩形结构化网格,按文献[2]得到的几何尺寸对图1所示进气道划分网格,进行二维流动计算。为了能够更加准确的模拟附面层内的复杂流动,在靠近壁面处,计算网格进行了适当的加密处理,壁面网格 y^+ 均小于 10。

HyShot 高超声速进气道设计状态为在离地面约 30 km 大气中以 0° 攻角,马赫数为 7.89 飞行。本文分别对进气道在 0° 来流攻角及不同的来流马赫数下,进行数值模拟。不同来流马赫数下的计算条件采取模拟同一飞行高度,与实验状态相比近似认为静压、静温保持不变,在不同的来流马赫数下有不同的雷诺数。

应用南京航空航天大学自主研制的 NAPA 软件进行全黏性的 Navier-Stokes (N-S) 方程数值求解。考虑到气体的高温效应,计算中采用了考虑变比热容的热完全气体模型。空间通量计算选取 2 阶精度的 AUSM+ (advection upstream splitting method+) 格式,选用改进的 B/L (Baldwin/

Lomax) 湍流模型进行数值模拟^[8]。

1.2 $Ma_0 = 7.89$ 时,进气道的流动特征

HyShot 高超声速进气道先后进行了二次飞行实验,其实验飞行马赫数达到 7.89,首先对该马赫数下进气道的流动特征进行分析。

图2给出了 $Ma_0 = 7.89$ 时进气道的马赫数等值图以及上下壁面沿程压力分布曲线,从图可以看出,该进气道由一道外压激波和一道内压激波完成对气流的减速增压,该马赫数下外压激波没有贴口,流量系数大约为 0.68,由于隔离段与收缩段连接处开槽,内压激波从开槽处溢出^[9-10],没有形成激波反射,收缩段内没有复杂的激波干扰。沿程壁面压力波动较小,隔离段内流动均匀。此状态下进气道的增压比达到 74.6 左右,温升比约为 5.9,隔离段出口马赫数约为 2.5,总压恢复系数为 0.1223。

文献[3]给出了 HyShot 进气道的地面模拟高空实验的数据图,图3给出了进气道计算值和文献[3]中给出的实验值的对比,图中 p_{out} 为进气道出口静压,可以看出,两者吻合得较好,这表明, NAPA 软件可以准确模拟高超声速流动。

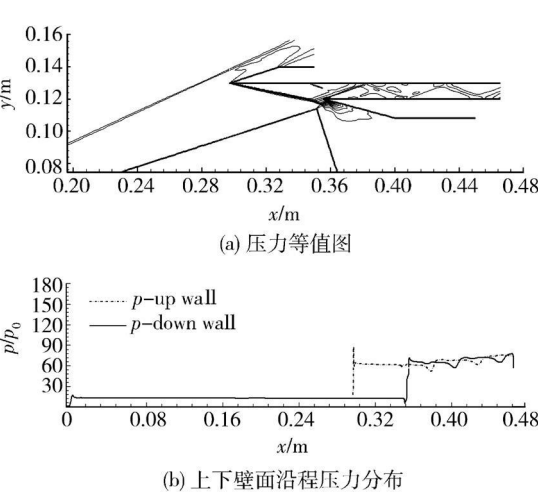


图 2 HyShot 进气道的流动特征($Ma_0 = 7.89$)

Fig. 2 Flow characteristics of HyShot inlet ($Ma_0 = 7.89$)

