

文章编号:1000-8055(2009)10-2176-07

变后掠角 + 变侧压角曲面压缩的高超侧压式 进气道数值仿真

金志光, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为进一步提高侧压式进气道性能,提出了变侧压角与变后掠角 + 变侧压角两种曲面压缩的侧压式进气道设计方案,利用数值仿真手段对其 $Ma=6$, $Ma=4$ 下的流场结构及总体性能开展了研究,并与常规平面压缩的侧压式进气道进行了比较.结果表明,曲面压缩的侧压式进气道性能要明显优于常规平面压缩进气道;采用变后掠角 + 变侧压角设计的曲面侧压式进气道具有前掠与后掠两种进气道的优点,能显著提高进气道高低马赫数下的性能.计算发现, $Ma=6$ 设计点下,变后掠角 + 变侧压角曲面侧压式进气道流量系数较常规进气道提高 4.1%,总压恢复系数提高 5.3%; $Ma=4$ 来流条件下,流量系数提高 6.3%,总压恢复系数提高 5.4%.

关 键 词: 超燃冲压发动机进气道; 侧压式进气道; 曲面压缩; 变后掠角; 变侧压角; 数值仿真

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

Numerical simulations of curved surface sidewall compression scramjet inlets with varied sweep angle and sidewall compression angle

JIN Zhi-guang, ZHANG Kun-yuan

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Two generic curved surface sidewall compression scramjet inlets with varied sidewall compression angle or with varied sweep angle and sidewall compression angle were studied to improve the performance of the conventional plane compression sidewall compression inlet. The flow field structures and overall performance were studied comparatively at Mach number 4 and 6 by means of numerical simulations, and comparisons were made between this concept inlet and conventional inlet. Results indicate the performance of the curved surface inlet is obviously superior to the conventional inlet. The sidewall compression scramjet inlet with varied sweep angle and compression angle has the advantages of both backward and forward sweep sidewall compression inlet, such as: smaller spillage angle at cowl place, weaker cowl shock waves and more stable boundary layer on the top wall. Numerical simulations also show that, at Mach number 6 design point, the mass capture ratio of the new curved surface inlet with varied sweep angle increases by 4.1% than that of the conventional inlet, and the total pressure recovery coefficient increases by 5.3%; at Mach number 4 starting point, the mass capture ratio increases by 6.3%, and the total pressure recovery coefficient increases by 5.4%.

Key words: scramjet inlet; sidewall compression scramjet inlet;

收稿日期: 2008-10-24; **修订日期:** 2009-02-11

基金项目: 国家 863 基金(2006AA723020)

作者简介: 金志光(1977-),男,江苏南通人,博士,主要从事高超声速进气道技术研究.

curved surface compression; varied sweep angle;
varied sidewall compression angle; numerical simulation

高超声速进气道是超燃冲压发动机的关键部件之一,其性能直接影响整台发动机的推力特性。据分析,对 $Ma=5\sim 7$ 一级的碳氢燃料飞行器,进气道压缩效率每提高 1%,可使推进系统的比冲增加 3%~5%,而进气道的流量捕获能力更是直接决定了发动机的推力大小^[1],因此,寻求高效的进气道压缩方案是实现高超声速推进的一个重要突破口。

高超声速进气道主要有轴对称式、二维平面压缩式及三维侧压式三大类。目前,我国超燃冲压发动机总体研制单位所采用的进气道主要集中在二维平面压缩式和三维侧压式这两类。

从已有实验结果来看,采用二元进气道的超燃冲压发动机在 $Ma=6$ 设计点能获得较高的推力性能,但在 $Ma=4$ 接力点由于流量系数较低,推力明显不足。

南京航空航天大学内流研究中心在对侧压式进气道与二元进气道的对比研究中发现^[2], $Ma=6$ 设计点下虽然侧压式进气道性能略低于二元进气道,但在 $Ma=4$ 接力点下,侧压式进气道流量

系数可比二元进气道提高 20%以上,加速性能非常突出。由此可见,对宽马赫数范围工作的超燃冲压发动机而言,侧压式进气道是一种值得深入研究的候选方案。

为进一步提高侧压式进气道性能,本文在已有研究基础上对采用曲面侧板压缩的侧压式进气道开展了研究,提出了两种曲面侧板构型的侧压式进气道气动方案,利用数值仿真手段对其流场结构和总体性能进行了研究。

