

文章编号: 1002-8055(2009)11-2429-07

/ 咽0式高超进气道流动特性及性能分析

董 昊, 王成鹏, 程克明
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 采用数值模拟的方法比较分析了一种矩形型面的内收缩进气道和一种椭圆型面的/ 咽0式进气道的流动特性和性能. 这两种内收缩进气道都是以四道平面斜激波三维流场为基本流场, 利用流线追踪技术得到的. 研究表明, 该/ 咽0式进气道对设计状态下的攻角变化不太敏感; 在非设计状态下具有较高的流量捕获和压缩能力; 另外, 由于其浸湿面积小, 进气道内附面层增长缓慢, 激波与附面层干扰较弱. 因此, 这种/ 咽0式流道可作为吸气式高超声速飞行器进气道的一个有利选择方案.

关 键 词: 内收缩; 流线追踪; 吸气式高超声速飞行器; 高超进气道

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

Investigation of flow characteristic and performance on the / Jaws0 hypersonic inlet

DONG Hao, WANG Cheng2peng, CHENG Ke2ming

(College of Aerospace Engineering,

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

Abstract: Two different inward turning inlets, i. e. a classic rectangular cross2section and a / Jaws0 one, were explored numerically. Based on a three dimensional flowfield with four planar shock waves, these two were derived with the technology of streamtracing. Re2sults indicate: the performance of the / Jaws0 inward inlet is insensitive to the angles of at2tack on design point; the inlet has high mass capture and compression capability on off2de2sign point; in addition, boundary2layer growth of the inlet develops slowly and shock/ bound2ary2layer interaction is weak because of the diminished wetted area. In conclusion, this / Jaws0 inward inlet is an advantageous option of the hypersonic inlet.

Key words: inward turning; streamline tracing; airbreathing hypersonic vehicle; hypersonic inlet

高超声速飞行器的发展要求对超燃冲压发动机及其部件进行深入的研究. 进气道作为超燃冲压发动机的关键部件, 一方面要为发动机提供所需的空气, 另一方面必须对空气进行足够的压缩, 以满足燃烧的需要. 先前对超燃冲压发动机的研究表明, 进气道性能已成为制约发动机性能的关键因素^[1]. 内收缩进气道的优势在于能够充分保留其所选择的基本流场的特性, 并能根据需要选

择不同的流管形状. 目前, 国内外研究的各种内收缩进气道均利用了内收缩流场和流线追踪技术的设计思想, 其区别在于设计时选用的内收缩基本流场的不同^[23].

以四道平面斜激波的三维流场为基本流场的内收缩进气道, 能在俯仰及偏航平面对来流进行双重压缩, 生成连续的多重激波, 且其仍然保持为平面波系. Mal2Molina^[45]等人以这种无黏流场

收稿日期: 20081203; 修订日期: 20090520

基金项目: 国家自然科学基金(90716013, 10702029)

作者简介: 董昊(1983-), 男, 河南偃师人, 博士生, 主要从事高超声速空气动力学研究.

为基本流场, 利用流线追踪技术得到了一种新型内收缩进气道, 并进行了比较深入的研究, 但是并没有对进气道的设计方法、无黏流动特性和性能进行详细的描述.

本文通过数值模拟, 对给定条件下相同无黏基本流场的两种不同内收缩进气道的流动特性和性能进行了比较, 获得了进气道的无黏特性; 分析了马赫数和攻角变化以及黏性对其流动特性和性能的影响.

1 模型设计及数值方法

1.1 物理模型及设计方法

高超声速推进系统由于与机身一体化和自身模块化的设计需要, 通常要求进气道具有矩形捕获进口^[6]. NASA 的高超声速飞行器 X243A 即采用进出口截面为矩形的二元进气道^[7], 但这种构型的缺点是: 压缩面上存在强烈的激波附面层相互作用, 压缩效率偏低, 如果进气道几何固定, 流量系数对来流马赫数较为敏感^[8]. 而椭圆和圆形截面在浸湿面积和转角区流动方面均优于矩形截面, 因此, 椭圆截面进气道有可能减少压缩面上激波附面层相互作用, 使进气道具有较优越的性能.