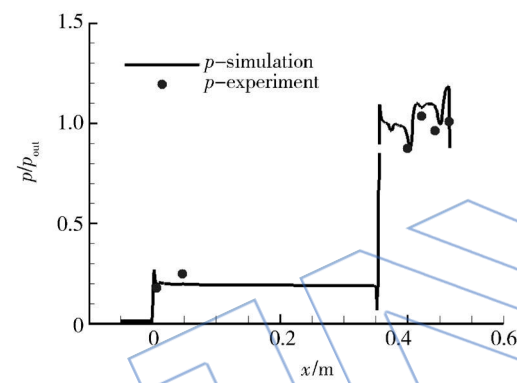


图 3 HyShot 进气道计算值与实验值的对比

Fig. 3 Comparison between simulation and experiment in HyShot inlet

1.3 不同来流马赫数下 HyShot 进气道流动特征分析

图 4 给出了 2° 来流攻角时(设计飞行攻角为 2°), HyShot 进气道在不同的来流马赫数($Ma_0 = 11, 10, 7.0, 6.0, 5.5, 5.3, 5.2$)下的压力等值图. 从进气道整体波系结构图上可以看出, $Ma_0 = 11$ 外压激波封口, 随着来流马赫数的减小, 进气道外压缩波的激波角逐渐增大, 超声速溢流不断加剧; 唇口产生的压缩波与下壁面的交点逐渐前移, 激波逐渐减弱. 由于隔离段内附面层的发展, 使得等直隔离段形成一个从前向后逐渐收缩的通道, 当来流马赫数减小到一定数值时, 流量在隔离段后半部分开始阻塞, 随着来流马赫数的降低, 隔离段内流场从后向前反射波逐渐减弱, 形成若干道较弱的正激波. 当来流马赫数减小到一定程度

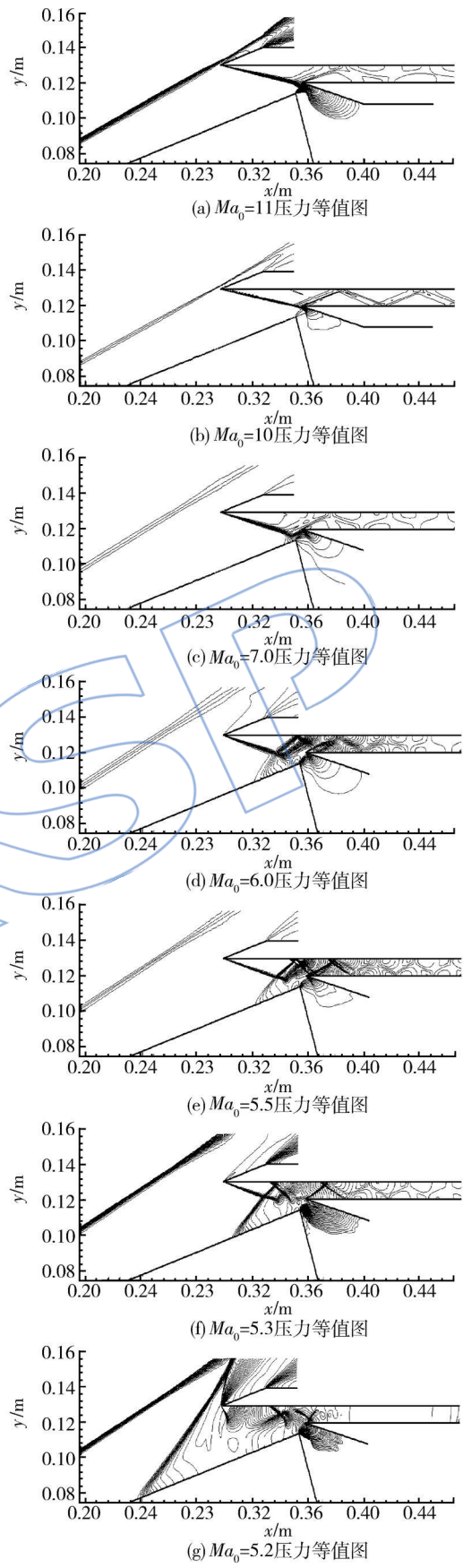


图 4 不同来流马赫数下 HyShot 进气道的压力等值图

Fig. 4 Pressure contours of HyShot inlet at different Mach numbers

时,隔离段内的波系被推出隔离段,此时进一步减小来流马赫数($Ma_0=5.2$),波系被推出进气道收缩段,进口前形成一道激波,由于波后分离包的存在,激波向后倾斜,进气道不起动^[11].

