

文章编号: 1000-8055(2012)09-2004-09

基于二维曲面基准流场的流线追踪 高超声速进气道设计

李永洲, 张堃元, 王 磊, 南向军, 张 林

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 以压力梯度可控设计方法优化后的二维曲激波基准流场为基础, 结合流线追踪和截面渐变技术实现了矩形进口、圆形进口以及方转椭圆进气道设计, 证明基于二维曲激波基准流场可以设计出各种进出口截面形状的高超声速进气道。利用上述设计方法设计的 3 种不同进出口形状的高超声速进气道, 与相同约束条件下的常规二元三楔进气道进行了对比。数值仿真研究表明: 3 种非常规进气道设计点无黏流场马赫数分布及总体性能与基准流场接近, 具有二维基准流场的特征, 波系结构简单, 出口畸变较小。此类进气道的总体性能相当, 较常规进气道可以显著缩短外压段长度, 流量捕获能力更强, 非设计点也表现出良好的性能。以上结果表明该设计方法是可行的, 值得进一步研究。

关 键 词: 高超声速进气道; 基准流场; 弯曲激波; 流线追踪; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design of streamline-traced hypersonic inlets based on two-dimensional curved surface basic flowfield

LI Yong-zhou, ZHANG Kun-yuan, WANG Lei,
NAN Xiang-jun, ZHANG Lin

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The rectangular and circular shape intake hypersonic inlets and rectangular to elliptical shape transition hypersonic inlet have been designed with the technologies of streamline tracing and varying section using an optimized two-dimensional (2-D) curved surface basic flowfield with controlled pressure gradient. It proved that hypersonic inlets with various entrance and exit shapes can be designed based on 2-D curved surface basic flowfield. Utilizing this design method, three hypersonic inlets with different entrance and exit shapes have been generated and compared with typical 2-D inlets under the same constraints. The numerical simulation shows that Mach number distributions and general performance for unconventional inlets approximate the basic flowfield at design point under the inviscid condition, which has the characteristics of 2-D basic flowfield that shock structure is simple and exit distortion is low. This kind of inlet has the roughly equivalent general performance. Comparison with typical 2-D inlet indicates that they significantly reduce the length of external compression portion, have greater flow ability to capture and demonstrate better performance at off design points. In conclusion, this design method is feasible and is worth be-

收稿日期: 2011-10-29

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.012.html>

基金项目: 国家自然科学基金(90916029)

作者简介: 李永洲(1984—), 男, 宁夏固原人, 博士生, 研究方向为高超声速推进技术。

ing investigated further.

Key words: hypersonic inlet; basic flowfield; curved shock; streamline tracing; numerical simulation

高超声速进气道作为超燃冲压发动机的关键部件,一直以来都受到设计者的高度重视。上世纪60年代开始,国内外研究者对以 Busemann 进气道为代表的高超内收缩进气道开展了大量研究^[1-2],研究表明,高超声速内收缩进气道具有较高的压缩效率和捕获流量。流线追踪的内收缩进气道^[3]不但可以很好地保持基准流场的无黏流动特征而且可以根据需要构造不同形状的流管,但它仍然存在进出口截面不能同时可控缺点。从飞行器一体化设计的角度考虑,进气道进口通常是矩形,而(椭)圆形燃烧室在结构质量、浸润面积及角区流动控制方面要明显优于矩形燃烧室,因而各国学者相继开始探索进出口截面形状同时可控的内收缩进气道设计方法^[4-6]。截面渐变技术的出现使得内收缩进气道设计方法更加灵活,工程前景更加明显。

二元进气道结构简单,易于实现进气道/机身一体化和模块化设计以及机械可调的内型面设计。一些成功进行飞行试验的高超声速飞行器就使用了此类进气道,如 X-43A 和 X-51A。但是,二元进气道压缩面设计基本思想仍未脱离传统的多楔等强度激波压缩或等熵压缩,难以满足实用发动机所需进气道宽马赫数条件下工作的综合性能。存在压缩面长度过长,壁面压力梯度难以控制,流量系数对来流马赫数较为敏感,非设计点的性能较低等缺点,进而造成质量增加、摩擦阻力

大,热负荷增加及进气道不起动等一系列问题。为了解决这些问题,南京航空航天大学在上世纪90年代提出了凹型弯曲激波压缩的设计概念^[7],由于该设计中气流在曲激波后还经受了等熵压缩,与多级平面激波压缩相比,可以实现较高的压缩效率,具有多方面的优点^[8-10],本文在以上工作的基础上,同时受到外流二维楔导乘液体^[11]设计方法的启发,提出以一种优化的二维曲面压缩系统/曲面激波流场作为基准流场来代替目前内收缩进气道设计中通常使用的轴对称基准流场。与轴对称基准流场相比,二维曲面基准流场一方面构建相对简单,主要压缩方向明确,便于调整流场结构;另一方面以二维压缩代替三维空间压缩,波系结构简单,有利于提高出口流场的均匀性。结合流线追踪和截面渐变技术,本文探索了矩形进口、圆形进口及方转椭圆高超进气道的气动设计方法并研究了其性能特点,与常规的二元三楔进气道进行了比较。

