

文章编号:1000-8055(2011)06-1201-08

马赫数 4~7 的高超侧压式进气道气动设计与性能

金志光, 张堃元, 刘 媛

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对巡航马赫数为 7、转级马赫数为 4 的宽范围侧压式进气道进行了设计, 讨论了主要设计参数的选取原则, 给出了一种曲面压缩的高性能侧压式进气道设计方案, 并利用数值仿真手段对其流场结构及性能进行了研究. 结果表明, 所设计的侧压式进气道在马赫数 $Ma=4$ 时的流量系数达到 0.753, 最大正攻角可达 6° 以上. $Ma=6$ 时, 流量系数达到 0.945, 隔离段出口总压恢复系数为 0.504. $Ma=7$ 时, 总压恢复系数为 0.388; 随攻角增加, 进气道捕获流量几乎线性增加, 流场畸变有所减小, 但总压恢复系数加速下降; 随侧滑角增加, 总压恢复系数下降剧烈, 流量系数变化不大. 研究还发现, 进气道下游的三维隔离段其上下壁面压差导致隔离段底部形成“对涡”流动, 显著加大了流场畸变, 这是各类三维隔离段的典型流动特征.

关 键 词: 超燃冲压发动机进气道; 侧压式进气道; 曲面压缩; 攻角特性; 侧滑角特性; 数值仿真
中图分类号: V235.113 **文献标志码:** A

Design and performance investigation of sidewall compression scramjet inlets operating from Mach 4 to Mach 7

JIN Zhi-guang, ZHANG Kun-yuan, LIU Yuan

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

Abstract: Three-dimensional sidewall compression scramjet inlets with fore body compression operating in a large Mach number range from 4 to 7 were designed. The selection principles of the inlet primary design parameters were discussed and a high performance inlet scheme with curved surface compression was given. The complex flow field structure and the global performance of the scramjet inlet were investigated by means of numerical simulations. Results indicate at Mach 4 starting point, the sidewall compression scramjet inlet has a mass capture ratio of 0.753, and can work at above 6 degrees attack angle. At Mach 6, the inlet has a mass capture ratio of 0.945 and a total pressure recovery coefficient of 0.504 at the isolator exit, and 0.388 at Mach 7 cruising point. Numerical simulations also show that with the increasing attack angle, the captured mass flow increases nearly linearly, but the total pressure recovery coefficient decreases dramatically. As the yaw angle increased, the inlet total pressure recovery coefficient also decreases dramatically, but the mass capture ratio only drops slightly. It is also found that a pair of vortex occurre at the bottom of the isolator because of the pressure difference between the upper and lower walls of the isolator

收稿日期:2010-05-13; 修订日期:2010-12-14

基金项目:南京航空航天大学青年科技创新基金(NS2010039)

作者简介:金志光(1977—),男,江苏南通人,副教授,博士,主要从事超、高超声速进气道关键技术研究.

entrance, which increase the flow field distortion, and decrease the total pressure along the isolator.

Key words: scramjet inlet; sidewall compression scramjet inlet;
curved surface compression; characteristic of attack angle;
characteristic of yaw angle; numerical simulation

宽马赫数范围高超声速进气道在设计时必须满足三个基本要求:第一,要保证进气道在巡航马赫数下具有较高的总体性能;第二,接力马赫数下必须确保能实现自起动;第三,接力马赫数下,进气道起动后还必须具有较高的总体性能,尤其是流量系数不能过低.这三方面设计要求也是评价进气道设计成败的重要指标.

对常规定几何进气道而言,以上三方面设计要求通常是矛盾的,难以在接力点下同时获得高流量系数与优良的起动性能,并且进气道工作范围越宽,该矛盾就越突出.

文献[1]在对侧压式进气道与二元进气道的对比研究中发现,侧压式进气道性能对来流马赫数的敏感程度远低于二元进气道,尤其是低马赫数下的流量系数要显著高于二元进气道,加速性能突出,并且采用曲面压缩的侧压式进气道^[2],其巡航马赫数下的总体性能甚至要高于一般二元进气道.由此可见,对宽马赫数范围工作的超燃冲压发动机而言,定几何侧压式进气道是一种值得深入研究的候选方案.况且,带支板布局的二元高超进气道在一定程度上已具备侧压式进气道的某些流动特征.此外,侧压式进气道在火箭基组合循环(RBCC)发动机上也有很好的应用前景^[3].