1.4 HyShot 进气道性能参数随来流马赫数的变化

图 5 给出了 HyShot 进气道的流量系数、溢流流量系数(开槽溢出的流量与最大捕获流量的

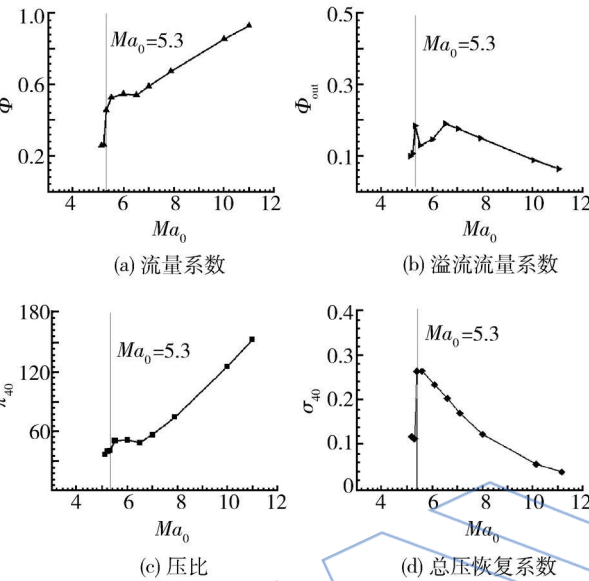


图 5 HyShot 进气道的出口性能参数随来流马赫数的变化曲线

Fig. 5 Performance of HyShot inlet at different Mach numbers

比值)、压比以及总压恢复系数随来流马赫数的变化情况.从图可以看出,进气道激波封口马赫数为 11,此时进气道的流量系数接近于 1,隔离段出口静压与来流压比约为 153,温升比约为 9,隔离段出口马赫数为 3 左右;随着来流马赫数的减小,进气道的流量系数和压比均逐渐减小,而总压恢复系数和开槽流量系数则逐渐增加.在来流马赫数降至 5.3 以下时,进气道上述性能参数均发生阶跃式变化,结合上文表明此时进气道不起动.随着来流马赫数继续降低,流量系数、开槽流量系数、压比和总压恢复系数均逐渐减小.可见,在 $Ma_0=11$ 到 $Ma_0=5.3$ 范围内,该进气道均能够正常工作,工作范围较宽.

2 溢流槽对进气道的影响研究

2.1 进气道开槽方案的选取及性能分析

参照 HyShot 进气道,设计的工作马赫数范围为 4.0~6.0,飞行攻角为 2.2° 的固定几何二元高超声速进气道,进气道开槽位置及型面尺寸见图 6 所示.本文根据对 HyShot 进气道的数值仿真研究,提出开槽进气道的设计思路为:在低马赫数下,开口位置在唇口激波之后,槽外气流处于高压区,溢流较大;高马赫数下,开口位置位于激波前,槽外气流处于低压区,溢流较小.这样既可以排除附面层防止激波-附面层干扰引起的流动分离,同时又能够根据不同来流马赫数下的需求,自主调节流量改善进气道的起动性能.