1 曲面压缩的侧压式进气道设计

图 1~图 3 给出了三种侧压式进气道气动布局。其中,方案 1 为常规侧压式进气道,该方案侧板前缘线与肩部后缘线平行,侧板为平面。方案 2 在方案 1 基础上采用变侧压角曲面侧板,该方案通过控制侧板后缘线的前掠角度来实现侧压角的变化。文中采用的曲面侧板侧压角由底部的 4° 逐渐过渡到上端的 6° 。

侧压角下小上大一方面可以减小底部的侧压

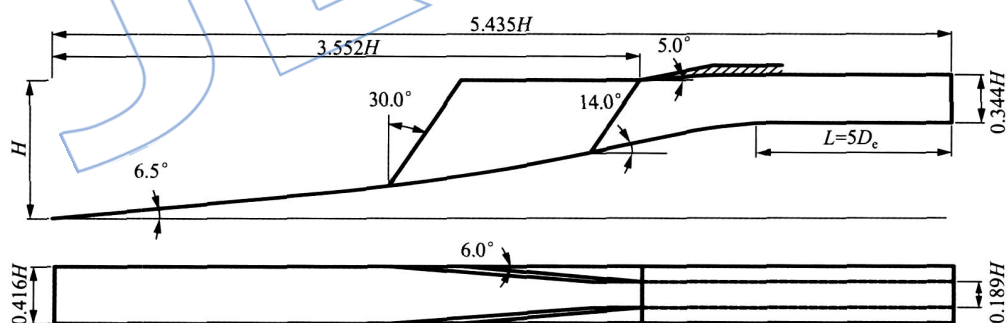


图 1 常规侧压式进气道气动布局(方案 1)

Fig. 1 Scheme of the conventional sidewall compression scramjet inlet (model 1)

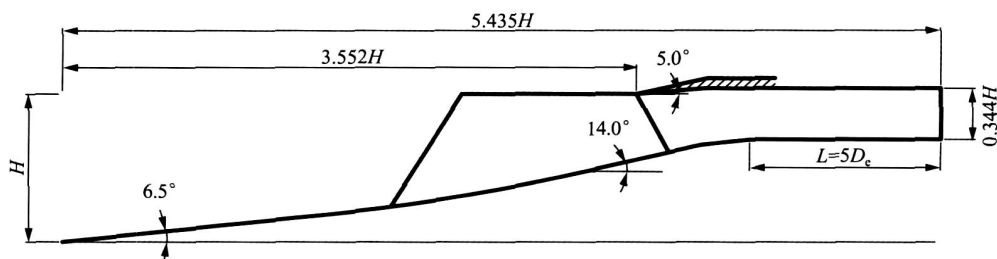


图 2 变侧压角进气道气动布局(方案 2)

Fig. 2 Scheme of the sidewall compression scramjet inlet with varied sidewall compression angle (model 2)

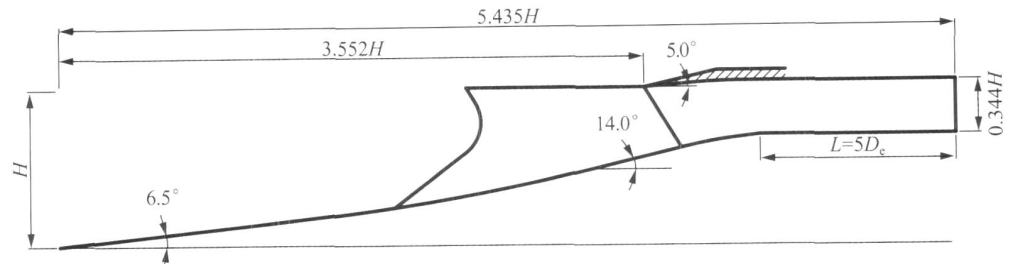


图 3 变后掠角 + 变侧压角进气道气动布局(方案 3)

Fig. 3 Scheme of the sidewall compression scramjet inlet with varied sweep angle and sidewall compression angle (model 3)