近年来,南京航空航天大学、北京动力机械研究所、中国科学院力学研究所、国防科学技术大学等众多国内研究单位对侧压式进气道开展了大量的研究工作^[4-8],侧压式进气道性能由此获得显著提高.侧压式进气道作为一种三维压缩进气道,相比于目前广为研究的各类内收缩进气道具有结构简单、高低马赫数下的流量协调相对容易实现以及工作范围较宽等优点,但流场结构复杂,畸变较大是其不可避免的一大弊端.

本文在已有研究基础上对工作于马赫数 $Ma=4\sim 7$ 的侧压式进气道进行了设计,分析了主要设计参数的选取原则,给出了一种高性能进气道设计方案,并利用数值仿真手段对其流场结构及性能进行了研究.

1 侧压式进气道主要设计参数分析

侧压式进气道除具有各类高超进气道共同的设计参数外,还包含其特有的设计参数,如侧板几何压缩角、侧板前缘后掠角、侧向收缩比、侧向内收缩比及宽高比等.参数虽多,但却增加了型面设计的灵活性,合理的参数配置对改善进气道流场结构、提高进气道高低马赫数下的总体性能有重要作用.以下就主要设计参数的选取原则作简要分析:

1) 侧板几何压缩角(简称侧压角).侧压角决定了侧压激波强弱与侧板长度.侧压角越大,侧压激波越强,但侧板变短,侧压通道溢流窗面积减小,进气道流量系数提高.同时,由于侧板缩短,顶压激波与侧压激波的干扰减小,因而进气道总压恢复系数在一定范围内下降并不明显.从进气道性能、结构及热防护等方面考虑,侧压角建议在 $4^\circ\sim 6^\circ$ 之间选取,并且偏向略大值.

2) 侧板前缘后掠角.侧板前缘后掠角对进气道流量系数、流场结构及侧板前缘热防护有较大影响.大的侧板前缘后掠角有利于进气道起动及热防护,但会使进气道流场畸变加大,流量系数偏低.而采用前掠侧板则有利于提高进气道低马赫数下的流量系数,同时也能弱化唇口波,改善流场结构.为提高前掠侧板进气道低马赫数下的起动性能,必须合理控制侧压激波强度及内压量大小,同时也要求进气道具有较好的通流流场.相对于侧压通道入口气流方向,侧板前掠角度一般控制在 $30^\circ\sim 45^\circ$ 之间.

3) 侧向收缩比.侧压与顶压的分配对进气道性能至关重要.在总收缩比一定的情况下,在一定范围内提高侧压、减小顶压可降低进气道性能对来流马赫数的敏感程度,从而有利于提高低马赫数下的流量系数.但侧压过大会使得侧板偏长,顶压与侧压的干扰增强,进气道性能反而会下降.侧压量大小还与进气道出口宽高比及工作马赫数有关.在目前的进气道工作范围内,侧向收缩比一般在 2.0 左右.

4) 侧向内收缩比. 内收缩比大小在很大程度上决定了进气道低马赫数下的起动性能. 由于高超进气道不起动时的大面积分离主要集中在顶板内压段进口, 因而采用略小的顶压内收缩比和略大的侧压内收缩比有利于进气道起动, 同时也不会明显降低进气道低马赫数下的流量系数, 但总的内收缩比仍要控制在 1.4 左右.

5) 进气道出口宽高比. 侧压式进气道出口宽高比一般由下游燃烧室给定. 宽高比的大小会影响到侧压与顶压的分配. 宽与高的比值越大, 则侧压就会越小、顶压就会越大, 进气道性能对来流马赫数就越敏感.

6) 曲面侧板. 研究发现, 采用变侧压角或变后掠角的曲面侧板有利于改善进气道流场结构, 提高进气道高低马赫数下的总体性能. 出于加工及热防护方面考虑, 一般采用直前缘变侧压角曲面构型即可获得较高的总体性能.

基于以上参数的一般选取原则, 设计了一种工作于 $Ma=4\sim7$ 的定几何侧压式进气道气动方案, 如图 1 所示.