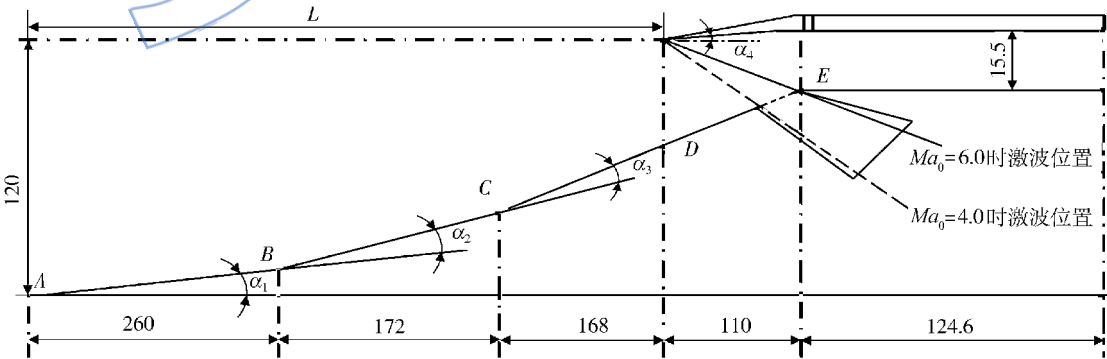


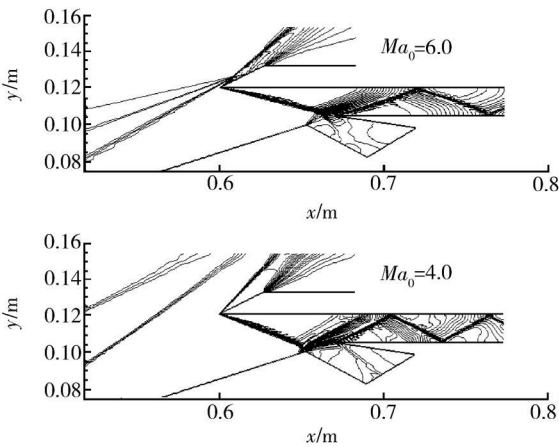
图 6 开槽进气道示意图

Fig. 6 Schematic diagram of slotted inlet

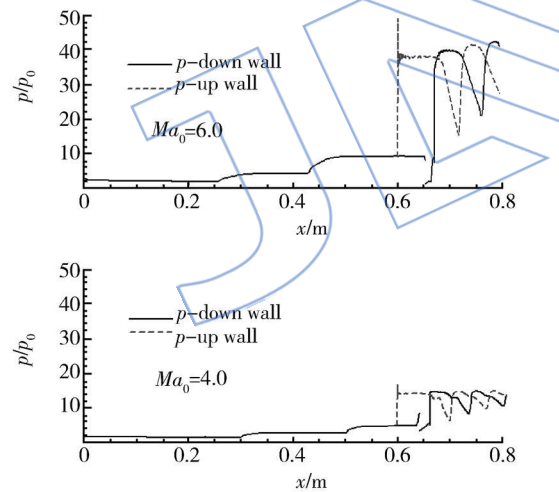
图 7 给出了 2.2° 攻角时,进气道在马赫数为 6.0 和马赫数为 4.0 时的流场压力等值图及上下壁面压力分布.马赫数为 6.0 时,三道外压激波封口,马赫数为 4.0 时,斜激波的激波角要明显大于

设计马赫数下的激波角.在这两个马赫数下,整个进气道的流场未出现流动分离.进气道唇口产生的斜激波与下壁面交于开槽处,沿下壁面流动的气流在到达开槽位置时向槽内膨胀,在开槽边界

产生膨胀波, 并与唇口产生的激波相交. 相交后的膨胀波和唇口斜激波进入隔离段, 并在隔离段内不断反射, 形成如图所示的波系结构. 其相应的沿程压力呈现波峰、波谷式的交替变化. 马赫数为 4.0 时的压力值的变化趋势与马赫数为 6.0 时相同, 但压力阶跃相对较小. 马赫数为 6.0 时进气道的增压比达到 36.6 左右, 温升比约为 3.4, 隔离段出口马赫数约为 2.7, 总压恢复系数为 0.517.



(a) $Ma_0=6.0$ 及 $Ma_0=4.0$ 时进气道压力等值图

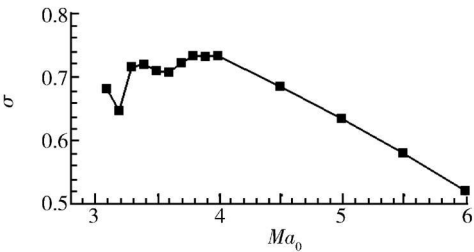


(b) $Ma_0=6.0$ 及 $Ma_0=4.0$ 时进气道上下壁面压力分布

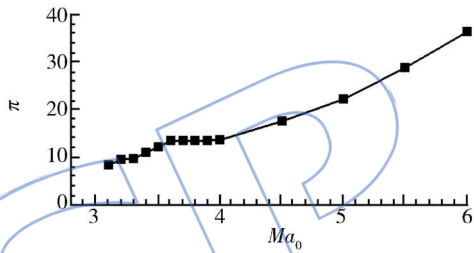
图 7 马赫数为 6.0 和 4.0 时进气道流动特征
Fig.7 Flow characteristics of inlet
($Ma_0=6.0, Ma_0=4.0$)

图 8 给出了 2.2°攻角时进气道出口参数随来流马赫数的变化曲线. 随着来流马赫数的减小, 总压恢复系数逐渐升高. 当来流马赫数处于 3.2 和 4.0 之间时, 总压恢复系数随来流马赫数的变化不大, 当来流马赫数为 3.2 时, 总压恢复系数突然

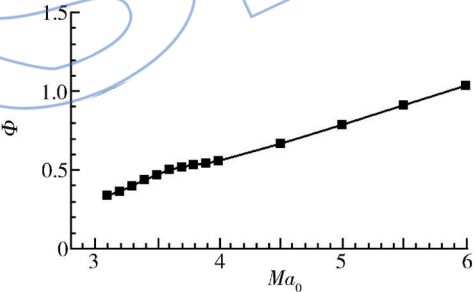
下降后上升. 当来流马赫数处于 3.2 和 4.0 之间时, 进气道的压比出现平台. 除此之外, 进气道的温升比、压比、出口马赫数、流量系数均随来流马赫数的减小不断降低. 进气道溢流流量系数表现出与 HyShot 进气道相同的变化规律.



