

设计参数及附面层修正对“咽”式进气道性能的影响^{*}

董 昊, 王成鹏, 程克明

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了研究不同的平面斜激波流场对流线追踪“咽”式进气道性能的影响规律, 寻求性能最佳的进气道, 对设计马赫数为 7, 具有不同三维基本流场的流线追踪“咽”式进气道进行了数值模拟。研究表明: 选择 8-7 无粘流场 (即俯仰平面内的斜激波由和自由来流呈 8° 夹角的斜压缩面产生; 偏航平面内的斜激波由和自由来流呈 7° 夹角的斜压缩面产生) 作为基本流场设计出的流线追踪进气道压缩性能、总压恢复性能及起动性能均能满足设计要求, 并具有较高的捕获流量; 另外, 通过对其进行附面层修正, 设计状态下的各性能参数都较接近无粘设计参数, 并且大幅度提高了进气道的流场均匀性。

关键词: 高超进气道; 内收缩; 流线追踪; 附面层修正; 设计参数

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 03-0265-05

Effect of design parameters and boundary layer correction on performance of jaws inlet

DONG Hao WANG Cheng-peng CHENG Ke-ming

(Coll. of Aerospace Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract Numerical simulations of a series of stream line traced jaws inlets have been conducted at Mach 7 to study the influence of different shock wave flow field on inlet performance. The results show that the jaws inlet based on a flow field with 8-7 planar shock wave (the ramp in pitch plane is inclined at 8° to the free stream and in yaw plane is inclined at 7° to the free stream, yielding planar shocks) and derived with the technology of stream line traced should be choose. Because the inlet has excellent compression efficiency, total pressure recovery and starting performance while the mass capture are much higher. In addition, the inlet performance on design point closed to the parameters of inviscid design and the flow field uniformity is improved significantly with boundary layer correction.

Key words Hypersonic inlet; Inward turning; Stream line traced; Boundary layer correction; Design parameters

1 引 言

在高超声速进气道的设计过程中, 不仅要求进气道在设计状态时具有良好的性能, 还必须考虑非设计状态下的性能尤其是要保证进气道在超燃冲压发动机开始工作的低马赫数下能够顺利起动。以四道平面激波为基本流场的流线追踪“咽”式进气道具有相当强的流量捕获和压缩能力^[1,2]; 但是, 较大的内收缩比会使其起动性能恶化。为了使进气道在设计状态下具有较优越的性能, 我们需要选择合适的设计参

数, 首先要对无粘基本流场中俯仰平面和偏航平面的压缩角配置进行选择。另外, 一方面由于粘性的存在, 根据无粘理论设计的进气道在粘性的作用下将产生比无粘设计更高的压缩量和较低的总压恢复, 使进气道的性能不能达到预期的设计要求; 另一方面, 为了降低结构的复杂性, 一般要求进气道几何固定, 流道内不能有太大的分离区, 并且尽量不采取附面层处理系统^[3]。因此, 对进气道进行附面层修正是非常必要的。

本文通过数值模拟, 对设计马赫数为 7, 以三种

* 收稿日期: 2009-02-23 修订日期: 2009-08-03

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (90716013, 10702029)。

作者简介: 董 昊 (1983—), 男, 博士生, 研究领域为高超空气动力学。Email: donghao@nuaa.edu.cn

不同压缩角配置的四道平面斜激波为基本流场的流线追踪“咽”式进气道进行了粘性计算,选择出了一种性能较为优越的高超声速内收缩进气道;其次,利用 Cebeci和 Bradshaw 提供的有限差分法求解二维可压缩附面层方程的程序^[4],根据求得的进气道附面层位移厚度对其型面进行修正,对修正前后粘性计算以及未修正无粘计算得到的进气道性能参数进行了比较分析。

2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

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^[5];但这种构型的缺点是:平面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^[6]。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。