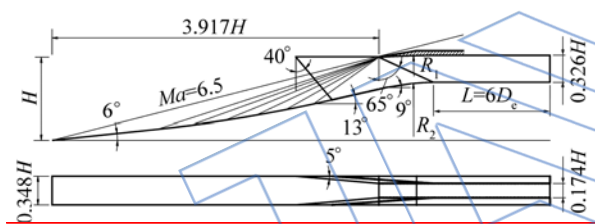


图 1 高性能侧压式进气道气动布局

Fig. 1 Schematic of a sidewall compression scramjet inlet with high performance

图 1 中侧压式进气道侧向内收缩比为 2.0, 顶压收缩比为 3.07, 总收缩比为 6.14. 进气道内收缩比为 1.41, 其中顶压内收缩比为 1.16, 侧压内收缩比为 1.22. 侧板前缘采用前掠方式, 前掠角度为 40° , 相对于前体来流方向, 实际前掠角度在 30° 左右. 侧板采用变侧压角曲面设计, 侧压角由底部的 4° 逐渐过渡到上部的 5° .

考虑到 $Ma=4\sim7$ 的工作范围, 进气道设计马赫数取为 6.5. 进气道顶板第一压缩角为 6° , 后接一段 7° 的等熵压缩面以减弱顶压激波与侧压激波的相互干扰. 为优化进气道低马赫数下的流场结构, 改善起动性能, 顶板肩部分为两级膨胀, 第一膨胀角为 4° , 第二膨胀角为 9° 圆弧, 同时唇口内表面也进行了圆弧处理.

2 数值计算

采用守恒型雷诺平均的 Navier-Stokes(N-S) 方程对侧压式进气道三维流场进行了数值仿真, 计算流体动力学(CFD)算法为时间推进的有限体积法. 湍流模型选用两方程 $k-\epsilon$ 模型, 近壁处采用壁面函数处理.

在计算进气道攻角特性时, 由于几何条件和流动状态的对称性, 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 437/60/28 个节点, 其计算域与网格配置与文献 [9] 基本一致, 整个计算域共采用了 927 420 个结构化网格单元. 对于侧滑特性, 则对整个模型进行了计算, 并且假定侧压通道前的前体无限宽, 整个计算域采用了 2 254 840 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, 确保近壁面 y^+ 在 30 以内的量级. 计算中采用了压力远场、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.

由于来流总温较高, 因而计算中采用了变比热容法来考虑气体振动及其他储能方式激发的影响, 比热容采用温度的多项表达式^[10]. 文献[2, 9, 11]在 $Ma=4\sim6$ 范围内对计算方法的可信度进行了校核, 结果表明, 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.

表 1 给出了计算采用的来流条件.

表 1 飞行条件下的计算状态和来流参数

Table 1 Flight conditions

马赫数	高度/km	静压/Pa	静温/K	总压/MPa	总温/K	动压/kPa
4	17	8 850	216.65	1.344	909.9	99.1
5	21	4 729	217.58	2.502	1 305.5	82.8
6	25	2 549	221.55	4.024	1 816.7	64.3
7	29	1 390	225.52	5.756	2 435.6	47.7

3 结果与分析

3.1 0° 攻角下的流场结构及性能分析

图2~图5给出了 0° 攻角、不同来流马赫数下的进气道对称面波系结构,图6给出了相应的隔离段出口流场结构。

由图2~图5可以看到,随来流马赫数升高,顶压激波与侧压激波的干扰面积逐渐加大。马赫数为7时,对称面内的顶压激波在唇口附近由于侧压激波作用已发生弯曲。从提高进气道性能角度考虑,必须合理控制唇口前的侧板长度以减小

顶压激波与侧压激波的相互干扰。

为提高进气道马赫数为4时的流量系数,设计方案采用了前掠侧板。由于气流经过侧压激波后会产生一个偏向顶板的速度分量,该速度分量在顶板上的反射以及侧压激波自身的前后压差对保持顶板附面层的稳定性不利。图2中可以看到,对称面内,侧压激波第一反射点位置(A点)附面层被明显抬升。马赫数越高,附面层增厚越明显。因而,为保证进气道起动性能,前掠侧板必须结合合理的前掠角度以及适中的侧压角,同时也要更加注重下游的内流道设计。由图2可以看到,由于