本文对两种不同截面形状的内收缩进气道进行了数值模拟: 一种是进出口截面为矩形的进气道; 另一种是进口截面为椭圆, 出口截面为圆形的内收缩进气道. 这两种构型具有相同的无黏基本流场, 即通过两个和马赫数为 7 的自由来流呈 96° 夹角的斜压缩面产生的四道平面斜激波流场, 如图 1. 前两道激波由俯仰平面的压缩面产生, 后两道激波由偏航平面的侧壁压缩产生.

矩形进气道设计方法如图 1(a), 首先选择矩形出口截面 ABCD(由于进气道轴向对称, 因此可生成一半型面), 以轮廓线 ABCD 为后缘基线, 沿轴向(X 方向)向前投影与第四道平面斜激波相交得到轮廓线 EFGH; 以 EFGH 为基线, 沿与 XY 平面成 96° 夹角的方向投影, 与第三道平面斜激波相交得到轮廓线 EIJH; 以 EIJH 为基线, 沿轴向向前投影与第二道平面斜激波相交得到轮廓线 KILM; 以 KI 为基线, 沿与 XZ 平面成 96° 夹角的方向投影, 与第一道平面斜激波相交得到前缘线 ON. 运用流线追踪设计方法^[9], 进气道上壁面由通过上壁面前缘线 ON, 线段 KI 及上壁面后缘线 AB 的流线生成; 下壁面由通过下壁面前缘

线 ML、下壁面后缘线 CD 的流线生成; 进气道侧壁由通过侧壁前缘线 IJ, 线段 FG 及侧壁后缘线 BC 生成. 根据上述设计方法, 编制生成流线追踪矩形进气道的程序, 并应用该程序生成图 2(a) 所示的矩形进气道. 将矩形出口截面替换为半圆形出口截面 ABC, 如图 1(b), 按照上述方法向前投影, 最终得到前缘曲线 KJ 和 LJ. 通过前缘曲线向后追踪流线生成进气道壁面, 即得到一种新型的内收缩进气道, 如图 2(b), 根据这种新型内收缩进气道的外观形状, 可将其称之为“咽”式进气道("Jaws" inlet)^[4].