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,且仍然能保持其为平面波系,无粘流场如图 1 所示。运用流线追踪设计方法^[7],选取圆形进气道出口截面设计出的进气道构型如图 2 所示。根据这种内收缩进气道的外观形状,可称其为“咽”式进气道 (Jaws inlet)^[11]。

2.2 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,以三种不同压缩角配置的四道平面斜激波为基本无粘流场的流线追踪“咽”式进气道进行了粘性计算。由于此进气道构型为几何对称的,因此只选取模型的一半进行计算。由于“咽”式进气道形状较为复杂,在某些部位采用了非结构化网格,总网格单元数

目 4 000 000 左右。为了考虑附面层粘性影响,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激波相互干扰的区域也进行了相应的处理。计算域网格如图 3 所示。

计算中选用的湍流模型为 $k-\omega$ SST 模型,来流条件的选取参考了南航高超声速风洞 (NHV) 条件^[8]:来流马赫数 $Ma = 7.65$ 比热比为 $\gamma = 1.4$ 来流总压 $p_0 = 1.5 \text{ MPa}$ 总温 $T_0 = 550 \text{ K}$ 。

2.3 附面层修正程序及方法

利用 Cebeci和 Bradshaw 提供的有限差分法求解二维可压缩附面层方程的程序^[4],根据求得的进气道附面层位移厚度对其型面进行修正。该程序曾被应用于对 REST 高超进气道进行的三维附面层修正中,并被证明具有很好的效果^[9]。其利用 Keller 的盒式方法对有压力梯度的可压缩层流和湍流附面层的质量方程、动量方程、能量方程进行耦合求解,湍流模型选取简单的 Cebeci-Smith 涡粘性湍流模型。程序中需要输入的参数有进气道主流速度沿程分布、转捩点位置和来流参数等。具体做法是,将用流线追踪方法设计生成进气道时的每条流线作为未修正基准进气道的型面,利用附面层修正程序对每条流线进行其附面层位移厚度计算,以位移厚度对每条流线进行修正,从而得到修正后的进气道型面。

3 结果与分析

3.1 无粘流场参数对进气道性能的影响

在进行“咽”式进气道设计时,首先要考虑对四道平面斜激波无粘流场的选择,即选择合适的俯仰平面和偏航平面的压缩角配置。文献 [10] 对 9-9 压缩角配置 (即通过两个和马赫数 7 的自由来流呈 9° 夹角的斜压缩面产生的四道平面斜激波流场) “咽”式进气道进行了数值模拟,得到了设计马赫数下的无粘流场和性能参数。但是,由于其总收缩比 (13.9) 和

