

文章编号: 1000-8055(2008)09-1553-08

典型二元高超声速进气道与侧压式 进气道的性能比较

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: 在相同的约束条件下运用高超声速进气道已有的相关设计方法设计了两类典型的二元进气道与侧压式进气道, 利用数值模拟手段对两类进气道的流场结构和总体性能开展了对比研究. 研究发现, 二元进气道出口流场畸变较小, 流场均匀性优于侧压式进气道; 二元进气道流量系数对飞行马赫数的敏感程度远高于侧压式进气道; 设计点, 二元进气道性能优于侧压式进气道. 非设计点, 尤其在接力状态下, 侧压式进气道性能突出; 侧压式进气道阻力特性优于二元进气道, 而二元进气道的前体升力则高于侧压式进气道.

关 键 词: 高超声速进气道; 二元进气道; 侧压式进气道; 性能比较; 数值仿真

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

Performance comparison between 2-D scramjet inlet and 3-D sidewall compression scramjet inlet

JIN Zhi-guang, ZHANG Kun-yuan

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Under the same constraints, a conventional 2-D scramjet inlet and a 3-D sidewall compression scramjet inlet were designed by using the recently developed advanced methodology. The flow field structure and overall performance were studied comparatively and numerically at $Ma = 4, 5, 6$. The results indicate that, the flow field distortion of 2-D scramjet inlet was much weaker than that of the sidewall compression scramjet inlet. The mass capture ratio of 2-D hypersonic inlet was more greatly affected by incoming Mach numbers than that of the sidewall compression inlet. Numerical simulation shows that, the 2-D inlet was superior to the sidewall compression inlet at the design point, while under off-design points, especially at the starting Mach number, the performance of the sidewall compression inlet was obviously superior to the two-dimensional inlet. Under the equivalent compression state, the drag characteristic of the sidewall compression inlet was superior to that of the two-dimensional inlet, while the lift force of the 2-D dimensional inlet was greater than that of the sidewall compression inlet.

Key words: scramjet inlet; 2-D scramjet inlet; sidewall compression scramjet inlet; performance comparisons; numerical simulation

收稿日期: 2007-08-20; **修订日期:** 2007-12-10

基金项目: 国家“863”基金 (2006AA723020)

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

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性能^[1]。目前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。高超声速飞行器具体选用哪种形式的进气道需要与飞行器总体方案、发动机设计方案协调进行,每种形式的进气道均有其各自的优势。一般而言,轴对称进气道适合外形受到限制的高超声速导弹使用,而二维、三维进气道则能充分利用飞行器前体的预压缩作用,适合升力体类气动构型的高超声速飞行器使用。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大类。

二维平面压缩进气道的优势在于结构简单,可以设计机械可调的内型面,以满足整个飞行包线内燃烧室对进口流场的要求,其缺点是在其压缩面上存在强烈的激波附面层相互作用,进气道压缩效率偏低。如果进气道几何固定,则流量系数对来流马赫数较为敏感。三维侧压式进气道的优势在于能够在定几何前提下,随马赫数变化自动溢流,适合宽马赫数范围工作,便于与机身一体化设计,比较容易处理前体来流附面层,并且进气道流量系数对来流马赫数变化不敏感,其缺点是流场复杂,激波附面层相互干扰仍比较严重,并且设计状态下进气道流量系数偏低。

本文在相同的约束条件下综合运用两类高超声速进气道已有的相关设计方法设计了两种能够代表各自性能的典型进气道气动布局,并运用数值模拟手段对其流场结构和总体性能开展了对比研究。

1 两类高超声速进气道的气动设计

两类高超声速进气道在设计时遵循以下 3 个约束条件:

- 1) 进气道进口面积均为 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm}$, 宽高比可自由选择;
- 2) 设计点高度 25 km , 飞行马赫数 $Ma = 6$; 接力点马赫数 $Ma = 4$, 高度 19.8 km ;
- 3) 设计状态下,两类进气道的隔离段出口马赫数大致相同,在 $Ma = 2.4 \sim 2.5$ 之间;

以上约束条件分别给定了进气道流量、设计点和接力点以及进气道压缩量等设计条件,这为两类进气道的比较提供了一个基准平台。文中在以上约束条件下设计了两个典型的进气道气动布局。图 1 和图 2 分别给出了最终的优化方案。