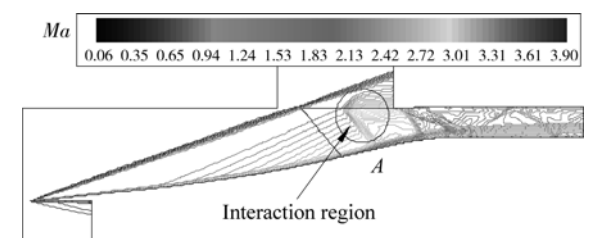


图2 $Ma=4$ 对称面内的等马赫线图

Fig. 2 Contours of Mach number in the symmetry plane at $Ma=4$

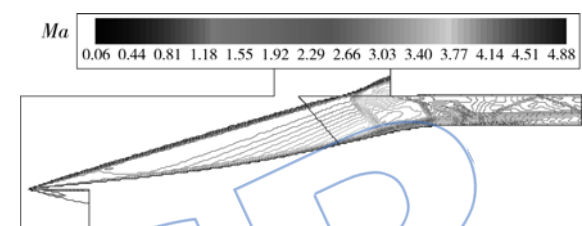


图3 $Ma=5$ 对称面内的等马赫线图

Fig. 3 Contours of Mach number in the symmetry plane at $Ma=5$

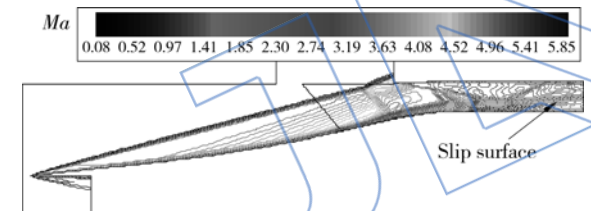


图4 $Ma=6$ 对称面内的等马赫线图

Fig. 4 Contours of Mach number in the symmetry plane at $Ma=6$

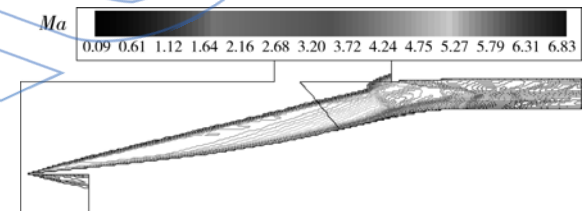


图5 $Ma=7$ 对称面内的等马赫线图

Fig. 5 Contours of Mach number in the symmetry plane at $Ma=7$

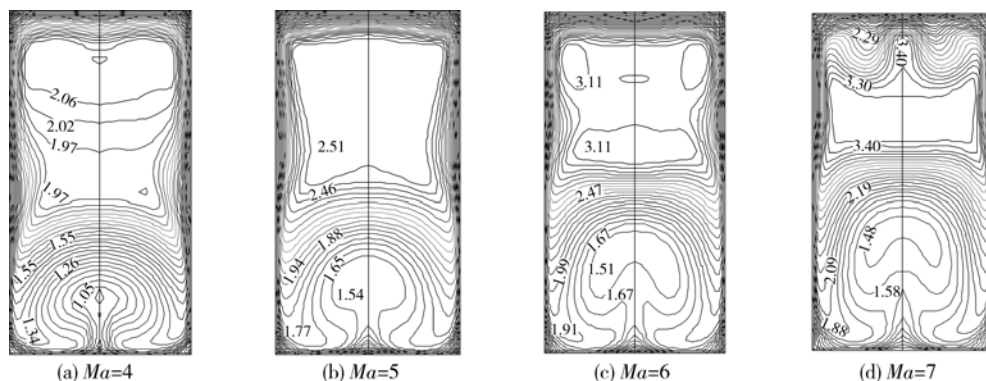


图6 不同来流马赫数下的隔离段出口等马赫线图

Fig. 6 Contours of Mach number at the isolator exit under different incoming Mach numbers

该方案内通道设计合理,马赫数为 4 时流道内无分离,这对实现进气道自起动以及大攻角下正常工作都是非常重要的。

由图 3~图 5 还可看到,随来流马赫数升高,进气道下游的隔离段内逐渐出现一明显的滑流面。滑流面发源于隔离段中前部,呈不断扩大趋势。对比图 6 隔离段出口流场结构不难发现,滑流面实则为隔离段底部“对涡”的涡面。该涡面将隔离段内的流动分为两层,即隔离段中上部的高速高能区与隔离段底部的低速低能区。