1 二维曲面基准流场设计

基于文献^[12]的工作,本文对基准流场的外压段和内压段分别进行了参数化设计。外压段采用壁面压升规律可控的设计方法,设计参数为弯曲激波前端点压比 p_d ,压力梯度 $G1, G2, G3$ 和 $G4$ 。内压段按照图1所示几何参数进行设计,首先给定下列参数:捕获高度 H_c 、内压段长度 L_{in} 、

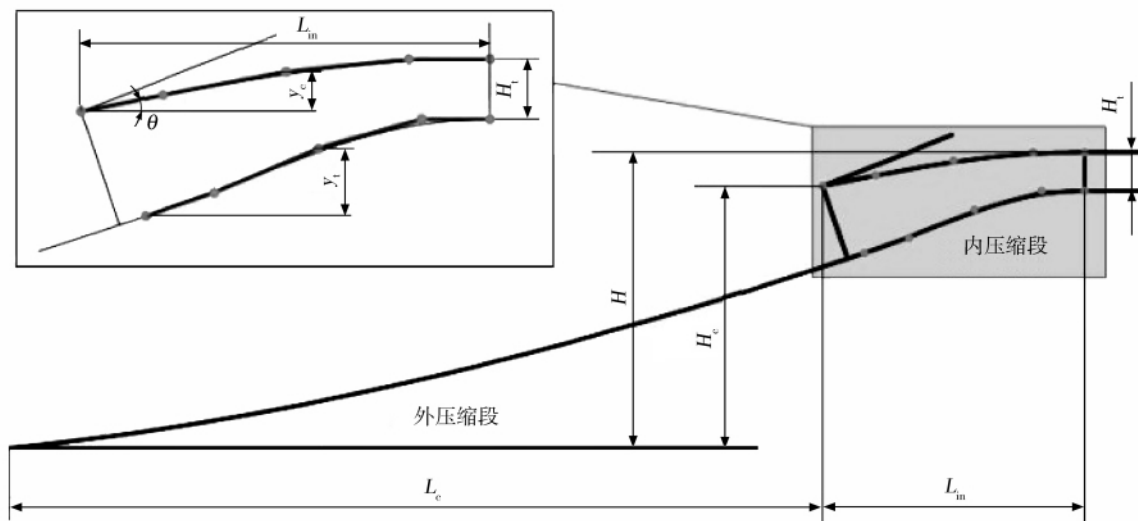


图1 进气道内压段设计参数示意图

Fig. 1 Sketch of internal compression portion

唇口前端点横坐标 L_d 、唇口角度 θ 、总高度 H 和出口高度 H_t ;其次,分别由 5 个控制点生成的 2 条 B 样条曲线作为内压段的顶板和外罩弯曲面,各点横坐标等间距分布,纵坐标为 y_t 和 y_c ,这样有 8 个独立参数,因此整个基准流场共有 13 个设计变量。

利用高超声速弯曲激波压缩系统设计分析优

化平台^[12],结合 Fluent 软件和辅助优化软件 Isight,以无黏条件下 $Ma=6$ 时出口截面马赫数最低、总压恢复最高和 $Ma=4$ 时流量系数最高为优化目标,得到了 Pareto 最优解集,综合考虑取其中一组作为基准流场,流场结构如图 2 所示,其具体性能参数见表 1。

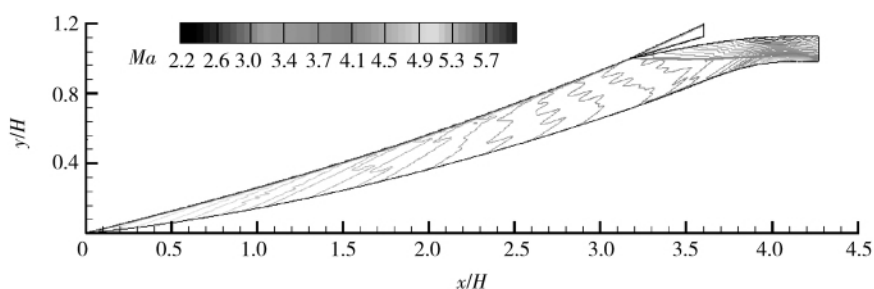


图 2 优化后的二维基准流场等马赫线图

Fig. 2 Mach isolines of an optimized two-dimensional curved surface basic flowfield