激波强度,减弱侧压激波与顶板附面层的相互干扰,保持顶板附面层的稳定性;另一方面,由侧压激波上强下弱导致的压差还可在某种程度上减少溢流,增加进气道的捕获流量。

方案 3 在方案 2 基础上对侧板采用变后掠角与变侧压角设计。侧板前缘后掠角由下部的后掠方式逐渐过渡到上部的前掠方式,同时侧板后缘线也采用前掠方式。这种设计综合了前掠进气道与后掠进气道的优点。侧板前缘上部前掠除可减小溢流外还可减小唇口处的溢流角,弱化唇口波,而在底部采用后掠方式则可有效降低顶板上的逆压力梯度,减弱侧压激波与顶板附面层的相互干扰,保持附面层稳定。

三种进气道方案除侧板构型不同外其余参数完全一致,进气道顶板均采用了文献[3]中的曲面设计。进气道总收缩比为 6.4,其中侧向收缩比 2.20,顶压收缩比 2.91。为保证进气道在接力点 $Ma=4$ 下能顺利实现自起动,进气道内收缩比均限定为 1.25^[4]。有关侧压式进气道主要设计参数的选取可参考文献[5]。

2 数值计算

采用守恒型雷诺平均的 Navier-Stokes(N-S)方程对高超声速进气道流场进行数值模拟,CFD(计算流体动力学)算法为时间推进的有限体积法。紊流模型选用两方程 $k-\varepsilon$ 模型,近壁处采用壁面函数进行修正^[6]。由于几何条件和流动状态的对称性,

进气道模型仅取一半的区域进行三维流场计算。

进气道内流道沿 x, y, z 方向分别布置了 372, 60, 28 个节点,其计算域与网格配置与文献[7]基本一致,整个计算域共采用了 834 000 个结构化网格单元。

为适应黏性计算与激波捕获的需要,计算网格采用了局部加密措施,其中第一层网格距壁面不超过 0.1 mm,确保近壁面 y^+ 在 30 以内的量级。计算中采用了压力远场、对称面、压力出口及无滑移绝热壁面边界条件。超声速隔离段出口参数由内部流场外插得到。计算收敛的标准为:各残差指标下降到 10^{-3} 以下且不再变化,进气道内流道进出口流量的相对误差在 10^{-4} 以下。

表 1 给出了文中采用的“等动载”飞行条件下的计算状态与来流参数。

为检验计算方法的可信度,图 4~图 6 给出了某典型侧压式进气道 $Ma=4$ 风洞实验条件下的数值仿真结果,并与实验数据进行了比较。

从图 4~图 6 中不难发现,壁面沿程静压与出口截面皮托压的数值计算结果与实验数据相当吻合,除少数测点外,大部分测点数据几乎落在数值模拟得到的曲线上,显示出较高的计算精度。由此可见,本文所采用的计算方法能较准确地模拟高超侧压式进气道这一复杂的流动结构,计算结果具有较高的可信度。

这一数值方法还成功模拟了前掠侧压式进气道 $Ma=5.3$ 下的“冷风洞”实验流场^[7]以及某常

表 1 “等动载”飞行条件下的计算状态和来流参数 (动压头 $q=64.2\text{ kPa}$)

Table 1 Flight conditions (dynamic pressure head $q=64.2\text{ kPa}$)

飞行马赫数	飞行高度/ km	静压/ Pa	总压/ MPa	静温/ K	总温/ K
$Ma=4$	19.78	5 736	0.87	216.7	910.1
$Ma=6$	25.0	2 549	4.02	221.6	1 817.1

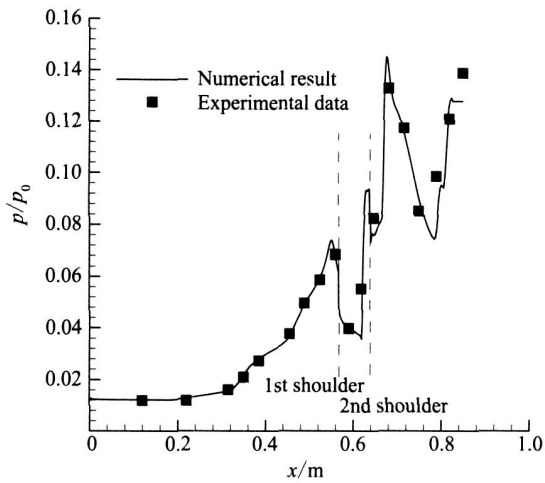


图 4 顶板中心线沿程静压分布

Fig. 4 Static pressure distribution along the centerline of the top wall (experimental and CFD results)