图 7 给出了进气道马赫数为 6 时的近侧壁面流线图。不难分析,“对涡”流动实则为侧板附面层内的低能气流在隔离段进口上下壁面强压差作用下产生的一股二次流。对常规高超进气道而言,隔离段进口上壁面通常处于唇口波后方的高压区中,而进口下壁面则处于顶板肩部的低压膨胀区内,两者强大的压差迫使两侧板附面层下洗并在顶板对称面相撞卷起“对涡”。来流马赫数越高,上下壁面压差越大,“对涡”越强。

由于无法从根本上消除隔离段上下壁面压差,因而“对涡”普遍存在于各类三维进气道的隔离段内^[12]。“对涡”的存在增加了隔离段内的流动损失,加大了出口流场畸变,降低了进气道抗反压能力。从提高进气道性能角度考虑,“对涡”是不利的。但是,由于旋涡能促进燃料掺混,同时涡内的低速与高温对燃烧有利,因而对提高下游燃烧效率或许是有利的。至于对整台发动机性能的影响则有待进一步研究。

表 2 给出了该进气道不同来流马赫数下的隔离段进出口总体性能参数。

可以看到, $Ma=4$ 时,该进气道流量系数达到 0.754,隔离段出口总压恢复系数达到 0.693; $Ma=6$ 时,流量系数达到 0.947,总压恢复系数高

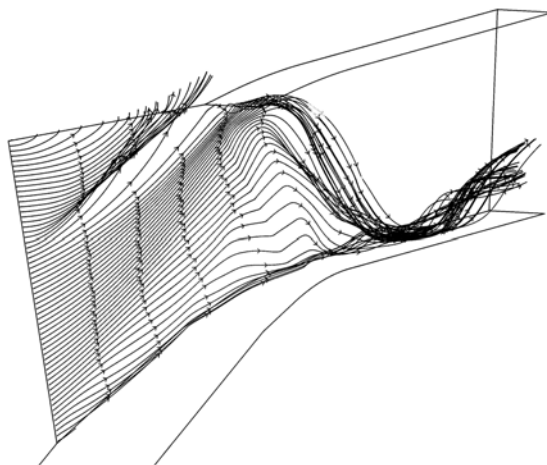


图 7 $Ma=6$ 下的近侧壁面流线图

Fig. 7 Streamlines near the sidewall at $Ma=6$

达 0.504; $Ma=7$ 时,流量系数接近 1.0,总压恢复系数接近 0.4,显示出宽马赫数工作范围内较优越的气动性能。

由表 2 还可看到,等直隔离段进出口总体性能参数差别较大,尤其是总压恢复系数的下降尤为明显,并且马赫数越高,下降越剧烈。计算发现,马赫数为 6 和马赫数为 7 时,隔离段出口总压恢复系数较进口分别下降 24.2% 和 32.6%。除激波损失外,隔离段内的二次流损失也是导致总压大幅下降的一大主要原因。

3.2 攻角特性

图 8、图 9 给出了进气道不同来流马赫数下的攻角特性。

图 8 中可以看到,随攻角增加,进气道捕获流量几乎线性增加。马赫数为 4、攻角为 4° 时的捕获流量较攻角为 0° 时提高了 19.4%;马赫数为 6 时提高 26.1%,马赫数为 7 时提高 25.7%。流量的增加导致进气道压缩量也获得相应提高,表现为

表 2 攻角为 0° 时不同来流马赫数下的隔离段进出口总体性能参数

Table 2 Performance parameters at the entrance and exit of the inlet isolator under different incoming Mach numbers with 0° attack angle

马赫数	隔离段进口截面				隔离段出口截面			
	流量系数	总压恢复系数	平均马赫数	增压比	总压恢复系数	平均马赫数	增压比	
4	0.754	0.784	1.91	16.5	0.693	1.76	17.8	
5	0.864	0.724	2.49	21.3	0.590	2.25	22.6	
6	0.947	0.665	2.93	29.1	0.504	2.61	28.6	
7	0.977	0.576	3.27	37.8	0.388	2.78	37.6	

隔离段出口压比显著升高、马赫数明显下降. 由于该进气道在马赫数为4时的流场较好, 因而在马赫数为4, 攻角为 6° 时仍能正常工作, 但此时隔离段出口马赫数已降至1.37, 接近极限压缩状态. 图10、图11分别给出了进气道马赫数为4、攻角为 6° 及马赫数为6、攻角为 8° 时的流场结构. 对比图6可以发现, 随攻角增加, 隔离段内的对涡有减弱趋势, 出口流场畸变减小.