表 1 基准流场的性能参数

Table 1 Performance parameters of basic flowfield

Ma	φ	σ	M	p/p_0	R_c	R_{ci}
6	1.00	0.78	3.25	27.37	6.8	1.84

2 进气道无黏构型设计

基于上述优化后的二维基准流场,选取不同进口形状,结合流线追踪技术可以得到进气道的无黏型面。然后,采用截面渐变技术^[5]便可设计出矩形转(椭)圆进气道构型,本文采用简单的线性规律以实现截面的形状过渡。在保持进口捕获面积不变的情况下,采用流线追踪技术在图 2 所示的二维基准流场中分别“割出”方形(Model A)和圆形进口(Model B)的内收缩进气道,见图 3 和图 4,进口截面的相对位置见图 7 左。方转椭圆进

气道(Model C)最终无黏型面如图 5 所示,进出口截面位置见图 7 右,其中椭圆形出口的长短半轴之比为 5.0。为了评估这类非常规进气道的性能,在保证与 Model A 的初始压缩角相同;捕获高度及面积相同;气流总偏转角近似相等;总收缩比相等的约束条件下,按照等激波强度配波设计了常规二元三楔进气道(Model D)进行比较,3 个

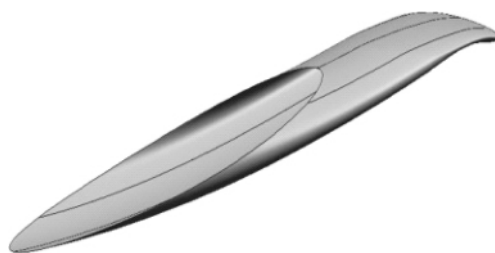


图 4 Model B 圆形进口进气道构型(不含隔离段)

Fig. 4 Model B the configuration of circular shape intake (without isolator)

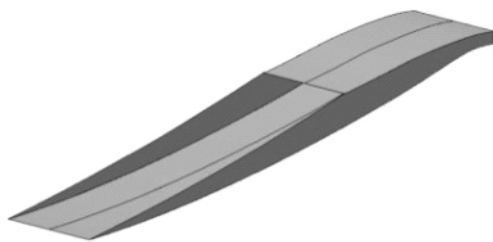


图 3 Model A 方形进口进气道构型(不含隔离段)

Fig. 3 Model A the configuration of rectangular shape intake (without isolator)

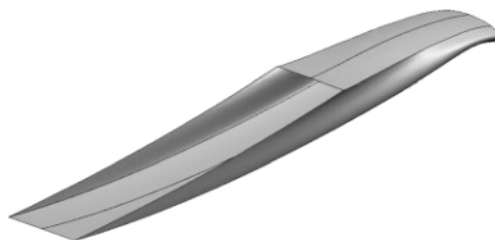


图 5 Model C 方转椭圆进气道构型(不含隔离段)

Fig. 5 Model C the configuration of rectangular to elliptical shape transition (without isolator)

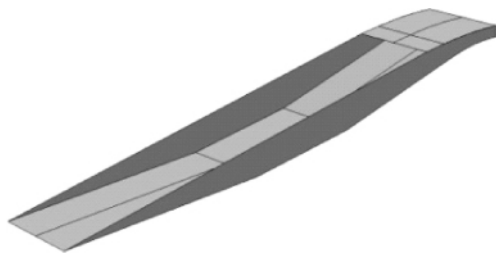


图6 Model D 二元三楔进气道构型(不含隔离段)

Fig. 6 Model D the configuration of typical 2-D inlets (without isolator)

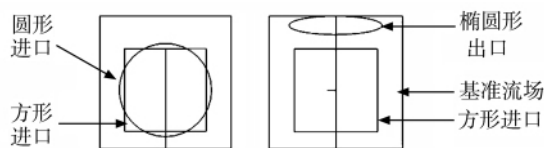


图7 高超声速进气道进口截面示意图

Fig. 7 Schematic of intake

个楔面的压缩角分别是 5.5° , 6.3° 和 7.2° . 4 种进气道的隔离段长度均取 7 倍当量直径, 表 2 给出了进气道的总收缩比 (R_c)、内收缩比 (R_{ci}) 以及外压段长度 (L), 其中 Model C 的总收缩比和内收缩比最小. 相对 Model D 的外压段, Model A 和 Model C 缩短了 24%, Model B 缩短了 14%.

表2 进气道的几何参数

Table 2 Geometric parameters of inlets

Model	R_c	R_{ci}	L/H_c
A	8.80	2.65	2.22
B	8.80	2.52	2.51
C	7.13	2.21	2.22
D	8.80	1.92	2.92

3 进气道流场及性能的数值仿真

3.1 数值模拟方法

采用商用 Flunet 软件求解, 无黏条件下采用 2 阶迎风格式求解欧拉方程. 有黏条件下湍流模型为 Re-normalization group (RNG) $k-\epsilon$ 模型, 近壁处采用标准壁面函数法. 流动方程、 k 方程、 ϵ 方程均选择 2 阶迎风格式离散. 由于各个模型的对称性, 取模型的一半进行计算, 壁面附近对网格进行加密, 网格总数 80 万左右, 分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算, 对壁面取绝热无滑移、固体边界条件. 采用压力远场和压力出口边界条件. 各

残差指标下降至少 3 个数量级, 并且流量沿程守恒时认为收敛.