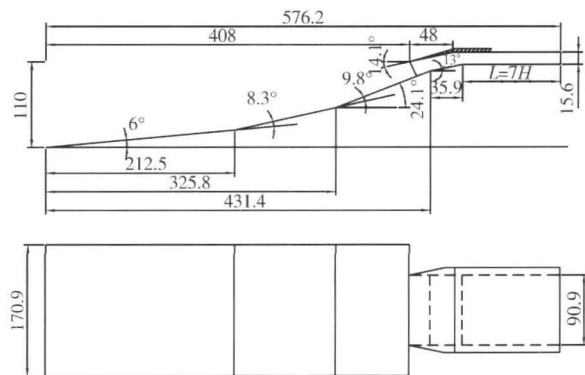


图 1 二元进气道气动布局 (单位:mm)

Fig. 1 Scheme of the conventional 2-D scramjet inlet (Unit: mm)

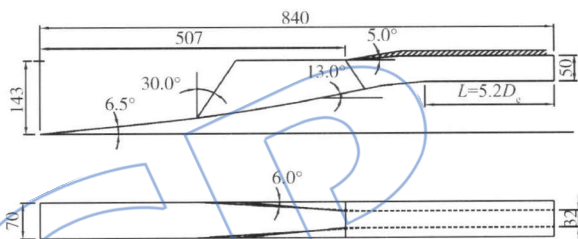


图 2 侧压式进气道气动布局 (单位:mm)

Fig. 2 Scheme of the 3-D sidewall compression scramjet inlet (Unit: mm)

图 1 是二元进气道气动布局。该进气道进口宽 90.9 mm , 高 110 mm , 这样能使得隔离段高度保持在 15 mm 以上。显然, 隔离段高度太小会导致顶板附面层对进气道性能造成不利影响。为保证二元进气道唇口入口截面的二维流动特征, 结构设计时, 二元进气道侧面挡板从唇口处开始, 唇口前则采用加宽顶板的方式来减弱侧向溢流对二维流动特性的影响。

进气道采用三道外压激波和两道内压激波的混合压缩方式^[2-3]。三道外压激波的压缩角分别为 6° , 8.3° 和 9.8° , 按等激波强度设计。两道内压激波的压缩角分别为 10° 和 14.1° , 也接近等激波强度, 同时该角度配置也能使得两道唇口波导致的顶板分离区大小接近。为保证进气道 $Ma = 4$ 下的自启动性能, 进气道以外压为主, 外压压缩比为 5.47 , 内压压缩比为 1.29 , 总压缩比 7.05 。进气道下游的隔离段长度取为广泛采用的 7 倍隔离段高度。

图 2 是三维侧压式进气道气动布局。该进气道进口宽 70 mm , 高 143 mm , 宽高比 0.49 。隔离段宽 32 mm , 高 50 mm , 宽高比 0.64 。进气道总收缩比 6.26 , 其中侧压收缩比 2.19 , 顶压收缩比 2.86 。进气道内收缩比为 1.25 , 以保证 $Ma = 4$ 下

能实现自启动. 进气道顶板第一压缩角为 6.5° , 随后接一 6.5° 转角的过渡圆弧, 这样顶板总偏转角为 13° . 进气道侧板采用变几何压缩角设计, 侧压角下小上大, 由底部的 3.9° 逐渐过渡到上端的 6° . 进气道下游的隔离段长度取为广泛采用的 5 倍左右当量直径. 有关侧压式进气道主要设计参数的选取可参考文献[4]的研究结果.

带顶压的三维侧压式进气道进口形状决定了其进口高度要明显大于二元进气道, 考虑到第一顶压激波与唇口的位置关系, 这将使得侧压式进气道唇口前长度要普遍长于二元进气道. 同时, 为达到一定的抗反压能力, 侧压式进气道的矩形隔离段长度也要长于二元进气道. 图 2 中侧压式进气道比二元进气道长 45.8% , 浸润面积增加 70% , 这显然会使得进气道摩阻明显增加. 但由于摩阻在总阻力中所占比重较小^[5], 因而摩阻对总阻力的影响较为有限.

2 数值计算

采用守恒型雷诺平均的 N-S 方程对高超声速进气道流场进行数值模拟, CFD 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, 两种进气道模型均取一半的区域进行三维流场计算.