图9给出了隔离段进出口总压恢复系数随攻

角变化情况, 其中 S_1 代表隔离段进口, S_2 代表隔离段出口. 不难发现, 随攻角增加, 两截面总压恢复系数呈加速下降趋势, 并且进口截面的下降速率要高于出口截面. 此外, 来流马赫数越高, 出口截面总压随攻角变化越明显. 马赫数为4、攻角为 4° 时, 隔离段出口总压恢复系数较攻角为 0° 时下降1.44%, 马赫数为6、马赫数为7时则分别下降了12.3%和24.2%.

综合流量系数与总压恢复系数的变化情况来

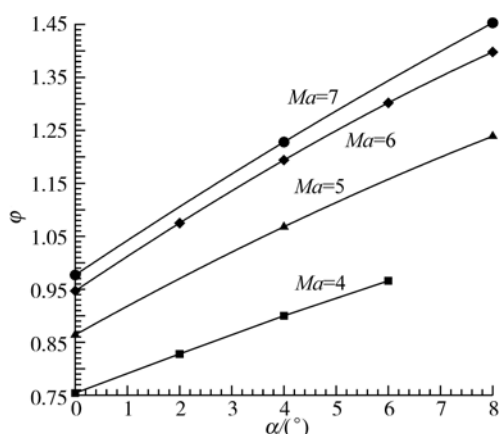


图8 进气道流量系数随攻角变化

Fig. 8 Mass capture ratio versus attack angle

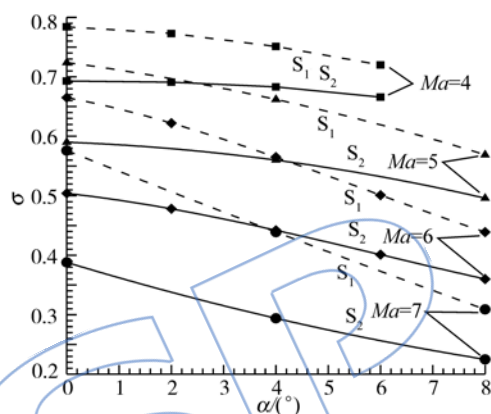
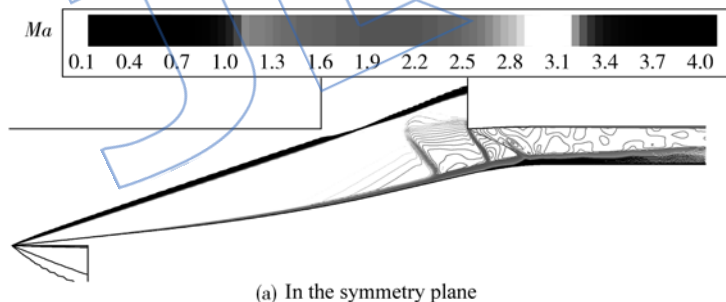
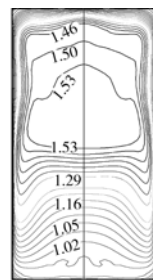


图9 隔离段进出口总压恢复系数随攻角变化

Fig. 9 Total pressure recovery coefficient at the entrance and exit of the isolator versus attack angle