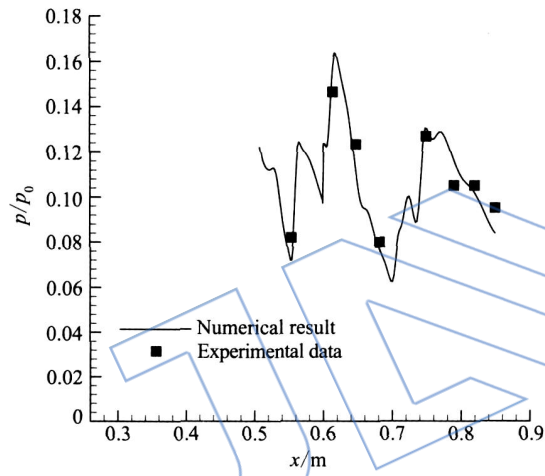


图 5 唇口板中心线沿程静压分布

Fig. 5 Static pressure distribution along the centerline of the bottom wall (experimental and CFD results)

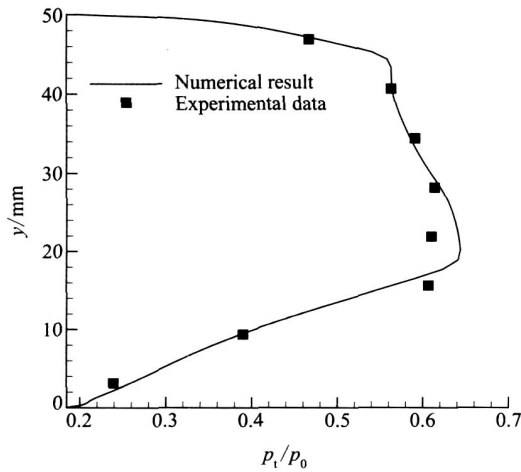


图 6 隔离段出口对称面皮托压沿高度分布

Fig. 6 Pitot-pressure distribution at the exit symmetry line of the isolator (experimental and CFD results)

规后掠侧压式进气道 $Ma = 6$ 高焓脉冲风洞实验条件下的内流场结构^[8]. 结果表明,数值模拟得到的壁面沿程静压与隔离段出口皮托压变化趋势与实验数据均吻合较好,表现出较高的计算精度.

3 结果与分析

3.1 $Ma = 6$ 下的流场结构比较

图 7~图 9 给出了三种进气道方案 $Ma = 6$ 下的对称面波系结构.