为减少网格量, 同时保证二元进气道唇口入口截面的二维流动特征, 数值计算时把二元进气道侧板平面向前延伸至最前端, 并对该延伸面采用“对称面”边界条件(相当于无粘壁面). 二元进气道内流场沿 $x/y/z$ 方向分别布置了 $530/50/45$ 个节点, 唇口上方的外流场沿 y 方向布置了 50 个节点, 整个计算域共采用了 2 156 000 个结构化网格单元. 三维侧压式进气道内流场沿 $x/y/z$ 方向分别布置了 $372/60/28$ 个节点, 其计算域与计算网格配置与文献[7]基本一致, 整个计算域共采用了 834 000 个结构化网格单元.

为适应粘性计算与激波捕获的需要, 两种进气道计算网格均采用了局部加密措施. 壁面附近采用等比加密的附面层网格, 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等边界条件. 超声速隔离段出口参数由内部流场外插得到.

文献[7-8]对高超声速进气道的数值计算结果与试验数据进行过比较, 结果发现二者壁面沿

程静压和隔离段出口皮托压分布趋势基本一致, 仅数值大小略有差异. 由此表明, 本文所采用的计算方法能够较好地模拟高超声速进气道这一复杂的流动结构.

表 1 给出了两种进气道大气飞行条件下的计算状态和来流参数. 表中, 对不同的飞行马赫数采用了“等动载”飞行条件.

表 1 大气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 $q = 64.2\text{ kPa}$)

Ma	飞行高度/ km	静压/ Pa	总压/ MPa	静温/ K	总温/ K
4	19.78	5 736	0.87	216.7	910.1
5	22.65	3 670	1.94	219.2	1 315.2
6	25.0	2 549	4.02	221.6	1 817.1

3 结果与分析

3.1 流场结构比较

由于两类进气道压缩方式的不同导致两种进气道的出口截面形状存在很大差异. 二元进气道出口宽度较大, 高度较小, 呈扁平状. 而侧压式进气道出口宽度较小, 高度较大, 呈竖直状, 这种结构上的差异会对隔离段内二次流的强度产生不同影响.

由图 3~图 5 不难发现, “角区流”对二元进气道出口流场畸变影响较小, 二元进气道出口流场表现出较好的二维流动特征, 即沿宽度方向, 同一高度处的气流参数接近一致. 而侧压式进气道由于隔离段宽度较小, 侧板附面层较厚, “角区流”对流场的影响较大, 出口流场呈现出明显的三维流动特征. 由图 5 可以看到, 侧板附面层气流在上下壁面压差的驱动下产生强烈的“下洗”现象^[7], 两侧下洗气流通过壁面附近的低速低能区流向顶板, 并在对称面相撞、卷起, 形成“对涡”. “对涡”的出现使得隔离段中下部沿宽度方向同一高度处的马赫数呈现两侧高中间低的分布形态. “对涡”将隔离段内的流动分为两层流动模式: 隔离段上部的高速高能区和下部的低速低能区. 高速高能区与低速低能区以明显的涡面作为分界面. 对涡形成于隔离段入口, 并且随来流马赫数升高, 强度逐渐增强, 从而导致隔离段底部的低速低能区也不

断加大,进气道出口流场畸变增加. 值得注意的是,低速低能区内的静温很高,速度较低,这对下游组织燃烧可能是有利的.

是,低速低能区内的静温很高,速度较低,这对下

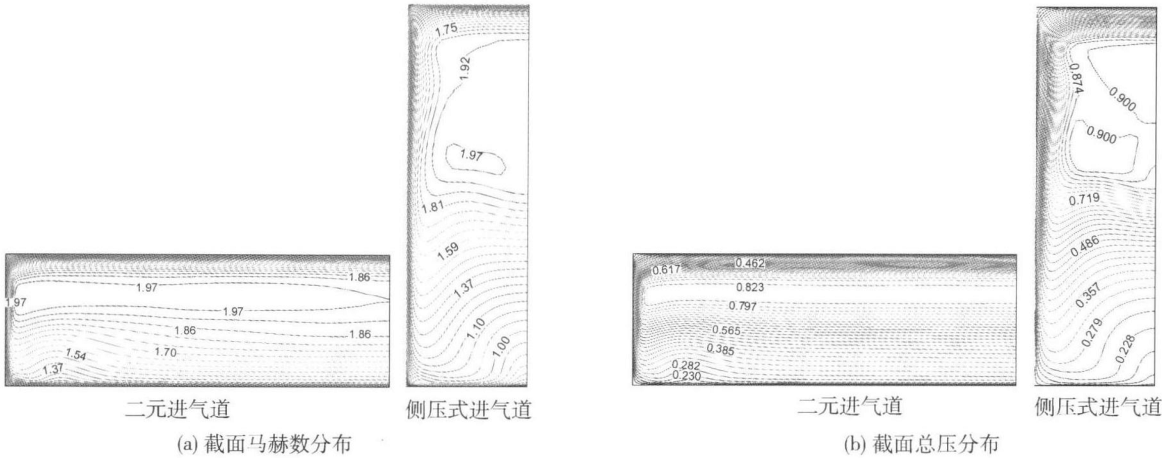


图 3 两类进气道 $Ma=4$ 下的出口流场比较

Fig. 3 Comparisons on the exit flow field structures of the two scramjet inlets at $Ma=4$