在设计点 $Ma = 6$ 和接力点 $Ma = 4$ 分别对 Model A, Model B, Model C 和 Model D 进行三维数值模拟. 设计点马赫数为 6, 静压为 2549.22 Pa, 静温为 221.55 K, 单位雷诺数 4 950 000/m; 接力点马赫数为 4, 静压为 5529.3 Pa, 静温为 216.65 K, 单位雷诺数 7 380 000/m.

文献[13-14]在设计点 ($Ma = 6$) 通过风洞实验结果对本文所使用的计算方法进行了校核, 结果表明: 沿程静压分布、出口马赫数分布以及总体性能参数的数值模拟结果与试验结果吻合较好, 本文所采用的计算方法能够较准确地模拟高超声速进气道内部复杂流动结构, 计算结果可信.

3.2 设计点非常规进气道的流场结构

3.2.1 非常规进气道无黏流场结构

图 8 给出了无黏条件下设计点进气道对称面、喉道和出口截面马赫数分布, 3 种进气道对称面均存在一道前缘弯曲激波并封口, 唇口处产生了一道较弱的反射激波, 两道激波之间存在一系列的等熵压缩波, 这些与基准流场接近, 基本保持了基准流场的波系特征, 隔离段内反射波系清晰.

从喉道和出口截面的马赫数分布可以看出, 进气道喉道截面参数的分布表现出二维流动特征, 呈现“分层”现象. 喉道处的反射激波近似为二维凹形曲激波, 虽然肩部膨胀波有所影响, 但是一定垂直高度范围内沿宽度方向激波参数近似相等. 靠近上面压缩较大, 马赫数较低; 靠近下面压缩小, 马赫数较高; 最低层马赫数最高的原因在于此处截面位于该曲面激波之前. 出口截面马赫数整体分布特征与喉道截面类似, 但 Model B 分层界面变得不规则; Model C 采用了截面渐变技术, 流动发生了一些变化, 分层界面明显弯曲, 主流区被挤向中心位置.

图 9 给出的流场结构图表明每个进气道的前缘曲激波贴口, 流量系数均为 1.0, 外压段各个横截面的激波均为等高直线, 这也体现了二维激波的特点, 整个流场波系结构简单.

3.2.2 非常规进气道有黏流场结构

由于对每个进气道都未进行黏性修正, 本文仅在无黏型面的基础上进行了三维的黏性数值模拟. 图 10 给出了有黏条件下设计点进气道对称面、喉道和出口截面参数分布, 由于黏性的存在, 附面层的发展使得各个模型前缘曲激波被抬高,