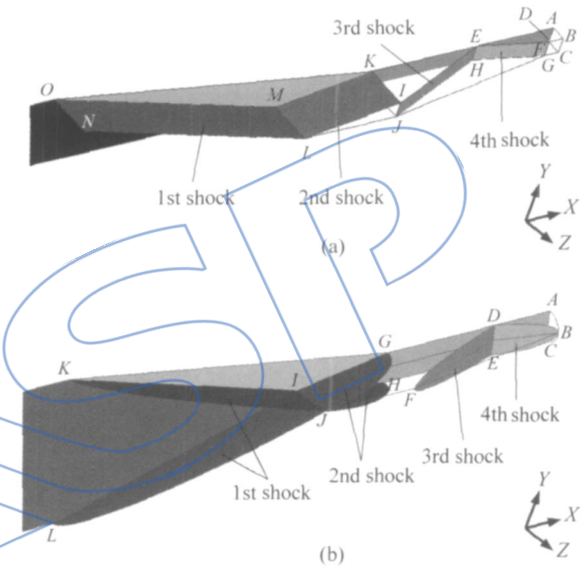


图 1 两种构型的无黏基本流场
Fig. 1 Inviscid flow field of inward turning inlets

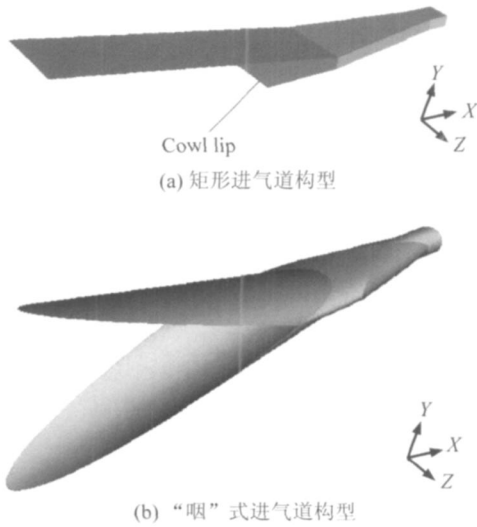


图 2 两种内收缩进气道的基本构型
Fig. 2 Geometrical configuration of inward turning inlets

矩形进气道和/ 咽0式进气道的总收缩比均为 131 9, 且它们具有相等的出口面积. 对于矩形进气道来说, 出口矩形型面的宽度 w 等于其高度 h 的两倍, 为了保证/ 咽0式进气道圆形出口面积与之相等, 其出口半径 r 等于矩形出口高度的 $(2/P)^{1/2}$ 倍.

11 2 计算网格和数值方法

本文采用 FLUENT 商业软件, 对设计马赫数为 7 的流线追踪矩形进气道、/ 咽0式进气道进行了无黏及黏性流场计算. 由于两种进气道均是几何对称的, 因此只选取模型的一半进行计算. 对于矩形进气道, 整个计算域全部采用了六面体结构单元进行填充, 总网格数目约为 150 万; 由于/ 咽0式进气道形状较为复杂, 采用了非结构化网格, 总网格数目约为 420 万. 为了考虑附面层黏性影响, 对壁面附近的网格进行了加密, 并对型面变化较为剧烈的区域和有可能出现激波2激波相互干扰的区域也进行了相应的加密. 计算域网格如图 3 所示.

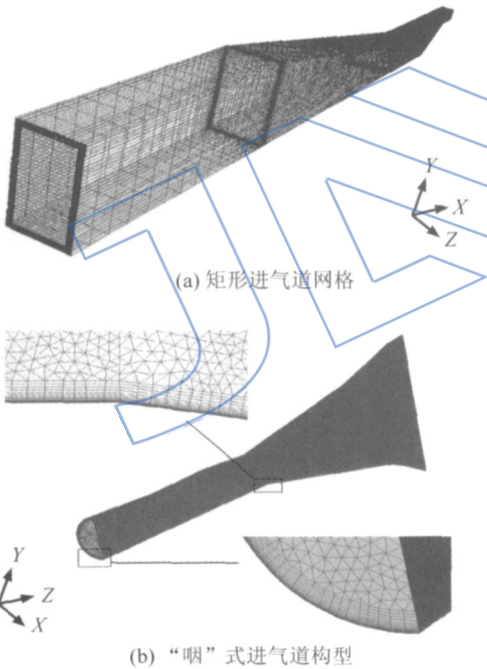


图 3 两种进气道计算域网格
Fig. 3 Grids of inward turning inlets

利用二阶迎风格式求解欧拉方程, 对上述两种进气道在高空条件 $H = 30\text{km}$, 设计状态 $Ma = 7$, 非设计状态 $Ma = 5, 6$ 的 0° 攻角情况以及设计状态 $Ma = 7$ 的 3° 攻角情况进行了无黏数值模拟. 另外, 选用 $k2X\text{ SST}$ (shear stress transport) 湍流模型, 对设计状态 $Ma = 7$ 的 0° 攻角情况下的这两种进气道进行了黏性数值模拟. 各情况如表 1 所

示. 计算时的收敛原则为: 各残差指标下降至少 3 个数量级并不再变化, 且要求流量守恒.

表 1 对各计算条件的说明
Table 1 Description of all cases

情况	马赫数	攻角/ (b)	黏性
1 _{r,j}	7 0	0	无黏
2 _{r,j}	6 0	0	无黏
3 _{r,j}	5 0	0	无黏
4 _{r,j}	7 0	3	无黏
5 _{r,j}	7 0	0	有黏

注: 下标 r, j 分别代表矩形进气道和/ 咽0式进气道.

另外, 计算中使用了变比热容法, 比热容通过温度的多项式函数计算

$$c_p = C_0 + C_1 T + C_2 T^2 + C_3 T^3 + C_4 T^4 + C_5 T^5 + C_6 T^6 + C_7 T^7$$

其中各系数的取值详见文献[10].