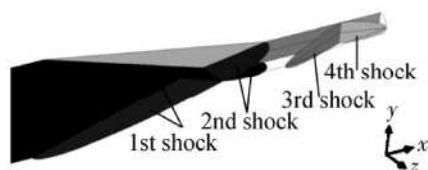


Fig. 1 Basic inviscid flow field of Jaws inlet



Fig. 2 Geometrical configuration of Jaws inlet

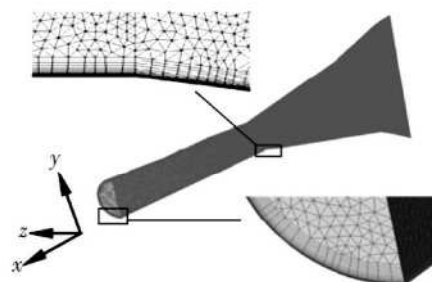


Fig. 3 Computational grids for Jaws inlet

内收缩比 (6) 都较大, 在低马赫数下具有相当差的起动性能^[11]。因此, 本文又选择了两种不同压缩角配置的无粘流场 (9-5、8-7), 通过流线追踪, 设计出了另两种“咽”式进气道。这三种进气道的出口截面均为半径为 1.25 mm 的圆, 图 4 为三种进气道的气流捕获型面和出口圆截面以及三种进气道的几何尺寸 (l : x 方向进气道长度; h : y 方向进气道高度; w : z 方向进气道宽度。单位: mm), 从图 4 中可知, 9-9 与 9-5 配置的椭圆进口捕获面具有相同的高度 (即椭圆的长轴), 但 9-5 配置由于其较小的偏航平面压缩角 (5°) 而具有较小的宽度 (即椭圆的短轴), 这也导致 9-5 配置具有较“瘦”的捕获面; 8-7 与 9-9 配置相比其收缩比有所减小。本文分别对其进行粘性流场计算, 并对各自的流场和性能进行了分析和比较。

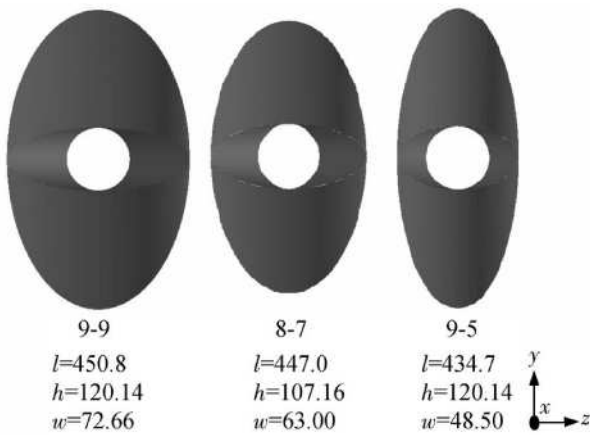


Fig. 4 Mass capture profiles of Jaws inlets with three different compression angles strategies

图 5 显示了三种“咽”式进气道在设计状态 $Ma = 7$, 0° 攻角情况下 X - Y 对称面 (参见图 2) 上的等马赫数图谱。由图可见, 由于粘性附面层的存在, 使三种进气道中的第二对相交激波的肩点反射位置均发生前移 (无粘设计状态为恰好打在肩点处), 且在进气道内的一定区域出现了分离现象。另外, 和 9-5、8-7 进气道相比, 9-9 进气道内附面层厚度较大, 且出口处主流马赫数最小, 这是由于 9-9 进气道具有最大的收缩比, 且相等出口面积的三种“咽”式进气道中, 9-9 进气道长度最长, 附面层发展的较充分。

表 1 列出了三种“咽”式进气道在 $Ma = 7$ 的设计状态时, 0° 攻角情况下的性能参数。可以看出, 8-7 进气道具有比 9-9 进气道更小的内收缩比, 这保证了其在低马赫数下具有较为优良的起动性能, 由于该进气道长度较短, 这将有利于减小进气道的重量和表面摩擦损失; 8-7 进气道与 9-5 进气道相比, 具有更大的气流捕获能力和压缩能力; 另外, 这三种进气道中, 8-7 进气道的总压恢复最大, 各性能参数均能较好的满足高超进气道设计要求。因此, 相比之下, 选择 8-7 无粘流场作为基本流场设计出的流线追踪“咽”式进气道, 在设计状态时具有良好的综合性能。

3.2 附面层修正对“咽”式进气道流场和性能的影响

利用前文所述修正方法对设计马赫数 $Ma = 7$ 的 8-7 无粘流场“咽”式进气道进行附面层修正, 修正前后的进气道构型如图 6 所示。从图中可以清楚的看出, 通过附面层修正, 进气道出口型面由正圆形改变为类椭圆形, 气流捕获面积也有所增大。