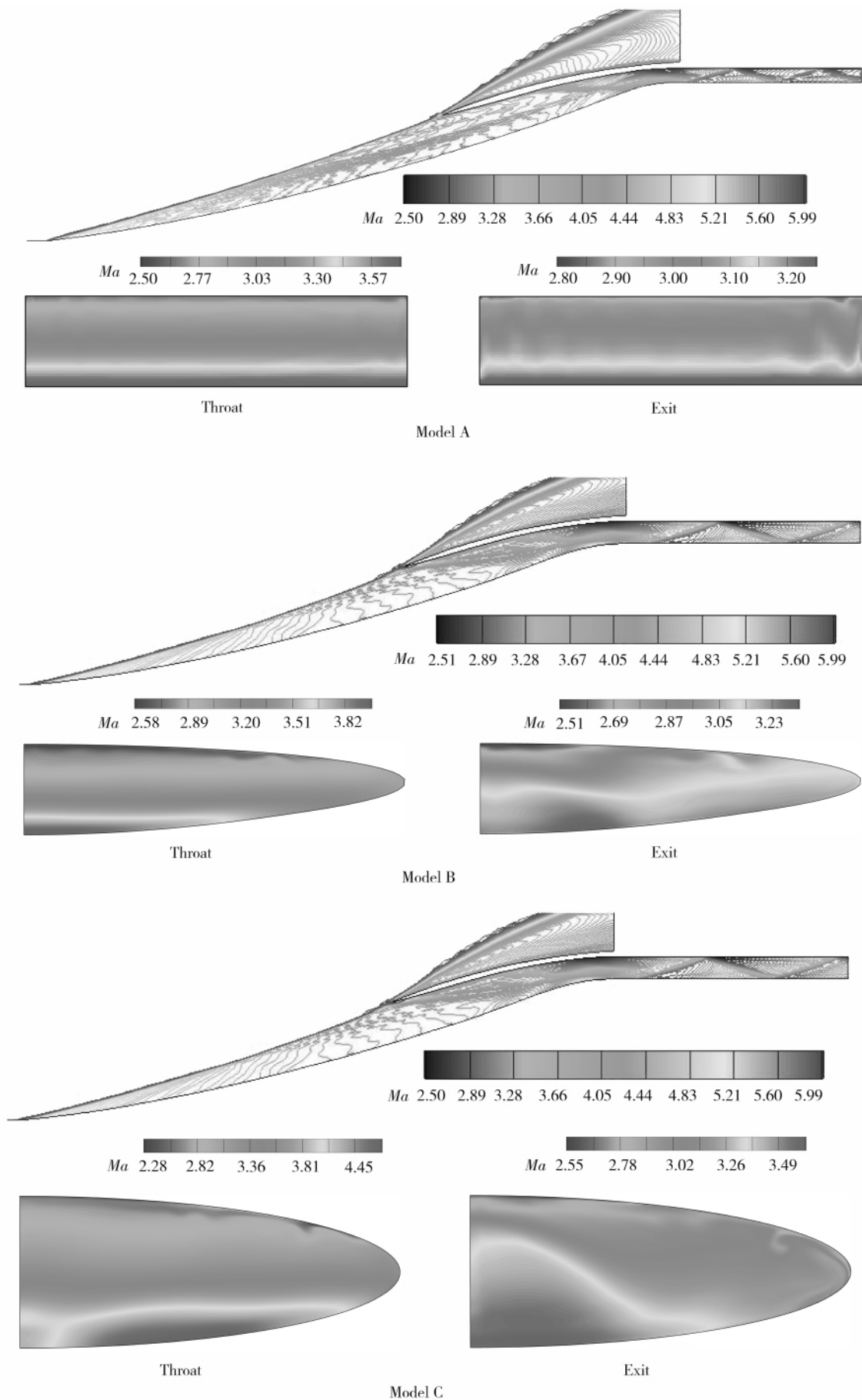


图 8 无黏时设计点进气道对称面、喉道和出口截面等马赫线图

Fig. 8 Mach isolines of symmetry, throat and exit plane at design point on inviscid condition

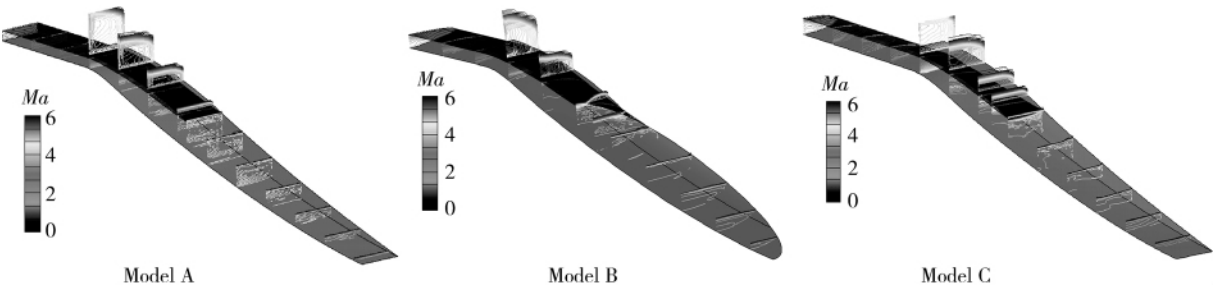


图 9 无黏条件下设计点进气道横截面马赫线图

Fig. 9 Mach isolines of each cross sections along the flow direction at design point on inviscid condition

唇口前存在一定的溢流,隔离段内附面层发展地较厚.唇口处仍产生了一道很弱的反射激波,Model C 的喉部附近出现了小的分离.对于喉道和出口截面的马赫数分布而言,除了两侧小的涡流区以外,主流区范围大且处于截面中心区域,仍保持了较好的二维流动特征.

图 11 给出的流场结构图表明有黏条件下进气道的前缘曲激波与侧板前缘存在很小的距离,所以整体溢流量不大;外压段流场结构良好,每个横截面的激波仍然近似为水平直线,内压段产生的涡流区不断向下游发展直至出口.

以 Model A 和 Model D 为代表比较了进气道无黏和有黏条件下的壁面极限流线(图 12),图中 INV 标示无黏条件,VIS 标示有黏条件.无黏条件下两者均无气流下洗,有黏条件下在喉道后气流开始沿侧壁面下洗形成涡流区,但下洗程度较弱.此外,Model D 外压段侧板附面层内的气流也存在外溢现象,喉道附近存在小的分离涡,这些将导致其黏性总体性能下降得更为明显.