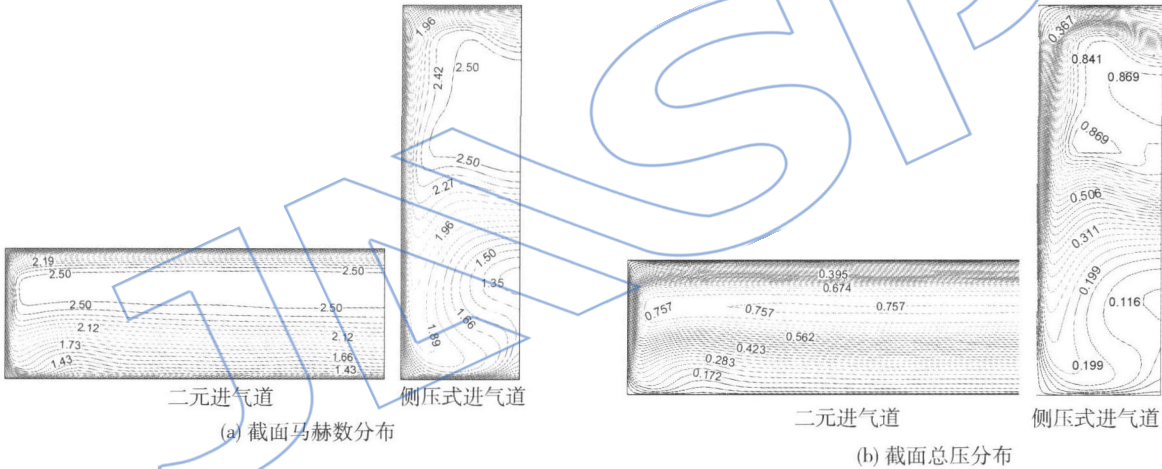


图 4 两类进气道 $Ma=5$ 下的出口流场比较

Fig. 4 Comparisons on the exit flow field structures of the two scramjet inlets at $Ma=5$

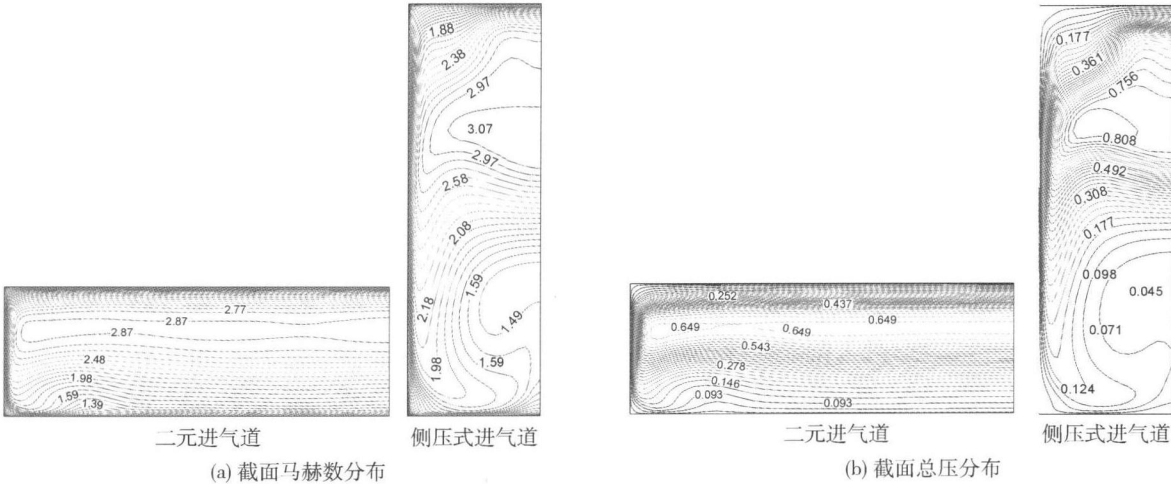


图 5 两类进气道 $Ma=6$ 下的出口流场比较

Fig. 5 Comparisons on the exit flow field structures of the two scramjet inlets at $Ma=6$