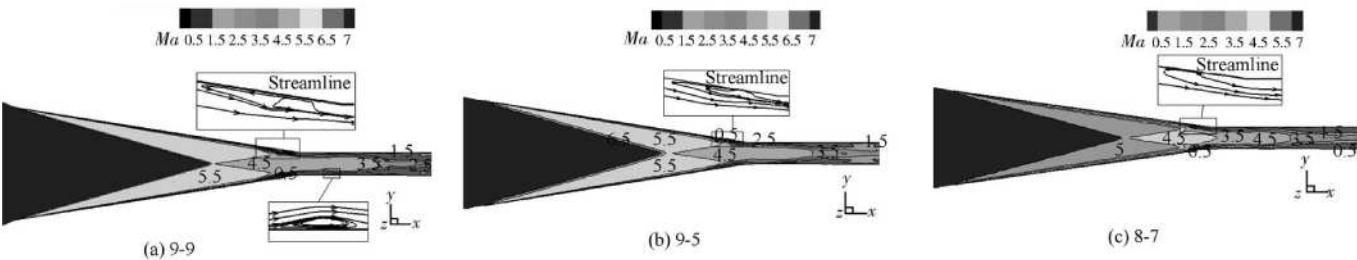


Fig. 5 Mach number contours on the X - Y symmetry of three kinds of Jaws inlet at $Ma = 7$, $\alpha = 0^\circ$

Table 1 Inlet performance of Jaws inlets at $Ma = 7$, $\alpha = 0^\circ$

Parameters Strategies	Length/mm	Internal contraction ratio	Mass capture area /mm ²	Mass flow coefficient	Mass	Static pressure ratio	Total pressure recovery coefficient
9-9	450.8	6	6852.56	0.95	1.90	160.29	0.30
9-5	434.7	4	4574.03	0.94	2.62	55.46	0.33
8-7	447.0	5	5299.60	0.94	2.56	67.70	0.36

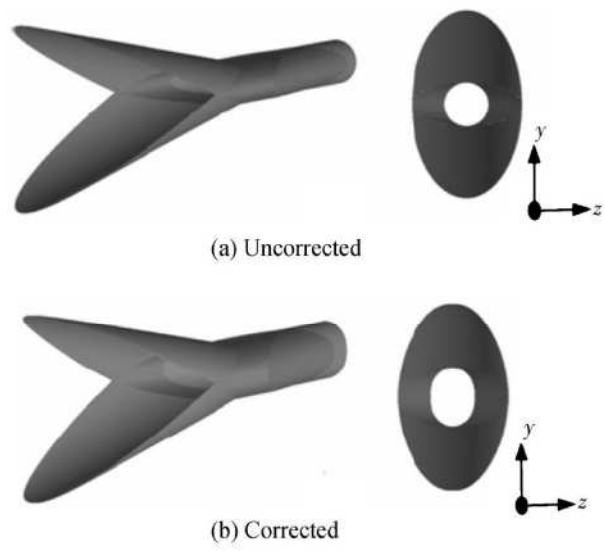


Fig. 6 Geometrical configuration of Jaws inlet uncorrected and corrected

通过数值模拟,对修正前后的 8-7 无粘流场“咽”式进气道进行了粘性计算,图 7 显示了来流条件为设计马赫数 7 时,两种进气道 X - Y 对称面上的等马赫数图谱。由图可见,修正后进气道前缘产生的第一对激波比修正前的激波强度要弱,这是由于修正后的进气道大大的消除了附面层对其流场的影响;另外,修正后,第二对激波正好能打在进气道肩点上,与肩点产生的膨胀波相抵消,使进气道中段气流较为均匀。