3.3 进气道的总体性能参数

3.3.1 进气道设计状态的总体性能

为了评估这类非常规进气道的性能,本文选取典型的常规二元三楔进气道进行对比.进气道设计点无黏总体性能参数见表 3,其中畸变指数的定义^[15]

$$D = \left(\sum_{i=1}^N |\rho_i u_i - \overline{\rho u}| A_i \right) / \dot{m} \tag{1}$$

$$\overline{\rho u} = \left(\sum_{i=1}^N \rho_i u_i \dot{m}_i \right) / \dot{m} \tag{2}$$

非常规进气道的喉道截面性能参数与基准流场(表 1)相当,进一步说明了采用流线追踪技术“割出”的进气道可以较好地保持基准流场特征.存在很小差别的原因在于进气道进口截面只是截取了基准流场的一部分(见图 7).Model A 和 Model B 设计点的性能参数几乎相等,Model C 总收缩比最小,所以压比也最小.考虑到方形进口向椭圆出口截面渐变过程中的流动损失,出口截面的总压恢复系数最小而畸变最大.Model D 无黏总体性能最好,与 Model A 总收缩相等而压比较低,也说明了平面激波压缩效率较低.

有黏情况下进气道的总体性能参数见表 4,相对无黏情况,附面层的发展造成每个进气道的压比和出口畸变都有较大增加;由于基准流场为二维流场,进气道波系结构简单,相对轴对称基准流场的进气道^[16],出口畸变较小;不论出口还是喉道截面,马赫数和总压恢复系数都下降较大,因此对进气道的黏性修正十分必要.非常规进气道的流量系数较无黏下降较小,最大仅 8%;黏性对 Model D 流量系数影响明显,较无黏下降 20%.由于存在涡流区、分离涡及溢流(图 12)造成的损

表 3 设计点进气道的无黏总体性能参数

Table 3 General performance parameters of inlets at design point on inviscid condition

Model	φ	喉道截面			出口截面			
		σ	Ma	p/p_0	σ	Ma	p/p_0	D
A	1.00	0.78	3.09	30.4	0.76	3.07	29.1	0.04
B	1.00	0.78	3.09	30.4	0.75	3.07	29.3	0.05
C	1.00	0.78	3.27	25.7	0.70	3.20	22.6	0.11
D	1.00	0.81	3.16	27.9	0.80	3.15	27.6	0.03