2 计算结果及分析

21 1 无黏流动特性分析

图 4 显示了矩形进气道在设计状态 $Ma = 7$, 0° 攻角情况下, 对称面($X2Y$) 和距离唇口壁面(如图 2) 01 01h 处的等马赫数图谱. 由图可见, 该进气道流场与基本无黏流场一致: 自由来流由于上壁面压缩产生第一道激波, 该激波正好打到下壁面唇口处, 并经唇口反射之后, 打在上壁面肩点处, 与由肩点产生的膨胀波正好相抵消; 同时由于侧壁压缩产生第三道激波, 该激波在对称面上与另一侧的激波相交后, 形成了第四道激波, 气流经过激波后, 以均匀流进入隔离段. 计算结果与理论设计相吻合.

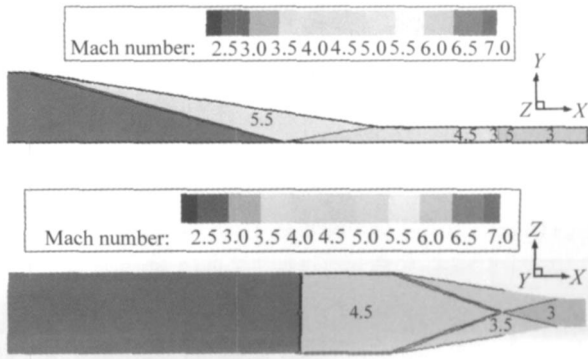


图 4 矩形进气道等马赫数图谱($Ma = 7, A = 0^\circ$)
Fig. 4 Mach number contours on the symmetry of rectangular inlet at $Ma = 7, A = 0^\circ$

图 5 显示了/ 咽0式进气道在设计状态 $Ma=7$, 0° 攻角情况下 $X2Y$ 对称面及 $X2Z$ 对称面上的等马赫数图谱. 由图可见, 该进气道流场与基本无黏流场一致: 自由来流由于上下壁面的压缩产生第一对激波, 这两道激波正好在 $X2Z$ 对称面的唇口处相交, 产生第二对激波, 且其刚好打在上下壁面肩点处, 与由肩点产生的膨胀波正好相抵消; 同时由于侧壁压缩产生第三对激波, 该对激波在 $X2Y$ 对称面上相交后, 形成了第四对激波, 且其刚好打在等截面隔离段入口处, 正好抵消由于壁面转折产生的膨胀波, 使气流均匀进入隔离段. 计算结果与无黏理论设计吻合.

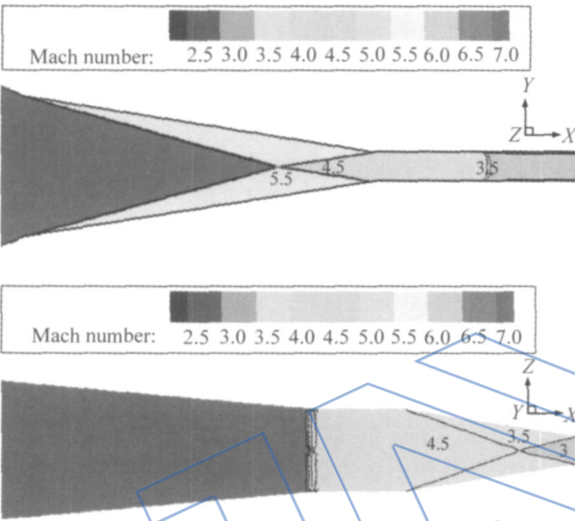


图 5 / 咽0式进气道等马赫数图谱 ($Ma=7, A=0^\circ$)
Fig. 5 Mach number contours on the symmetry of "Jaws" inlet at $Ma=7, A=0^\circ$

图 6 和图 7 显示了矩形进气道在非设计状态 $Ma=6$, $Ma=5$ 时 0° 攻角情况下对称面($X2Y$)和和距离唇口壁面 $0.1h$ 处的等马赫数图谱. 由图可见, 随着自由来流马赫数的减小, 第一道激波逐渐远离下壁面唇口, 由唇口产生的第二道激波则打在上壁面肩点的前方, 并产生了激波反射, 而由于肩点的存在, 在肩点附近又产生了膨胀波, 这些激波、膨胀波与由侧壁面压缩产生的激波相互干扰, 在内收缩段内形成了复杂的三维流动.