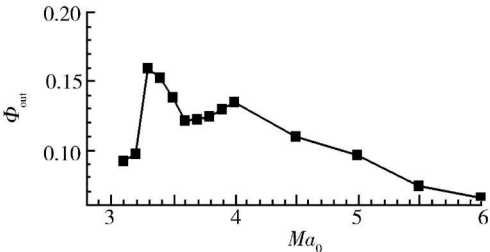
(a) 总压恢复系数随来流马赫数的变化



(b) 压比随来流马赫数的变化



(c) 流量系数随来流马赫数的变化



(d) 溢流流量系数随来流马赫数的变化

图 8 进气道出口参数随来流马赫数的变化曲线
Fig.8 Performance of inlet at different
Mach numbers

在来流降至马赫数小于 3.2 时, 进口前形成后缘激波, 波后气流分离, 进气道上壁面压力峰值迅速增加, 进气道不起动(图 9). 同时还注意到,

内部开槽的高超声速进气道低马赫数下的不起动现象与常规的不开槽的高超声速进气道低马赫数不起动现象略有不同, 其性能参数并未出现明显的阶跃式变化, 其进口前的后倾激波也并未远离唇口. 总压恢复系数和隔离段出口马赫数也相对较高, 隔离段内气流仍为超声速流动. 这主要是由于激波后倾封口, 进口前溢流较小, 而开槽造成的溢流较多, 波后分离包较小, 同时溢流导致气流扩张变大, 波后气流加速.

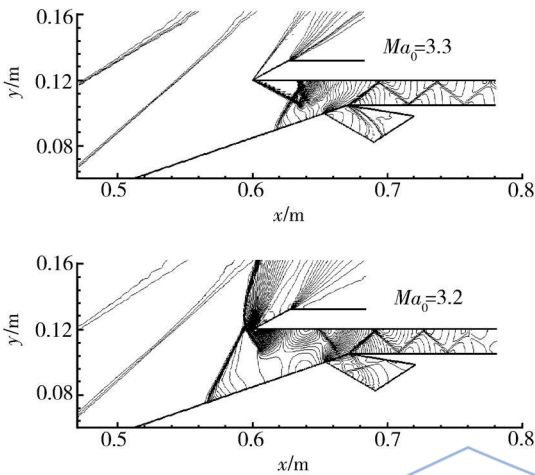


图 9 进气道不起动压力等值图

Fig. 9 Pressure contours when inlet unstarts

将进气道槽口平面用固壁替代, 便得到了不开槽进气道, 对其进行数值模拟, 图 10 给出了不开槽进气道在马赫数为 6.0 和 4.0 时的进气道压力等值图, 从图中可以看出, 在马赫数为 6.0 时的进气道由于激波附面层作用, 内压段产生气流分离, 分离前生成一道斜激波, 而在马赫数为 4.0 时

进气道则不起动. 由此可见, 内压段开槽减弱了激波附面层干扰, 拓宽了进气道的工作范围. 此时马赫数为 6.0 时进气道的增压比达到 49.3 左右, 温升比约为 4.0, 隔离段出口马赫数约为 2.3, 总压恢复系数为 0.428. 对比开槽进气道的出口参数得到, 开槽增大了进气道的总压恢复系数.

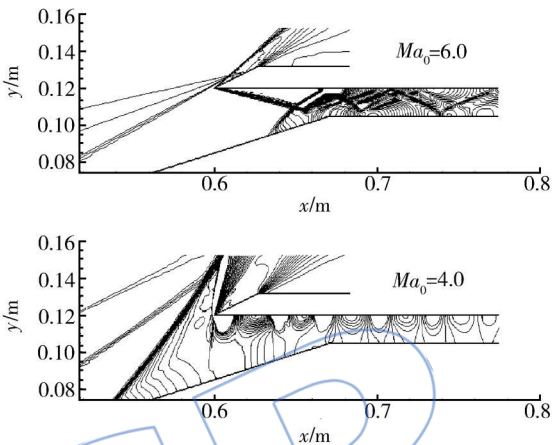


图 10 马赫数为 6.0 和 4.0 时不开槽进气道的压力等值图

Fig. 10 Pressure contours of unslotted inlet ($Ma_0 = 6.0$, $Ma_0 = 4.0$)

2.2 开槽高度对进气道性能的影响

在原进气道开槽方案的基础上, 对靠近隔离段一侧槽的高度进行抬高和降低, 隔离段长度和高度在保证等直的前提下随之相应的调整, 其余部分的几何尺寸不变, 研究不同开槽高度对进气道性能的改变. 图 11 给出了不同开槽高度进气道设计的示意图.