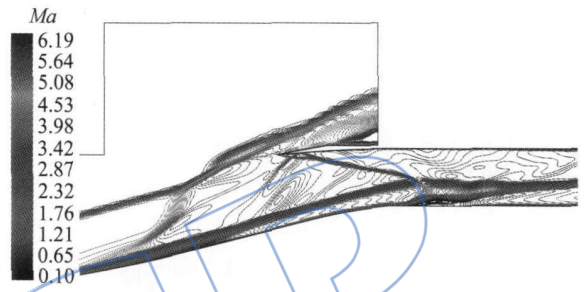


图 7 方案 1 进气道 $Ma = 6$ 下的对称面等马赫线图

Fig. 7 Contours of Mach number in the symmetry plane of model 1 at $Ma = 6$

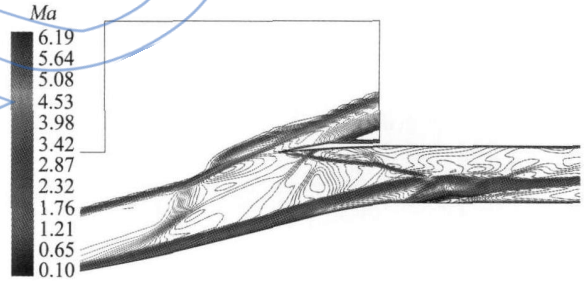


图 8 方案 2 进气道 $Ma = 6$ 下的对称面等马赫线图

Fig. 8 Contours of Mach number in the symmetry plane of model 2 at $Ma = 6$

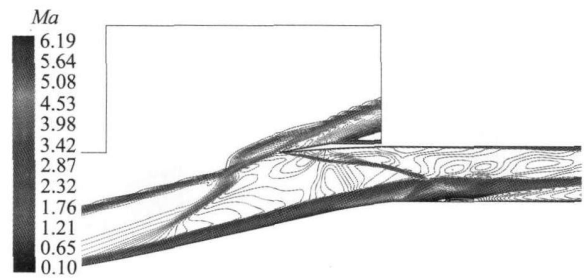


图 9 方案 3 进气道 $Ma = 6$ 下的对称面等马赫线图

Fig. 9 Contours of Mach number in the symmetry plane of model 3 at $Ma = 6$

对比图 7、图 8 可以看到,方案 1 常规侧压式进气道由于侧向收缩通道较短而使得顶板附面层在进入侧压通道后受到两侧板剧烈挤压,两侧角

区流在对称面过早汇聚导致顶板附面层被抬起并出现明显的滑流面. 方案 2 进气道的侧压角下小上大, 底部侧向收缩通道变长, 同时底部侧压激波强度减弱, 故而使得顶板附面层的稳定性明显增强, 附面层能沿壁面稳定流动, 并未出现顶板附面层被抬起的现象, 如图 8 所示.

由于前两种进气道的侧板采用了后掠方式, 这使得唇口处的溢流角较大, 唇口波较强. 由图 7、图 8 可以看到, 较强的唇口波导致顶板肩点后方产生较大程度分离.

方案 3 进气道由于侧板上部为前掠方式, 这在减少溢流的同时也减小了唇口前的溢流角, 从而有利于弱化唇口波. 由图 9 可以看到, 与前两种进气道相比, 方案 3 进气道顶板肩点后方的分离区已明显减小. 同时, 由于溢流角减小, 顶压激波更贴近唇口, 这显然有利于增加进气道的捕获流量. 此外, 由于侧压角下小上大, 侧压通道内的顶板附面层流动也非常稳定, 可以说该方案已综合了前掠与后掠两类进气道的优点. 显然, 这种设计思想对改善进气道低马赫数下的起动性能是非常有利的.

从图 10 给出的隔离段出口截面的马赫数分布来看, 三种进气道的压缩量相当, 出口流场相似, 都存在明显的分层流动, 即隔离段上半部为

高速高能区, 下半部为低速低能区, 底部对称面两侧均存在因侧板附面层下洗而产生的“对涡区”流动^[7], 但方案 3 的主流区要略大于前两种进气道.

3.2 $Ma = 4$ 下的流场结构比较

图 11~图 13 给出了三种进气道 $Ma = 4$ 下的对称面波系结构.

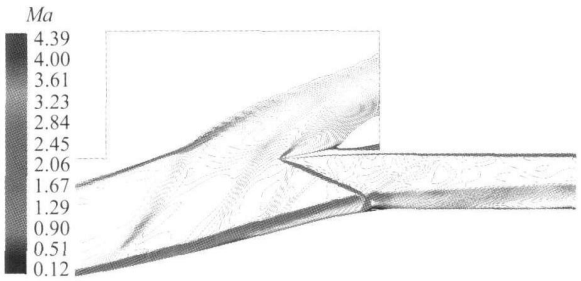


图 11 方案 1 进气道 $Ma=4$ 下的对称面等马赫线图
Fig. 11 Contours of Mach number in the symmetry plane of model 1 at $Ma=4$

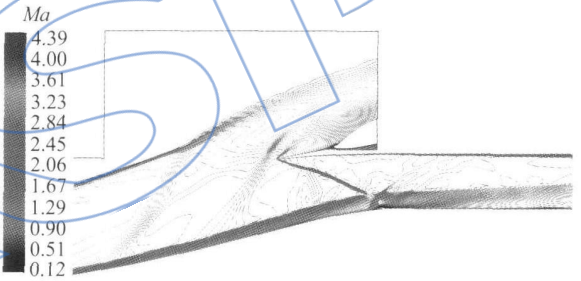


图 12 方案 2 进气道 $Ma=4$ 下的对称面等马赫线图
Fig. 12 Contours of Mach number in the symmetry plane of model 2 at $Ma=4$