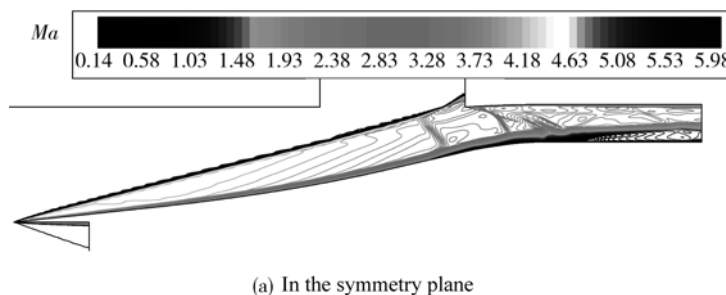
(a) In the symmetry plane



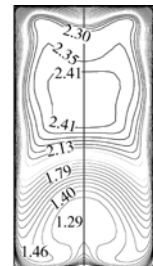
(b) At the isolator exit

图10 $Ma=4$ 、攻角为 6° 时的进气道流场结构

Fig. 10 Flow field structure of the inlet at $Ma=4$ with 6° attack angle



(a) In the symmetry plane



(b) At the isolator exit

图11 $Ma=6$ 、攻角为 8° 时的进气道流场结构

Fig. 11 Flow field structure of the inlet at $Ma=6$ with 8° attack angle

看,在一定范围内增大攻角对提高进气道性能是有利的。

3.3 侧滑特性

图12给出了侧压式进气道侧滑角为 6° 时的隔离段出口流场结构。图13、图14分别给出了马赫数为4,6,攻角为 0° 时的侧滑特性。

由图13、图14可以看到,随侧滑角增加,进气道流量系数、总压恢复系数呈加速下降趋势,但流量系数的下降幅度非常有限。 $Ma=4,6$,侧滑角为 6° 时的流量系数仅比无侧滑状态下降1.2%,而总压恢复系数则下降剧烈。马赫数为4,侧滑角为 $4^\circ, 6^\circ$ 时的隔离段出口总压恢复系数分别较无侧滑状态下降5.6%和11.1%,马赫数为6时则分别下降10.1%与20.4%。此外,随侧滑角增加,

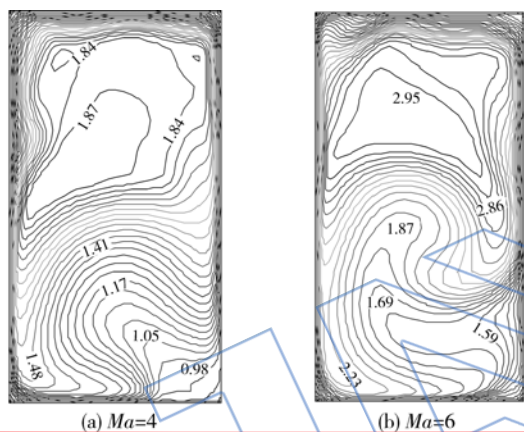


图12 $Ma=4,6$ 、侧滑角为 6° 时的隔离段出口流场
Fig. 12 Flow field structure at the isolator exit at $Ma=4$ and $Ma=6$ with 6° yaw angle

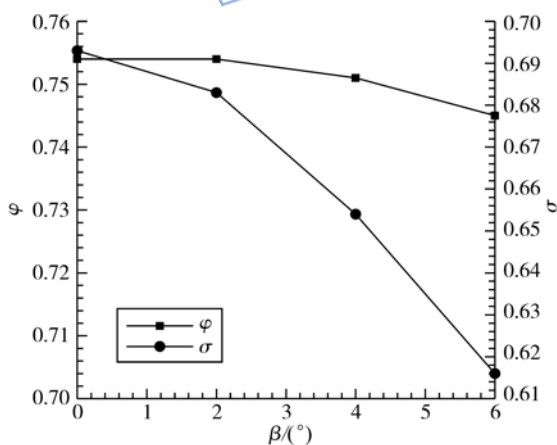


图13 $Ma=4$ 时流量系数与总压恢复系数随侧滑角变化
Fig. 13 Mass capture ratio and total pressure recovery coefficient versus yaw angle at $Ma=4$

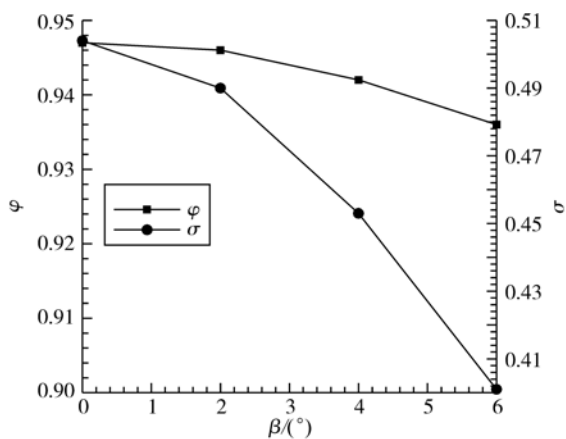


图14 $Ma=6$ 时流量系数与总压恢复系数随侧滑角变化
Fig. 14 Mass capture ratio and total pressure recovery coefficient versus yaw angle at $Ma=6$

隔离段出口马赫数加速下降,因而,接力点下,较大的侧滑角极有可能导致进气道出现不起动。对比图12与图6还可发现,侧滑还将导致隔离段出口低速区扩大,流场畸变进一步增加,因此,必须严格控制侧滑角。