图 8 和图 9 显示了/ 咽0式进气道在非设计状态 $Ma=6$, $Ma=5$ 时 0° 攻角情况下 $X2Y$ 对称面及 $X2Z$ 对称面上的等马赫数图谱. 随着自由来流马赫数的减小, 第一对激波在逐渐远离唇口的前方相交, 形成的第二对激波也打在上下壁面肩点的前方, 并产生了一对反射激波. 另外, 由于椭圆型面比矩形型面更加圆滑, 肩点处产生的膨胀波

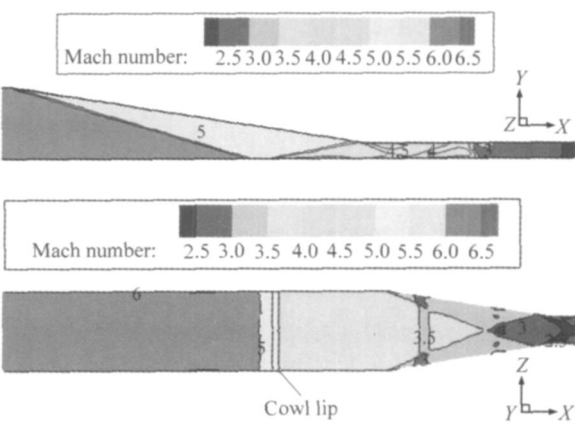


图 6 矩形进气道等马赫数图谱 ($Ma=6, \alpha=0^\circ$)
Fig. 6 Mach number contours on the symmetry of rectangular inlet at $Ma=6, \alpha=0^\circ$

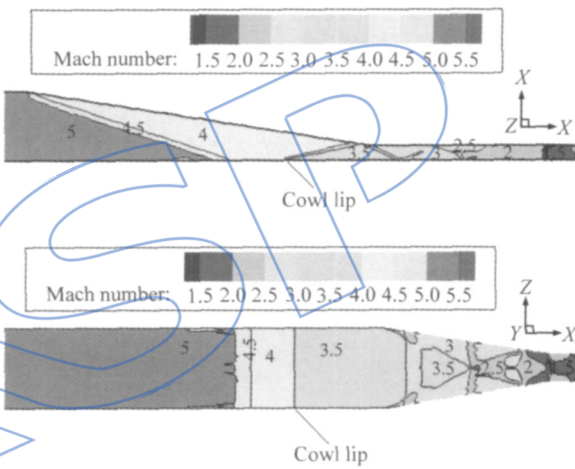


图 7 矩形进气道等马赫数图谱 ($Ma=5, \alpha=0^\circ$)
Fig. 7 Mach number contours on the symmetry of rectangular inlet at $Ma=5, \alpha=0^\circ$

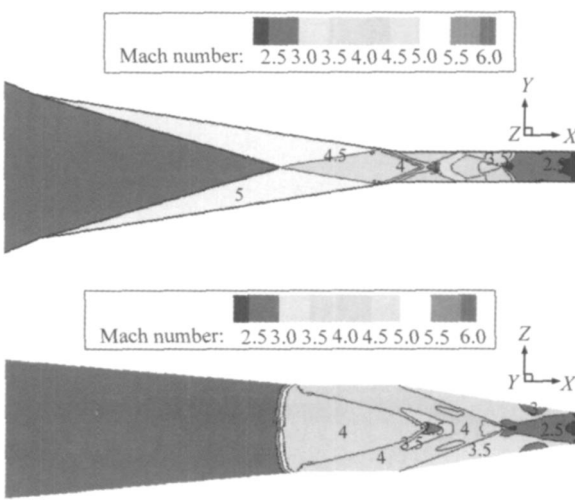


图 8 “咽”式进气道等马赫数图谱 ($Ma=6, \alpha=0^\circ$)
Fig. 8 Mach number contours on the symmetry of "Jaws" inlet at $Ma=6, \alpha=0^\circ$