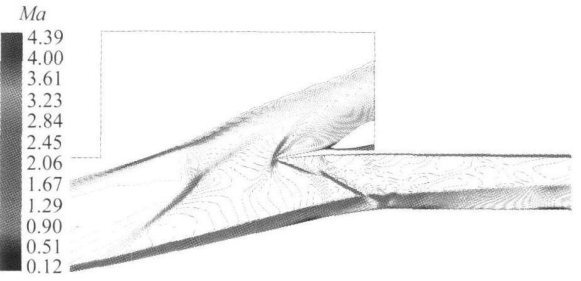


图 13 方案 3 进气道 $Ma=4$ 下的对称面等马赫线图
Fig. 13 Contours of Mach number in the symmetry plane of model 3 at $Ma=4$

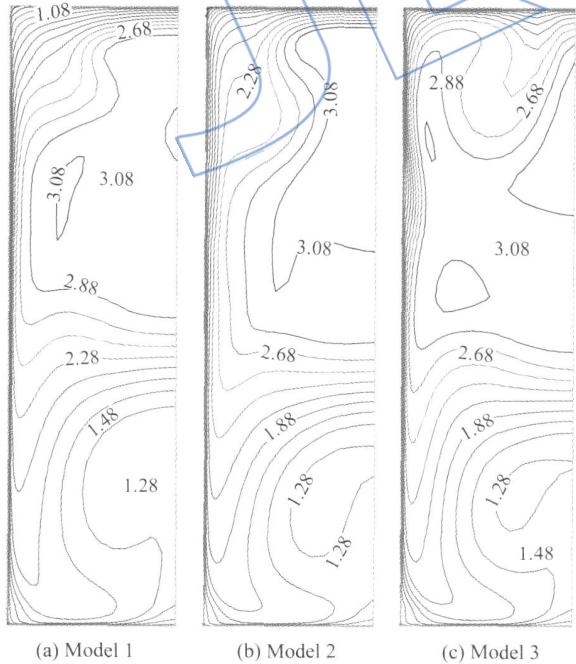


图 10 $Ma=6$ 下三种方案隔离段出口截面马赫数分布
Fig. 10 Contours of Mach number at the exit plane of the three models at $Ma=6$

对比三种进气道 $Ma = 4$ 下的对称面波系结构不难发现, 采用后掠侧板的方案 1、方案 2 两种进气道由于唇口波较强, 顶板肩部附近存在明显分离. 而采用变后掠角的方案 3 进气道由于侧板上部为前掠方式, 这使得唇口处的溢流角减小, 唇口波减弱, 最终使得顶板肩部分离完全消失, 如图 13 所示. 可见, 采用变后掠角 + 变侧压角的曲面

压缩方式对改善侧压式进气道低马赫数下的性能是显著的。

由图 14 给出的隔离段出口截面的马赫数分布来看,低马赫数来流条件下,侧压式进气道出口流场较为均匀,由侧板附面层下洗而引发的二次流明显减弱,隔离段出口主流区面积增加,分层流

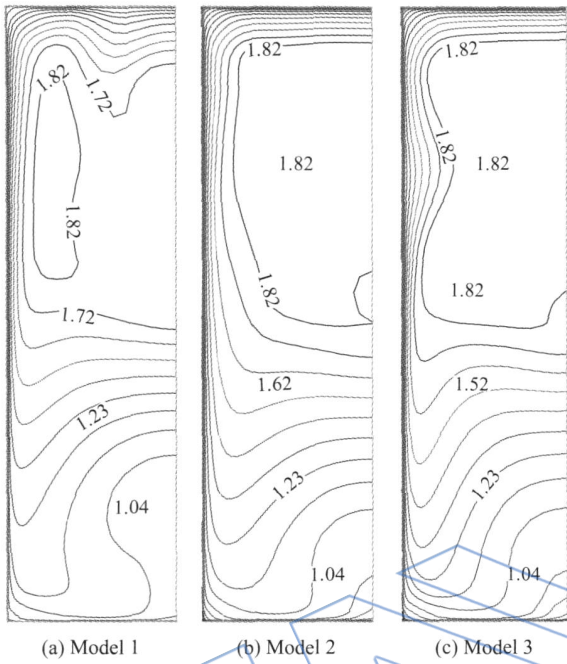


图 14 $Ma=4$ 下三种方案隔离段出口截面马赫数分布
Fig. 14 Contours of Mach number at the exit plane of the three models at $Ma=4$