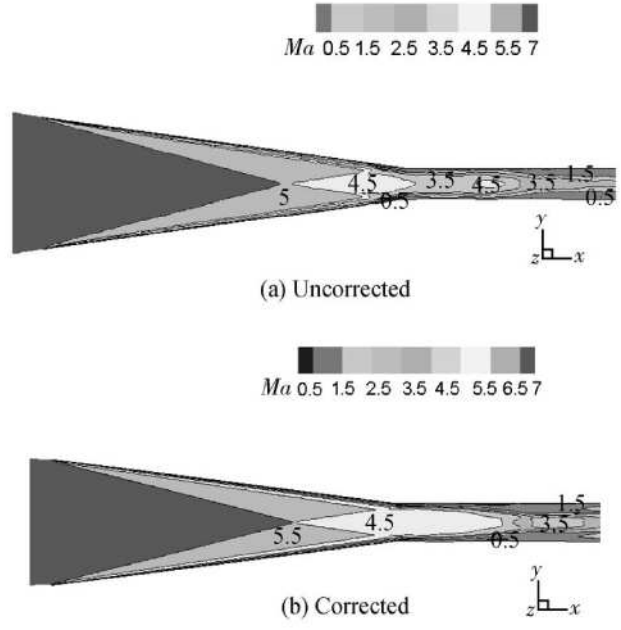


Fig. 7 Mach number contours on the X - Y symmetry of Jaws inlet uncorrected and corrected at $Ma = 7$, $\alpha = 0^\circ$

表 2 列出了来流条件为设计马赫数 7 时,修正前后粘性计算以及未修正无粘计算得到的进气道性能参数。可以看出,修正后进气道流量系数比修正前有了明显提高,已接近未修正进气道无粘计算水平;另

外,修正后进气道增压比与修正前相比大幅度下降,但仍比修正前无粘计算的结果要高。这也说明附面层修正在一定程度上可以消除进气道内附面层的影响,使进气道设计状态下的性能得到了明显的提高。

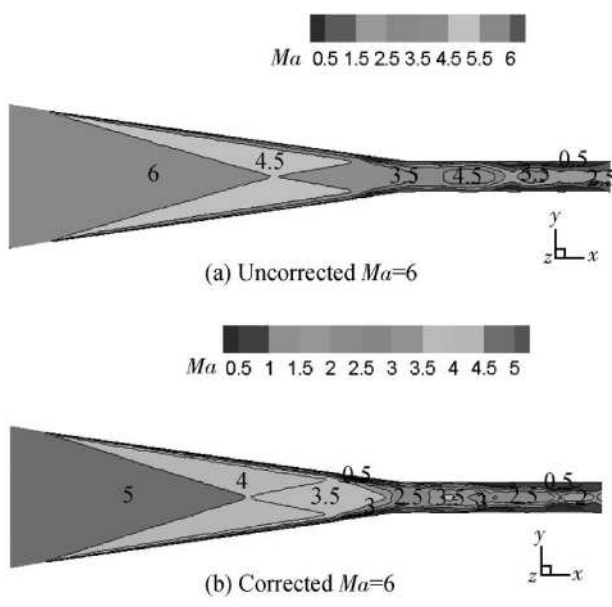
Table 2 Comparison of uncorrected, corrected and inviscid Inlet performance at $Ma = 7$, $\alpha = 0^\circ$

Parameters Cases	Mass flow coefficient	Mass	Static pressure ratio	Total pressure recovery coefficient
Uncorrected	0.94	2.56	67.7	0.36
$Ma = 7$ Corrected	0.99	2.89	44.60	0.42
Inviscid	1	3.47	38.82	0.68

图 8 和表 3 分别为修正前后的“咽”式进气道在非设计状态 $Ma = 6$ $Ma = 5$ 时 0° 攻角情况下 X - Y 对称面上的等马赫数图谱和进气道性能参数。由此可见,通过附面层修正,不仅能够提高进气道在设计状态下的性能和流场的均匀性,并且在非设计状态下,附面层修正同样可以使进气道的流量系数和总压恢复得到了提高,明显的消除附面层对流场的影响。

Table 3 Comparison of uncorrected and corrected inlet performance at off design points

Parameters Cases	Mass	Mass flow coefficient	Static pressure ratio	Total pressure recovery coefficient
$Ma = 6$ Uncorrected	1.81	0.79	80.51	0.35
Corrected	2.47	0.84	40.54	0.49
$Ma = 5$ Uncorrected	1.58	0.60	61.68	0.52
Corrected	1.80	0.67	42.20	0.55