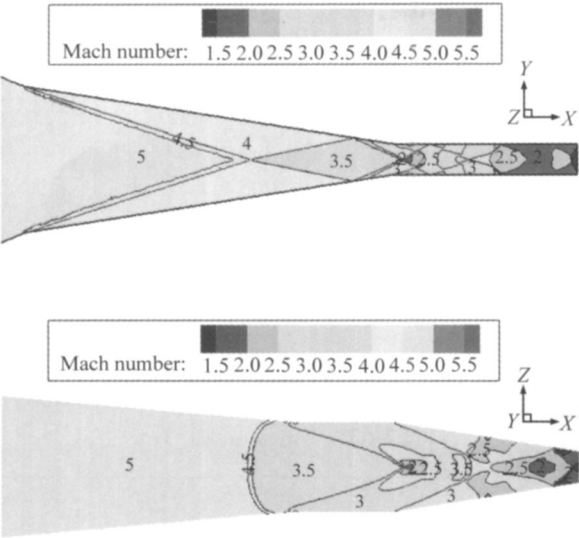


图 9 / 咽0式进气道等马赫数图谱 ($Ma=5, A=0$)
Fig. 9 Mach number contours on the symmetry of "Jaws" inlet at $Ma=5, A=0$

也较弱, 这些激波、膨胀波对由侧壁面压缩产生的激波干扰也没有矩形进气道内的强烈, 因此在 $X2Z$ 对称面上依然能较清晰的看到由侧壁面压缩产生的第一道完整的激波。

图 10 显示了两种进气道在设计状态 $Ma=7, \beta$ 攻角情况下 $X2Y$ 对称面上的等马赫数图谱。图 10(a) 给出了矩形进气道在上述情况下 $X2Y$ 对称面上的等马赫数图谱。由图可见, 由于来流攻角的增大, 由矩形进气道前缘产生的激波打在了唇

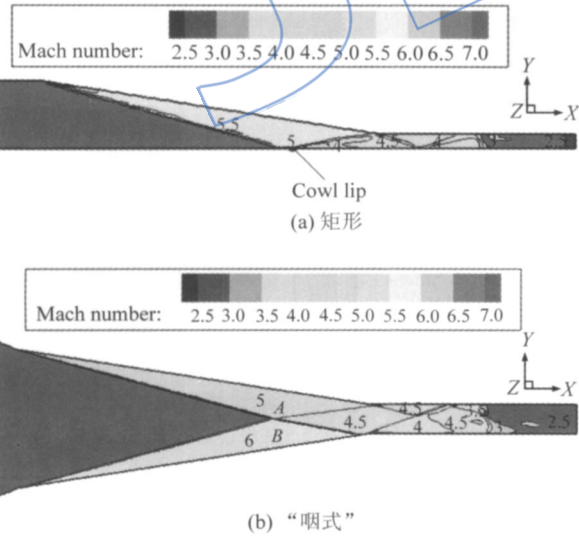


图 10 两种进气道等马赫数图谱
($Ma=7, A=0$)

口之前, 由唇口反射的激波打在了上壁面肩点的前方, 并产生了激波反射, 与由侧壁面压缩产生的激波相互干扰, 形成了复杂的三维流场结构。图 10(b) 显示了 / 咽0 式进气道在设计马赫数下, 攻角为 β 时 $X2Y$ 对称面上的等马赫数图谱。由上下壁面产生的第一对激波在靠近上壁面的地方相交, 并产生了第二对激波, 其中一道激波打在上壁面肩点的后方, 另一道激波打在下壁面肩点的前方, 这是由于攻角的存在使第一对激波中, 上壁面产生那道激波比下壁面产生的那道激波强, 波后马赫数小, 如图 10(b) 中 A、B 区域所示, 之后激波膨胀波在进气道内相交反射, 形成复杂波系。