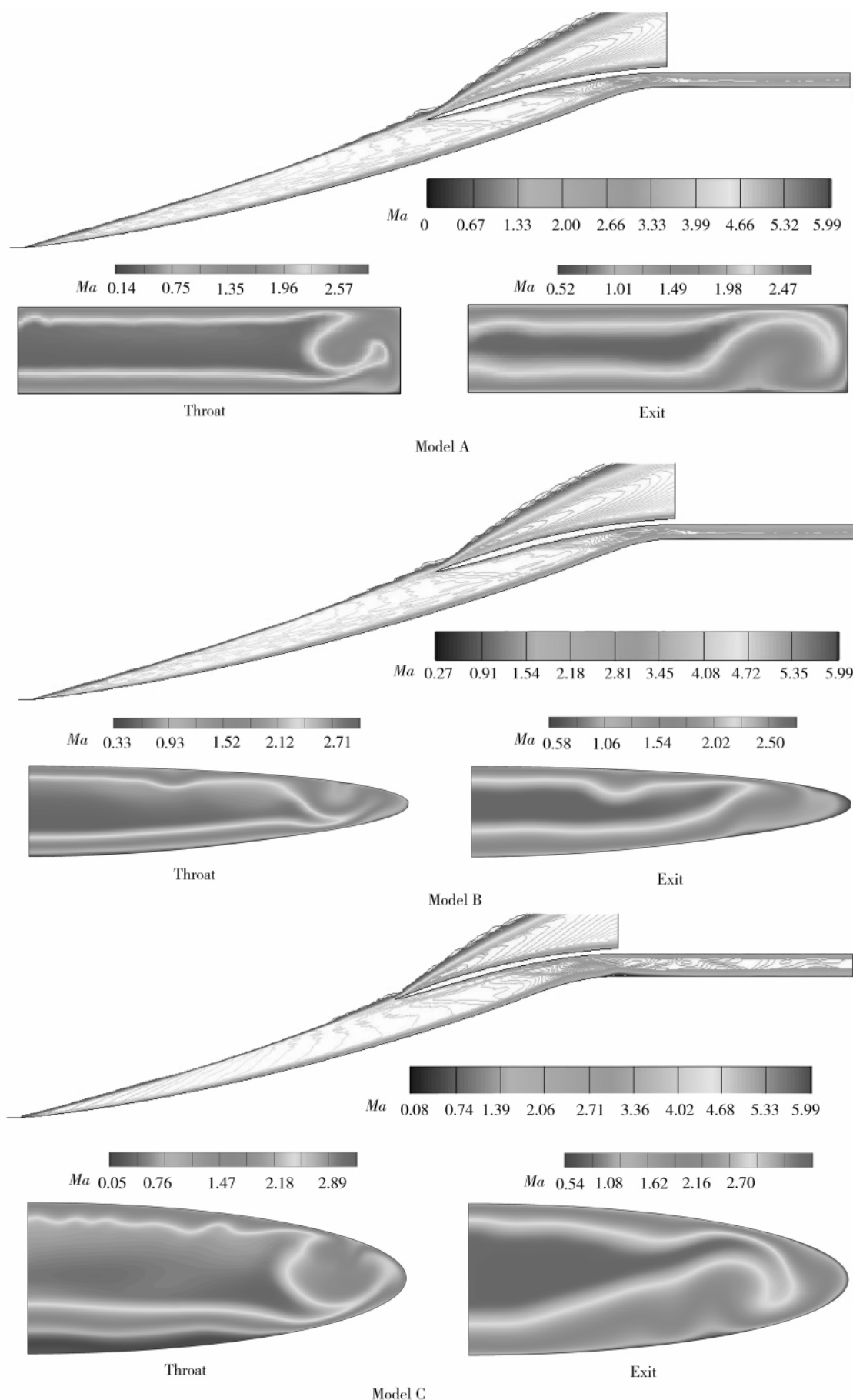


图 10 有黏时设计点进气道对称面、喉道和出口截面等马赫线

Fig. 10 Mach isolines of symmetry, throat and exit plane at design point on viscous condition

表 4 设计点进气道的有黏总体性能参数

Table 4 General performance parameters of inlets at design point on viscous condition

Model	φ	喉道截面			出口截面			
		σ	Ma	p/p_0	σ	Ma	p/p_0	D
A	0.92	0.53	2.40	45.8	0.38	2.15	50.4	0.29
B	0.94	0.56	2.47	44.4	0.43	2.21	50.7	0.32
C	0.96	0.57	2.63	35.5	0.43	2.41	36.1	0.31
D	0.80	0.56	2.57	36.6	0.43	2.31	40.7	0.37

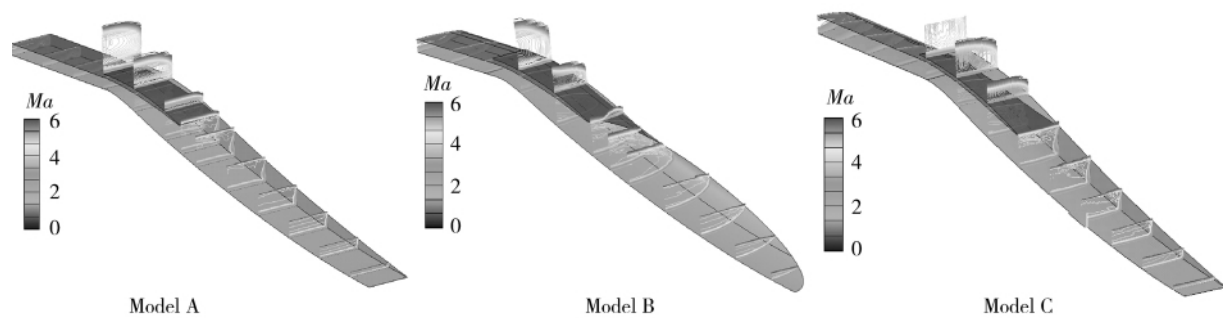


图 11 有黏条件下设计点进气道横截面马赫线图

Fig. 11 Mach isolines of each cross sections along the flow direction at design point on viscous condition

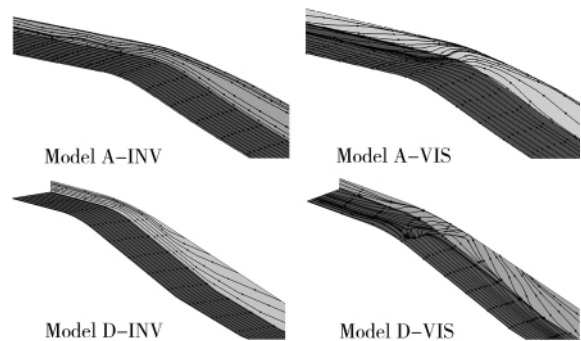


图 12 无黏和有黏时设计点进气道壁面极限流线

Fig. 12 Surface limit streamlines on inlet wall at design point

失,Model D 喉道和出口总压恢复系数较无黏分别下降 31%和 47%,非常规进气道最大下降分别为 32%,50%;Model D 出口畸变相对无黏增加

11.3 倍,而非常规进气道最大增加了 6.25 倍. 总体而言,黏性对 Model D 性能影响最大,Model C 对黏性最不敏感.

3.3.2 进气道接力点的无黏性能参数

在进气道设计中,进气道接力点性能也是一个十分关注的问题. 表 5 给出了无黏情况下接力点的性能,非常规进气道接力点的参数变化趋势与设计点无黏情况下的基本一致,存在一定差别的原因与接力点马赫数降低,进气道内部流动状态偏离了基准流场有关. Model D 的流量系数降低仍然十分明显,较设计点无黏条件下降了 41%,而非常规进气道最大下降为 30%;在压比最低情况下,总压恢复系数也最小,出口畸变最大. 总体而言,在非设计点非常规进气道的总体性能优于常规进气道.