从出口流场的截面参数分布来看,设计状态下,虽然两种进气道的截面平均马赫数、总压恢复系数相差不大,但侧压式进气道的主流区马赫数、总压恢复要明显高于二元进气道,而低速区马赫数、总压恢复则低于二元进气道,说明侧压式进气道流场畸变较大.随来流马赫数降低,流场畸变有减小趋势. $Ma = 4$ 来流条件下,隔离段内的“对涡”最弱,侧压式进气道出口流场表现出一定的二维流动特征,此时流场畸变最小.

此外,随来流马赫数增加,二元进气道的三道

外压激波逐渐靠近唇口,设计点下三道波几乎封口,进气道流量系数接近 1.0. 而侧压式进气道由于顶侧压间的相互干扰,即使设计点下顶压激波也无法封口,进气道流量系数仅在 0.9 左右,普遍低于二元进气道 8%~10%.

3.2 总体性能比较

由表 2 不难发现,设计状态与非设计状态下,二元进气道与侧压式进气道的总体性能参数尤其是流量系数存在显著差异.

表 2 两种进气道不同来流马赫数下的总体性能比较

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

	二元进气道				三维侧压式进气道			
	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
$Ma = 4$	0.576	0.591	1.73	16.0	0.727	0.640	1.59	20.6
$Ma = 5$	0.769	0.504	2.15	23.8	0.841	0.539	2.13	24.6
$Ma = 6$	0.987	0.423	2.46	35.1	0.914	0.424	2.46	30.4