2.2 无黏性能比较与分析

图 11 为两种内收缩进气道在 $Ma=5\sim7$ 来流条件下流量系数、总压恢复以及增压比的变化情况。这两种内收缩进气道都具有很高的流量系数, 而当马赫数减小时, / 咽0 式进气道有比矩形进气道更强的气流捕获能力。这是由于构型的差异使 / 咽0 式进气道具有比矩形进气道更小的溢流面积; 随着马赫数的增大, 这两种进气道的总压恢复都逐渐减小, 这是由于来流马赫数越大, 由压缩产生的激波越强, 使气流经过激波后的总压损失越大^[11]。另外, 在设计马赫数下, 两种进气道的总压恢复和增压比基本相等, 但在非设计马赫数下, 矩形进气道的总压恢复要大于 / 咽0 式进气道的总压恢复, 而增压比则比 / 咽0 式进气道的增压比小, 这均说明了 / 咽0 式进气道内有着较强的激波系, 气流经过激波后的总压损失和压缩性较大。

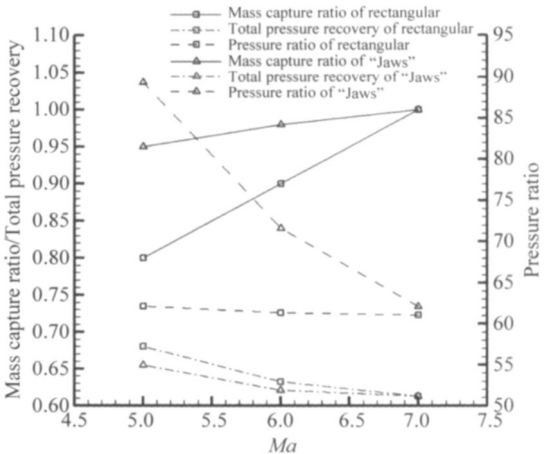


图 11 不同马赫数下两种进气道无黏性能比较
Fig. 11 Inviscid performances of rectangular and "Jaws" inlets at different Mach numbers

Fig. 10 Mach number contours on the $X2Y$ symmetry of different inlets at $Ma=7, A=0$

表 2 列出了两种内收缩进气道在 $Ma=7$ 的设计状态时, $0b$ 和 $3b$ 攻角情况下的性能参数. 可以看出, 随着攻角的变化, / 咽0式进气道没有矩形进气道各性能参数的变化剧烈, 这说明/ 咽0式进气道对设计状态下的攻角变化没有矩形进气道敏感.

表 2 两种进气道无黏性能比较($Ma=7, A=0b, 3b$)
Table 2 Inviscid performances of rectangular and / Jaws0 inlets at $Ma=7, A=0b$ and $3b$

构型		流量系数	总压恢复	增压比
矩形	0b	1	0.613	6.1105
	3b	0.99	0.471	10.319
/ 咽0式	0b	1	0.613	6.211
	3b	0.99	0.498	7.0183

2.1.3 黏性结果与分析

图 12 显示了两种内收缩进气道在设计状态 $Ma=7, 0b$ 攻角情况下 X2Y 对称面上黏性数值模拟的等马赫数图谱. 由图可见, 由于黏性附面层的存在, 使唇口处的激波位置前移, 且在进气道内的一定区域出现了分离现象. 另外, 较之矩形进气道, / 咽0式进气道内的附面层增长更为缓慢, 这是由于: 一方面, / 咽0式进气道比矩形进气道有更小的浸湿面积; 另一方面, 相等出口面积的矩形进气道比 / 咽0式进气道长度更长一些($(P/2)^{1/2}$ 倍).

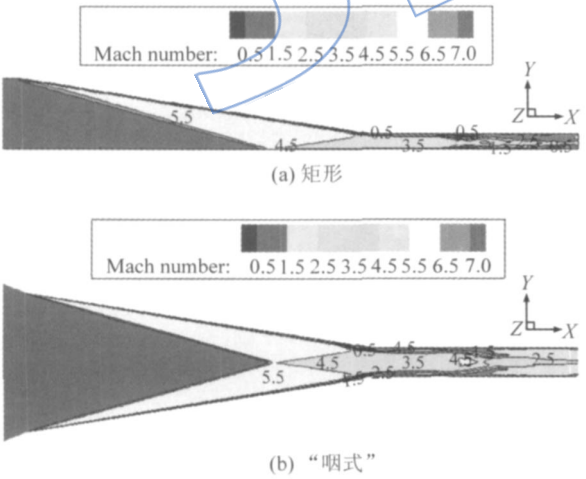


图 12 两种进气道黏性计算等马赫数图谱
($Ma=7, A=0b$)
Fig. 12 Turbulent Mach number contours on the X2Y symmetry of different inlets at $Ma=7, A=0b$