表 5 接力点进气道无黏总体性能参数

Table 5 General performance parameters of inlets at translation point on inviscid condition

Model	φ	喉道截面			出口截面			
		σ	Ma	p/p_0	σ	Ma	p/p_0	D
A	0.70	0.93	1.95	19.5	0.92	1.94	19.7	0.030
B	0.72	0.93	1.92	20.8	0.92	1.91	20.6	0.039
C	0.73	0.93	2.13	15.2	0.92	2.12	14.7	0.029
D	0.59	0.91	2.12	14.6	0.90	2.12	14.6	0.041

4 结 论

1) 采用优化后的二维曲激波基准流场实现了矩形进口、圆形进口以及方转椭圆进气道设计,证明二维基准流场中结合流线追踪和截面渐变技术可以设计出各种进出口截面形状变化的高超声速进气道,丰富了此类进气道的设计方法。

2) 按照本文设计方法设计的 3 种非常规进气道设计点无黏流场马赫数分布及总体性能与基准流场接近,较好地保持了基准流场特征。

3) 在无黏和有黏条件下,3 种非常规进气道的流场都较好地保持了二维流动特征,波系结构简单,主流区范围大,出口畸变较小。

4) 相对常规进气道 Model D 而言,3 种非常规进气道外压段最大缩短了 24%。3 种非常规进气道之间总体性能相当,在设计点有黏时流量系数较无黏下降较小,最大仅 8%;在非设计点仍然表现出良好的总体性能,流量系数保持在 0.7 以上。

参考文献:

- [1] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [2] 孙波, 张堃元, 王成鹏, 等. Busemann 进气道无粘流场数值分析[J]. 推进技术, 2005, 26(3): 242-247.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng, et al. Inviscid CFD analysis of hypersonic Busemann inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(3): 242-247. (in Chinese)
- [3] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[R]. AIAA 1999-4974, 1999.
- [4] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 408-416.
- [5] Taylor T M, David V W. Performance analysis of hypersonic shape-changing inlets derived from morphing streamline traced flowpaths[R]. AIAA 2008-2635, 2008.
- [6] 尤延铨, 梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道[J]. 中国科学: E 辑, 2009, 39(8): 1483-1494.
YOU Yancheng, LIANG Dewang. Design concept of three-dimensional section controllable internal wave-rider hypersonic inlet[J]. Sci. China: Ser. E Tech. Sci., 2009, 39(8): 1483-1494. (in Chinese)
- [7] 张堃元, Meier G E A. 二维非均匀超音来流下最有利压缩面型面的随机选取法数值研究[J]. 推进技术, 1994, 15(5): 9-15.
ZHANG Kunyuan, Meier G E A. A study on optimum compression surface under non-uniform 2-D supersonic flow condition using RC method[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(5): 9-15. (in Chinese)
- [8] 金志光, 张堃元. 二维非常规压缩型面/高超声速进气道的设计概念[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 226-229.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Concept of a two-dimensional supersonic/hypersonic inlet with a non-conventional compression wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 226-229. (in Chinese)
- [9] 居燕. 弯曲激波压缩面设计及试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
JU Yan. Design of curved shock compression surface and experimental investigation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [10] 潘瑾, 张堃元, 王磊. 几种超声速非常规压缩系统的研究[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 673-676.
PAN Jin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei. Study of several supersonic non-conventional compression surfaces [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 673-676. (in Chinese)
- [11] Starkey R P, Lewis M J. Simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders[R]. AIAA 1998-1616, 1998.
- [12] 王磊, 张堃元. 高超声速二元弯曲激波压缩面设计优化[C] // 中国力学大会: 2011 暨钱学森诞辰 100 周年纪念大会论文摘要集. 北京: 中国力学学会, 2011: 245.
- [13] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 矩形转圆形高超声速内收缩进气道数值及实验研究[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 988-996.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Numerical and experimental investigation of hypersonic inward turning inlets with rectangular to circular shape transition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 988-996. (in Chinese)
- [14] NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flow field using arc tangent curve law of pressure rise[R]. AIAA 2011-2270, 2011.
- [15] Bagaveyev N T, Engbom W A, Bhagwandin V A. Parametric investigation of racetrack-to-circular cross section transition of a dual-mode ramjet isolator[R]. AIAA 2010-0942, 2010.
- [16] 李永洲, 张堃元, 南向军, 等. 类水滴进口高超声速内收缩进气道设计及数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1355-1361.
LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, NAN Xiangjun, et al. Design and numerical investigation of hypersonic inward turning inlet with water-drop like shape intake[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1355-1361. (in Chinese)