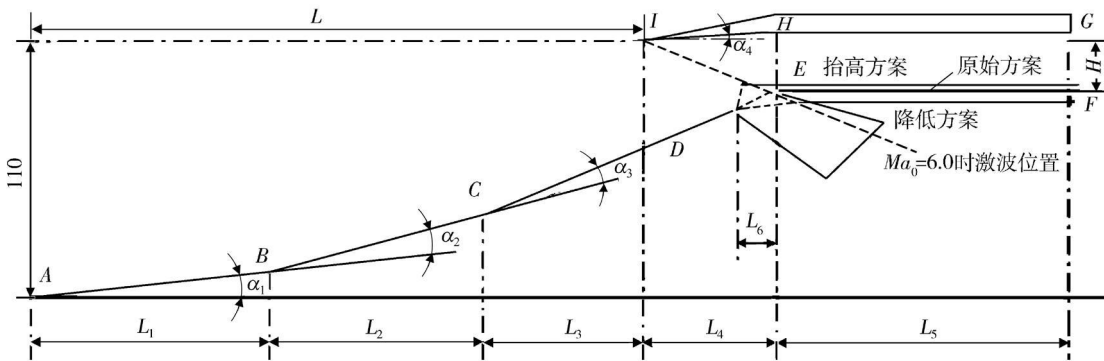


图 11 不同开槽高度进气道设计的示意图

Fig. 11 Schematic diagram of slotted inlets with different groove heights

图 12 给出了不同开槽高度进气道的出口参数随来流马赫数的变化曲线图, 图中 case 1 代表原开槽方案, case 2 代表抬高方案, case 3 代表降低方案. 从图中可以看出, 三种方案进气道性能参数的变化规律基本相同, 但同一来流马赫数下, 随开槽高度的增加, 总压恢复系数及压比不断增大, 而流量系数逐渐减小. 从图中还得出, 进气道起动马赫数基本不变. 开槽高度的变化对进气道的起动性能影响较小, 这是由于低马赫数下溢流的增多导致实际喉道截面前移至开槽前缘, 开槽高度的改变并不改变实际喉道面积造成的.

从图 12 中看, 抬高开槽位置时, 虽然进气道的溢流有所增加, 但进气道总压恢复系数和压比提高了, 进气道总体性能得到了提高, 因此适当抬高开槽位置有利于改善进气道性能.

2.3 进气道的不起动与再起动

与不开槽的二元高超声速进气道不起动现象相似, 开槽的进气道当进入不起动状态后, 在进口前形成一道后倾激波, 波后存在较大的流动分离. 不同的是, 进口前的后倾激波并未远离唇口, 唇口前溢流量较少, 部分气流流入隔离段, 且流入隔离段的气流马赫数也比较高. 研究表明, 三种开槽设计方案在加大来流马赫数的条件下均可以实现进气道的超速再起动^[12-13], 但再起动性能略有不同, 其中原设计方案能够在马赫数为 7.5 时实现了再起动, 而抬高方案和降低方案则分别在马赫数为 9.0 和马赫数为 8.5 时实现了再起动, 可见, 槽口与开槽所在平面平行时再起动马赫数最低, 再起动性能最好.

3 结 论

- 1) 通过对 HyShot 进气道的数值模拟和流场性能参数分析表明, 该进气道在内压段开槽, 将唇口激波打入槽内, 能减弱激波附面层干扰, 改善进气道的性能, 拓宽进气道的工作范围.
- 2) 设计了一种工作马赫数范围为 4.0~ 6.0, 内压段开槽的固定几何二元高超声速进气道, 并通过抬高或降低原设计方案进气道开槽高度得到了两种开槽方案进气道的物理模型.
- 3) 随着来流马赫数的升高, 内压段开槽方案进气道的总压恢复系数逐渐降低, 温升比、压比、出口马赫数和流量系数则随着马赫数的升高而升高.
- 4) 随开槽高度的增加, 同一来流马赫数下, 总压恢复系数及压比不断增大, 而流量系数逐渐减小. 起动马赫数基本不随开槽高度变化.
- 5) 加大来流马赫数可以使开槽设计的进气道实现超速再起动, 而槽口与开槽所在平面平行时再起动性能最好.