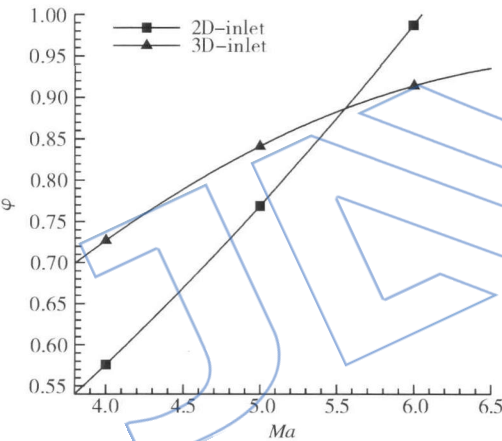


图 6 流量系数随来流马赫数之变化

Fig. 6 Incoming Mach number effects on mass capture ratio

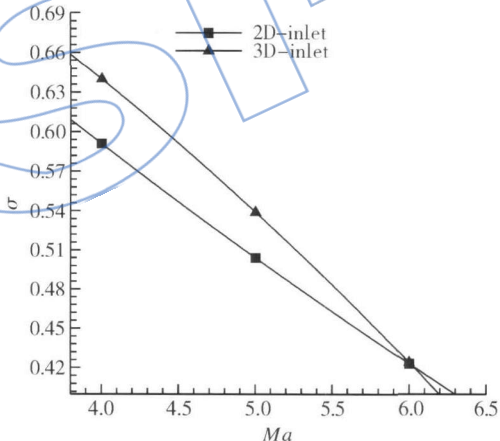


图 7 总压恢复系数随来流马赫数之变化

Fig. 7 Incoming Mach number effects on total pressure recovery

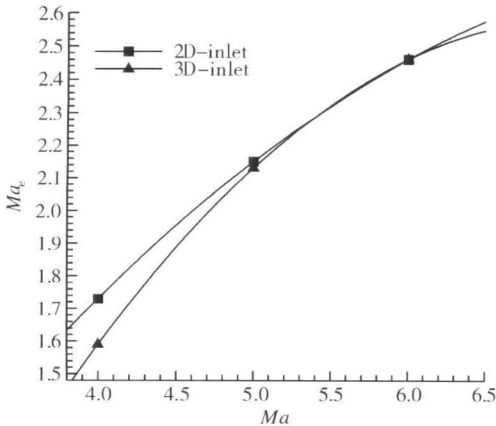


图 8 出口平均马赫数随来流马赫数之变化

Fig. 8 Incoming Mach number effects on averaged exit Mach number

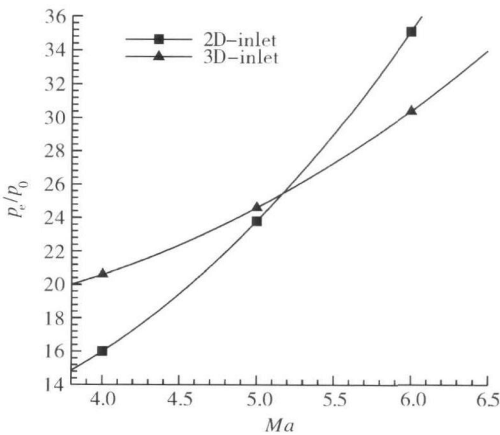


图 9 增压比随来流马赫数之变化

Fig. 9 Incoming Mach number effects on pressure ratio

$Ma=6$ 设计状态下,两种进气道的压缩量相当,隔离段出口马赫数均为 $Ma=2.46$,但侧压式进气道增压比却比二元进气道低 13.4%,而总压恢复系数与二元进气道相当,变化趋势完全不符合一维流理论,从而进一步显示出侧压式进气道出口流场的三维复杂性。

设计状态下,二元进气道顶压激波几乎封口,进气道流量系数接近 1.0,而侧压式进气道仅为 0.91,较二元进气道降低 7.4%。加之设计点侧压式进气道流场畸变较大,增压比较低,抗反压能力较弱,因而,设计状态下,二元进气道总体性能要高于侧压式进气道。

非设计状态下,由于二元进气道顶压激波明显偏离唇口,因而随来流马赫数降低,进气道流量系数急剧下降,见图 6。 $Ma=5$ 来流条件下,二元进气道流量系数较设计点下降 22%, $Ma=4$ 来流条件下,流量系数下降 42%。相比而言,侧压式进气道流量系数对来流马赫数的变化却没有那么敏感。 $Ma=5$ 来流条件下,侧压式进气道流量系数仅下降 8%, $Ma=4$ 来流条件下,流量系数下降 20%,下降幅度仅为二元进气道的一半。正因如此,只要飞行马赫数略低于设计马赫数($Ma=5.6$ 左右),侧压式进气道流量系数就可高于二元进气道。

由表 2 中还可看到, $Ma=5$ 来流条件下,侧压式进气道流量系数较二元进气道提高 9.4%, $Ma=4$ 来流条件下提高 26.2%。随来流马赫数降低,侧压式进气道总压恢复系数和增压比等性能指标也是明显高于二元进气道,如图 7~图 9 所示。 $Ma=5$ 来流条件下,侧压式进气道总压恢复较二元进气道提高 6.9%, $Ma=4$ 下提高 8.3%。

又由于侧压式进气道出口流场畸变随来流马赫数降低而减小,可以说,非设计状态下,当飞行马赫数低于 $Ma=5\sim 6$ 之间的某一临界值后,尤其在接力马赫数下,侧压式进气道性能将明显优

于二元进气道。

3.3 阻力特性比较

表 3 给出了两种进气道不同来流马赫数下的阻力特性。

可以看到,由于侧压式进气道浸润面积较大,因而其摩擦阻力大于二元进气道。而在相同的压缩量前提下,侧压式进气道总收缩比小于二元进气道,这又使得侧压式进气道压差阻力小于二元进气道,最终使得侧压式进气道总阻力要低于二元进气道 10%~15%。

值得注意的是,由于二元进气道主要利用前体来对气流进行压缩,这在产生较大波阻的同时也提供了可观的升力。不同来流马赫数下,二元进气道前体所产生的升力要明显高于侧压式进气道。表中, $Ma=4,5,6$ 三种来流马赫数下,二元进气道前体产生的升力较侧压式进气道分别提高 72.8%,105%和 40%。

3.4 $Ma=6$ 下的高度特性比较

设计点飞行高度也是影响发动机性能的一个重要设计参数。随飞行高度增加,雷诺数减小,粘性作用对发动机各部件的不良影响将逐渐增强。但是,设计点飞行高度太低同样也是不可取的,这会使来流动压过高,从而给发动机强度设计带来困难。通常以动压头大小来限定某一马赫数下的飞行高度,要求不同工作马赫数下尽量以等动压飞行。

表 4 给出了两类进气道在 $Ma=6$ 来流条件下以不同动压头飞行时的总体性能参数。图 10~图 13 给出了进气道性能随飞行高度的变化关系。

不难发现,随飞行高度增加,粘性作用增强,导致进气道流量系数、总压恢复、出口马赫数显著下降,增压比明显上升。图中(图 10~图 13),飞行高度由 25 km 提高到 30 km,二元进气道与侧压式进气道的总