动不明显.三种进气道中,方案 2 与方案 3 的主流区较大,低速区较小。

3.3 总体性能比较

表 2 给出了三种侧压式进气道方案 $Ma=6$, $Ma=4$ 下的总体性能参数。

由表 2 不难发现,采用曲面侧板设计的方案 2、方案 3 进气道其总体性能参数较常规平面侧板压缩的方案 1 进气道有明显提高,并且来流马赫数越低,性能提高越明显。

可以看到, $Ma=6$ 来流条件下,采用变侧压角曲面设计的方案 2 进气道其流量系数较方案 1 常规进气道提高 1.7%,总压恢复系数提高 3.7%,二者之和为 5.4%; $Ma=4$ 来流条件下,流量系数则提高 5.9%,总压恢复系数提高 3.9%,二者之和为 9.8%。

而采用变后掠角 + 变侧压角曲面设计的方案 3 进气道其性能提高尤为明显. $Ma=6$ 来流条件下,方案 3 进气道流量系数较方案 1 提高 4.1%,总压恢复系数提高 5.3%,二者之和为 9.4%; $Ma=4$ 来流条件下,流量系数提高 6.3%,总压恢复系数提高 5.4%,二者之和为 11.7%。

可见,对侧板采用曲面设计能使侧压式进气道总体性能,尤其是接力点下的性能获得较为明显的提高.对于文中提出的变侧压角与变后掠角 + 变侧压角两种曲面侧板设计方案,后者对进气道性能的提高效果更为明显。

表 2 三种进气道方案 $Ma=6$, $Ma=4$ 下的总体性能比较

Table 2 Performance comparisons of the three generic scramjet inlets under different incoming Mach numbers

	$Ma=6$				$Ma=4$			
	流量系数	总压恢复系数	出口马赫数	增压比	流量系数	总压恢复系数	出口马赫数	增压比
方案 1	0.921	0.457	2.55	29.7	0.716	0.646	1.66	19.3
方案 2	0.937	0.474	2.55	30.4	0.758	0.671	1.65	20.9
方案 3	0.959	0.481	2.58	30.6	0.761	0.681	1.66	20.6

4 结 论

针对本文研究的两种曲面压缩的侧压式进气道设计方案,可以得出以下结论:

1) 变侧压角曲面设计的侧压式进气道通过减小底部侧压角、增加底部侧压通道长度能有效减弱侧压激波与顶板附面层的相互干扰,增强顶板附面层的稳定性.同时,由侧压激波上强下弱导致的压差还可在某种程度上减少溢流,增加进气

道流量系数。

2) 变后掠角 + 变侧压角曲面设计的侧压式进气道具有前掠与后掠两种进气道的优点,能在保证顶板附面层稳定性的同时减小唇口处的溢流角弱化唇口波,明显改善进气道高低马赫数下的性能,进一步提高进气道流量系数。

3) 数值研究表明,曲面侧板压缩的侧压式进气道总体性能较常规平面侧板压缩的进气道有明显提高,并且来流马赫数越低,性能提高越明显。

$Ma=6$ 来流条件下,方案3进气道流量系数较方案1提高4.1%,总压恢复系数提高5.3%; $Ma=4$ 来流条件下,流量系数提高6.3%,总压恢复系数提高5.4%。

4) 对于文中给出的两种曲面侧板设计方案,变后掠角+变侧压角的曲面设计具有最佳的总体性能。

参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington, DC, U. S. A. :AIAA Education Series, 1994:242-256.
- [2] 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)
- [3] 金志光,张堃元. 一种提高后掠侧压式进气道流量系数的有效措施[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5):897-902.
- JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. An efficient method for increasing mass flow capture ratio of a three-dimensional sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5):897-902. (in Chinese)
- [4] 潘瑾,张堃元. 可变内收缩比侧压式进气道自启动性能[J]. 推进技术, 2007, 28(3):278-282.
- PAN Jin, ZHANG Kunyuan. Self-starting characteristics for sidewall compression inlet with variable internal contraction ratio [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3):278-282. (in Chinese)
- [5] 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)
- [6] Karki K C, Patanker S V. Pressure based calculation procedure for various flows at all speeds in arbitrary configurations [J]. AIAA J., 1989, 27(9):1167-1174.
- [7] 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)
- [8] 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)