参考文献:

[1] Kindler M, Lempke M, Blacha T, et al. Numerical investigation of the HyShot supersonic combustion configuration [R]. AIAA- 2008- 5167, 2008.

[2] Hass N E, Smart M K, Paull A. Flight data analysis of Hy-Shot 2 [R]. AIAA- 2005- 3354, 2005.

[3] Gardner A D, Hannemann K, Steelant J, et al. Ground testing of the HyShot supersonic combustion flight experiment in HEG and comparison with flight data [R]. AIAA 2004- 3345, 2004.

[4] Kodera M, Sunami T, Itoh K. Numerical simulation of a

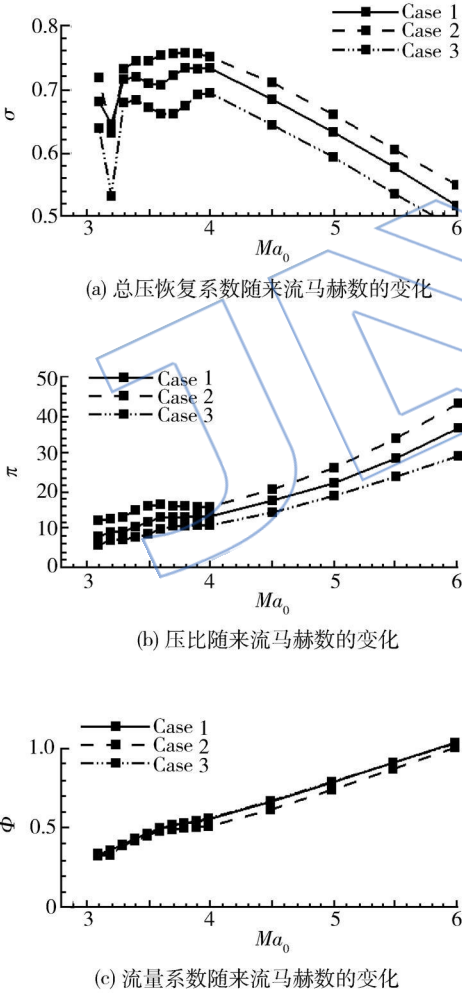


图 12 不同开槽高度进气道的出口参数随来流马赫数的变化曲线

Fig. 12 Performance of different grooving inlets at different Mach numbers

- scramjet engine for JAXA's flight experiment using HyShot[R]. AIAA-2005-3355, 2005.
- [5] Won S H, Jeung I S, Choi J Y. Turbulent combustion characteristics in HyShot model combustor with transverse fuel injection[R]. AIAA-2007-5427, 2007.
- [6] Boyce R R, Paul A. Scramjet intake and exhaust CFD studies for the HyShot scramjet flight experiment [R]. AIAA-2001-1891, 2001.
- [7] Furudate M, Lee B J, Jeung I S. Computation of HyShot scramjet flows in the T4 experiments[R]. AIAA 2005-3353, 2005.
- [8] Baldwin B, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA-78-0257, 1978.
- [9] Najafiyazdi A, Tahir R, Timofeev E V, et al. Analytical and numerical study of flow starting in supersonic inlets by mass spillage[R]. AIAA-2007-5072, 2007.
- [10] MAolder S, Timofeev E V, Tahir R B. Flow starting in high compression hypersonic air inlets by mass spillage [R]. AIAA-2004-4130, 2004.
- [11] 袁化成, 梁德旺. 高超声速侧压式模型进气道不起动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 683-687. YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Characteristic analysis of unstart performance for hypersonic side wall inlet model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(6): 683-687. (in Chinese)
- [12] 袁化成, 梁德旺. 高超声速进气道再起动特性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 390-393. YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Analysis of characteristics of restart performance for a hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5), 390-393. (in Chinese)
- [13] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉. 影响高超声速进气道起动能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719. LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719. (in Chinese)