表 3 列出了两种内收缩进气道在 $Ma=7$ 的

设计状态时, 无黏和黏性计算的性能参数比较. 可以看出, / 咽0式进气道具有较强的流量捕获能力, 且由于其附面层增长较为缓慢, 激波与附面层干扰减弱, 总压恢复的黏性损失较小, 因此具有较大的总压恢复. 另外可知, 由于黏性存在, 根据无黏理论设计的进气道在黏性作用下会产生比无黏设计更高的压缩量和较低的流量系数, 因此对进气道进行附面层修正是必要的.

表 3 无黏与黏性性能对比($Ma=7, A=0b$)
Table 3 Performance of rectangular and / Jaws0 inlets at inviscid and viscous flow type

构型		流量系数	总压恢复	增压比
矩形	无黏	1	0.613	6.1105
	黏性	0.95	0.304	11.297
/ 咽0式	无黏	1	0.613	6.211
	黏性	0.99	0.358	10.419

3 结 论

通过数值模拟, 对两种内收缩进气道的流动特性和性能进行了分析, 对结果进行对比, 可得到以下初步结论:

- 1) 经数值模拟结果验证, 运用本文基于四道平面斜激波流场生成高超进气道的设计方法设计出的几何构型满足设计初衷, 可以用来对高超进气道进行初步设计;
- 2) 在非设计状态下, / 咽0式进气道内激波系强度较大, 总压由于激波产生的损失较多, 并具有较强的流量捕获和压缩能力;
- 3) 在设计状态下, / 咽0式进气道的性能对的攻角变化没有矩形进气道敏感且其具有更强的流量捕获能力, 由于其附面层增长较为缓慢, 激波与附面层干扰减弱, 总压恢复的黏性损失较小, 因此具有较大的总压恢复;
- 4) 为提高设计状态下进气道的性能和流场的均匀性, 在进行进气道设计时必须进行附面层修正.

参考文献:

[1] 李桦, 范晓楠. 高超声速进气道数值与实验研究[R]. 南京: 2005 年高超声速进气道技术交流会, 2005
[2] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a modular waverider hypersonic intake[R]. AIAA2200523379
[3] Barkmeyer D E F, Starkey R P, Lewis M J. Inverse waverider design for inward turning inlet[R]. AIAA2200523915

[4] MalóMolina F J, Gaitonde D V, Kutschenreuter P H. Numerical investigation of an innovative inward turning inlet[R]. AIAA200021435

[5] MalóMolina F J, Ebrahimi H B. Numerical investigation of a 3D chemically reacting scramjet engine at high altitudes using JP8air mixtures[R]. AIAA20023988.

[6] 孙波, 张堃元, 金志光. 流线追踪 Busemann 进气道设计参数的选择[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 55259
SUN Bo, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Selection of design parameters for stream traced hypersonic Busemann inlets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 55259 (in Chinese)

[7] Berry S A, Auslender A H, Dilley A D. Hypersonic boundarylayer trip development for hyper2X[R]. AIAA20004012

[8] CHEN Lihong, GU Hongbin, CHEN Fong. Comparison of external and sidewall compression scramjet inlet models [R]. AIAA200327043

[9] Billig F S, Baurle R A, Tam C J. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA219924974

[10] 蔡巧言, 谭慧俊. 前体边界层状态对高超声速进气道流动结构及性能的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 692705
CAI Qiaoyan, TAN Huijun. Effects of forebody boundary layer state on flow structure and performance of hypersonic inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 692705 (in Chinese)

[11] 孙波, 张堃元, 王成鹏. Busemann 进气道无粘流场数值分析[J]. 推进技术, 2005, 26(3): 242247
SUN Bo, ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng. Inviscid CFD analysis of hypersonic Busemann inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(3): 242247 (in Chinese)