表 3 两种进气道不同来流马赫数下的阻力特性比较

Table 3 Drag comparisons of the two generic scramjet inlets under different incoming Mach numbers

Ma	二元进气道				三维侧压式进气道			
	摩擦阻力/N	压差阻力/N	总阻力/N	升力/N	摩擦阻力/N	压差阻力/N	总阻力/N	升力/N
4	32.6	238.2	270.8	598.8	47.2	187.6	234.8	346.6
5	46.0	219.3	265.3	441.2	62.9	161.5	224.4	216.0
6	53.0	167.8	220.8	203.0	68.2	124.6	192.8	144.8

注:表中各项阻力包括唇口外表面波阻和摩擦阻(唇口厚度和长度相同)。

压恢复系数分别下降 13.9 %和 16.3 %。由此可见,在发动机结构强度允许的范围内以尽可能高的动压飞行对提高进气道性能非常有利。

由图 10~图 13 同时可看到,飞行高度变化

对两种进气道性能的影响程度是不一样的。由图 11 和图 12 不难发现,侧压式进气道受飞行高度的影响较大,也就是说,侧压式进气道对雷诺数的敏感程度要高于二元进气道。

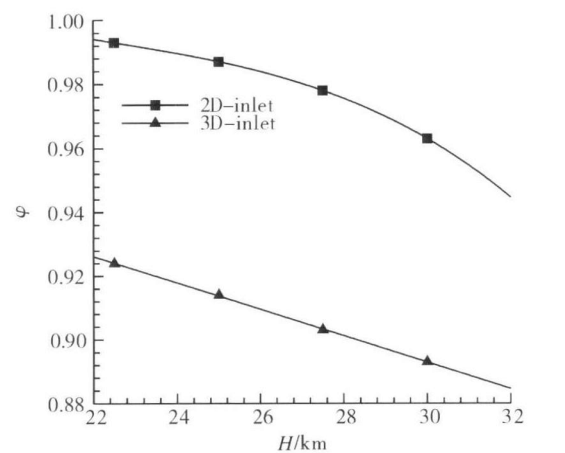


图 10 流量系数随飞行高度之变化
Fig. 10 Flight height effects on mass capture ratio

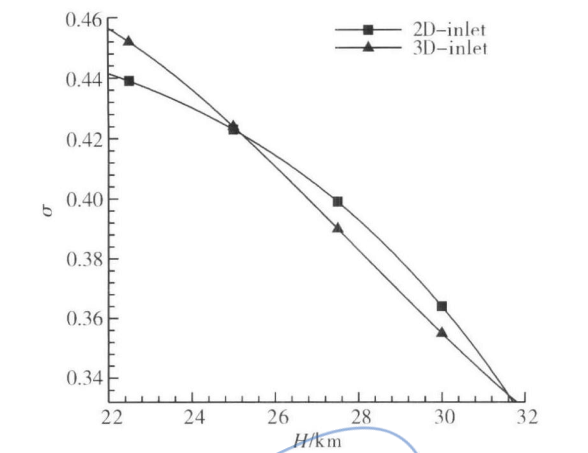


图 11 总压恢复系数随飞行高度之变化
Fig. 11 Flight height effects on total pressure recovery

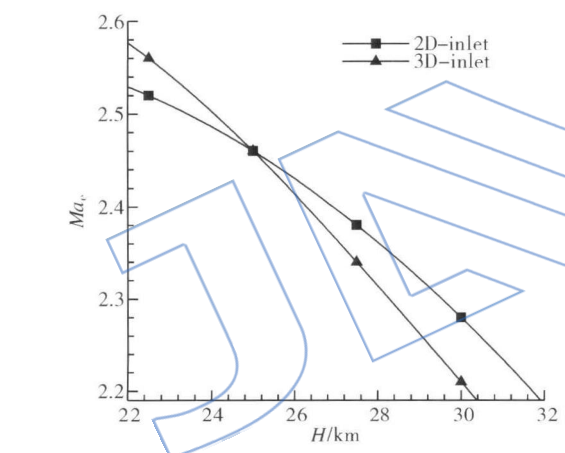


图 12 出口平均马赫数随飞行高度之变化
Fig. 12 Flight height effects on averaged exit Mach number

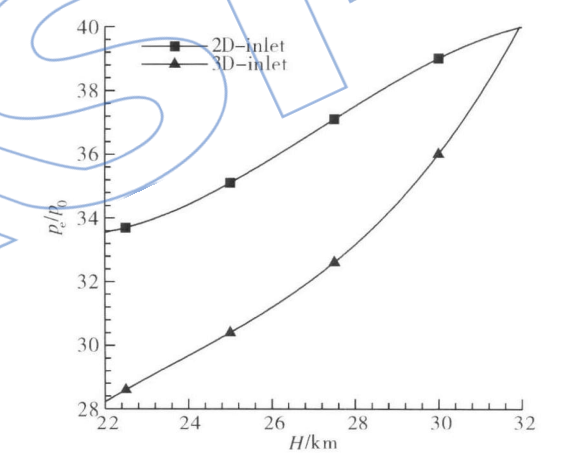


图 13 增压比随飞行高度之变化
Fig. 13 Flight height effects on pressure ratio

表 4 Ma = 6 两种进气道不同飞行高度下的性能比较

Table 4 Performance comparisons of the two generic scramjet inlets under different flight height

二元进气道						三维侧压式进气道			
飞行高度/ km	动 压/ kPa	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
22.5	94.7	0.993	0.439	2.52	33.7	0.924	0.452	2.56	28.6
25.0	64.2	0.987	0.423	2.46	35.1	0.914	0.424	2.46	30.4
27.5	44.0	0.978	0.399	2.38	37.1	0.903	0.390	2.34	32.6
30.0	30.2	0.963	0.364	2.28	39.0	0.893	0.355	2.21	36.0

4 结 论

针对本文研究的两类高超声速进气道构型,可以得到以下结论:

1) 三维侧压式进气道的进口高度要大于二元进气道,总长度也要长于二元进气道。

2) 二元进气道出口流场呈现较好的二维流动特征,流场畸变明显小于侧压式进气道。而侧压式进气道出口流场则是复杂的三维流动,随来流马赫数增加,流场畸变显著加大。高马赫数来流条件下,顶板对称面两侧存在因侧板附面层气流下洗而形成的对涡。