4 结论

对工作于 $Ma=4\sim7$ 的宽范围高超侧压式进气道进行了设计,讨论了主要设计参数的选取原则,给出了一种典型的高性能侧压式进气道设计方案,并结合数值仿真手段对其流场结构及性能进行了研究,得到以下主要结论:

1) 所设计的侧压式进气道 $Ma=4$ 下的流量系数达到0.754,最大正攻角可达 6° 以上; $Ma=6$ 下的流量系数达到0.947,隔离段出口总压恢复系数高达0.504; $Ma=7$ 下,流量系数接近1.0,总压恢复系数接近0.4,显示出较优越的气动性能,适合宽马赫数范围工作。

2) 研究发现,进气道下游隔离段上下壁面压差导致隔离段底部出现“对涡”流动。马赫数越高,“对涡”越强,出口流场畸变越大,这是各类三维进气道/隔离段的典型流动特征。

3) 等直隔离段内沿程总压呈线性下降趋势,来流马赫数越高,总压损失越大。 $Ma=6,7$ 时的隔离段出口总压分别较进口下降24.2%和32.6%。

4) 随攻角增加,进气道捕获流量几乎线性增加,压缩量提高,出口流场畸变减小,但总压恢复系数加速下降。来流马赫数越高,总压恢复系数下降越剧烈。权衡流量与总压的变化,在一定范围内

增大攻角对提高进气道性能有利。

5) 随侧滑角增加,隔离段出口流场畸变加大,总压恢复系数呈加速下降趋势,并且来流马赫数越高,总压恢复系数下降越剧烈,但侧滑角对进气道流量系数影响有限。

参考文献:

- [1] 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)
- [2] 金志光,张堃元.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[J].航空动力学报,2009,24(10):2176-2182.
JIN Zhiguang,ZHANG Kunyuan. Numerical simulation of curved surface sidewall compression scramjet inlets with varied sweep angle and sidewall compression angle[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10):2176-2182. (in Chinese)
- [3] 刘晓伟,何国强,刘佩进.几何高度对RBCC发动机超声速侧压式进气道起动性能的影响[J].航空动力学报,2010,25(8):1799-1804.
LIU Xiaowei, HE Guoqiang, LIU Peijin. Influence of height on the starting performance of RBCC engine supersonic sidewall-compression inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8):1799-1804. (in Chinese)
- [4] 范晓樯,李桦,易仕和,等.侧压式进气道与飞行器机体气动一体化设计及实验[J].推进技术,2004,25(6):499-502.
FAN Xiaoqiang, LI Hua, YI Shihe, et al. Experiment of aerodynamic performance for hypersonic vehicle integrated with sidewall compression inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6):499-502. (in Chinese)
- [5] 丁猛,梁剑寒,刘卫东,等.碳氢燃料超燃冲压发动机进气道与燃烧室匹配性能试验研究[J].航空学报,2005,26(1):27-31.
DING Meng, LIANG Jianhan, LIU Weidong, et al. Experimental study on the interaction between Inlet and combustor of hydrocarbon fueled scramjet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1):27-31. (in Chinese)
- [6] Chen L H, Gu H B, Chen F, et al. Comparison of external and sidewall compression scramjet inlet models[R]. AIAA 2003-7043, 2003.
- [7] 肖雅彬,岳连捷,龚鹏,等.三面压缩式高超声速进气道流动结构研究[J].实验流体力学,2008,22(2):64-67.
XIAO Yabin, YUE Lianjie, GONG Peng, et al. Research on the flow pattern of three dimensional compression hypersonic inlet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(2):64-67. (in Chinese)
- [8] 黄生洪,徐胜利,刘小勇,等.支板布局对三维侧压式进气道特性的影响[J].推进技术,2006,27(1):52-57
HUANG Shenghong, XU Shengli, LIU Xiaoyong, et al. Effect of strut configuration on 3-D sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1):52-57. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 梁德旺,李博,容伟.热完全气体的热力学特性及其N-S方程的求解[J].南京航空航天大学学报,2003,33(4):424-429.
LIANG Dewang, LI Bo, RONG Wei. Thermodynamic characteristics of thermally perfect gas and solution of N-S equations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(4):424-429. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 孙波,张堃元,金志光,等.流线追踪Busemann进气道设计参数的选择[J].推进技术,2007,28(1):55-59.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Selection of design parameters for streamtraced hypersonic Busemann inlets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1):55-59. (in Chinese)