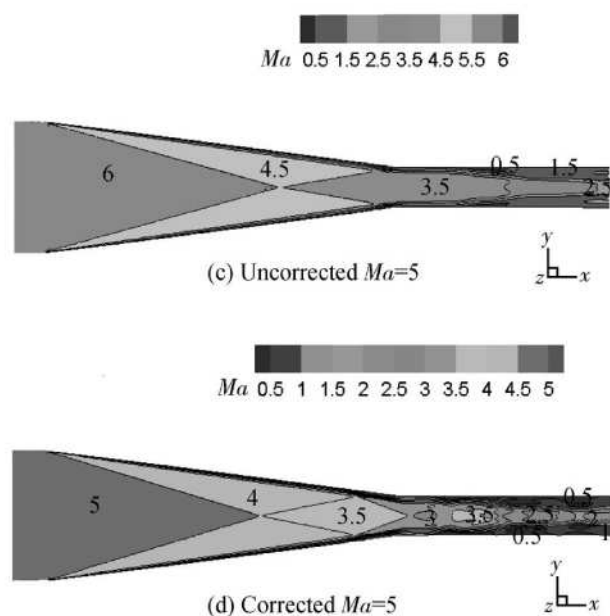


Fig. 8 Mach number contours on the X-Y symmetry of Jaws inlet uncorrected and corrected at off design points

4 结 论

通过对设计马赫数为 7, 三种具有不同基本流场的流线追踪“咽”式进气道的数值模拟, 得到了其在设计状态下的流动特性和性能; 并对一种“咽”式进气道在附面层修正前后的流场和性能参数进行了分析比较。研究结果表明:

(1) 具有相同出口型面的“咽”式进气道, 其几何尺寸由无粘流场的压缩角配置所决定。俯仰平面的压缩角决定了进气道的进口高度; 偏航平面的压缩角决定了进气道的唇口宽度。其规律均为压缩角越大, 对应尺寸越大。而进气道长度则由两个压缩角共同决定;

(2) 与 9-9, 9-5 相比, 以 8-7 无粘流场作为基本流场设计出的流线追踪“咽”式进气道, 具有很好的压缩性能、总压恢复性能及起动性能, 并具有较大的气流捕获量;

(3) 附面层修正能明显的消除由于粘性而对进气道流场产生的影响, 并能使进气道流量系数和总压恢复得到显著的提高。

参考文献:

- [1] Malo-Molina F J, Gaitonde D V, Kutschenreuter P H. Numerical investigation of an innovative inward turning inlet[R]. AIAA 2005-1435.
- [2] Malo-Molina F J, Ebrahimi H B. Numerical investigation of a 3-D chemically reacting scram jet engine at high altitudes using JP8-air mixtures[R]. AIAA 2005-3988.
- [3] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[R]. AIAA 2003-0012.
- [4] Cebeci T, Bradshaw P. Physical and computational aspects of convective heat transfer[M]. New York: Springer-Verlag, 1994.
- [5] 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 Ba, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhiguang et al. Selection of design parameters for stream traced hypersonic Busemann inlets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1).)
- [6] Lihong CHEN, Hongbin GU, Fong CHEN, et al. Comparison of external and sidewall compression scram jet inlet models[R]. AIAA 2003-7043.
- [7] Billig F S, Baurle R A, Tan C J et al. Design and analysis of stream line traced hypersonic inlets[R]. AIAA 1999-4974.
- [8] 徐翔, 伍贻兆, 程克明, 等. 高超声速风洞气动布局设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(2): 271~274.
- [9] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[R]. AIAA 1998-0960.
- [10] 董昊, 王成鹏, 程克明. 新型内收缩进气道流动特性及性能研究[C]. 南京: 2008 年航空宇航科学与技术全国博士生学术论坛, 2008.
- [11] 王成鹏, 程克明. 高超进气道临界起动特征[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 997~1002.

(编辑: 梅 瑛)