3) 二元进气道流量系数对飞行马赫数的敏感程度远大于侧压式进气道。二元进气道 $Ma = 5, 4$ 下的流量系数较 $Ma = 6$ 设计点分别下降 20% 和 40%,而侧压式进气道仅下降 10% 和 20%,下降幅度仅为二元进气道的一半。

4) $Ma = 6$ 设计点,二元进气道流量系数高于侧压式进气道; $Ma = 5.6$ 以下,侧压式进气道流量系数高于二元进气道。 $Ma = 4$ 接力点,侧压式进气道流量系数较二元进气道提高 25%。

5) $Ma = 6$ 设计状态下,二元进气道总体性能优于侧压式进气道;非设计状态下,当来流马赫数低于 $Ma = 5 \sim 6$ 之间的某一临界值以后,侧压式进气道性能优于二元进气道。接力马赫数下,侧压式进气道优势明显。可以说,侧压式进气道的加速性能优于二元进气道,巡航性能不及二元进气道。

6) 为获得相同的压缩量,侧压式进气道所需的总收缩比要小于二元进气道,这使得侧压式进气道总阻力较二元进气道减小 10%~15%,但侧压式进气道部分前体所产生的升力也是显著低于二元进气道。

7) 侧压式进气道受雷诺数的影响较大,飞行高度对进气道性能影响明显。为提高进气道性能和飞行器升力,应在发动机强度允许的范围内尽量提高飞行的动压。

参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. AIAA Education Series, 1994:242-256.
- [2] 黎明,宋文艳,贺伟. 高超声速二维混压式前体/进气道设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 459-465.
LI Ming, SONG Wenyan, HE Wei. Design method of two-Dimensional hypersonic forebody/inlet of mixed compression[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 459-465. (in Chinese)
- [3] 张晓嘉,梁德旺. 内压缩通道几何参数对高超声速进气道性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 685-689.
ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang. Performance effects of geometry parameters on hypersonic inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 685-689. (in Chinese)
- [4] 金志光,张堃元. 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, ZHANG Kunyuan. Design methodology investigation of three-dimensional sidewall compression scramjet inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [5] 骆晓臣,张堃元. 侧压式进气道内部阻力的分析[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 204-207.
LUO Xiaochen, ZHANG Kunyuan. Analysis of internal drag in sidewall-compression inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 204-207. (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)