

高超声速飞行器进气道压缩面逆向设计方法

岳晓奎, 齐凯华
(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 针对高超声速飞行器进气道压缩面问题, 首先研究了激波理论的逆向算法, 以此为基础提出了进气道的等强度和等熵压缩面的逆向设计方法, 并采用此方法设计了以进气道出口气流参数为设计参数的高超声速飞行器进气道压缩面, 然后对两种压缩面进行了性能分析和数值仿真. 结果表明: 通过逆向设计方法设计进气道压缩面是可行的, 其相对于传统方法耗时大大减少; 理论计算表明相同设计条件下两压缩面几何参数基本一致, 而来流参数也基本不变, 设计点下等熵压缩总压恢复系数高出等强度压缩 6.3%. 数值仿真验证了该方法的可行性并研究了非设计状态下两种压缩面的各项性能参数, 同时对比了不同马赫数下进气道内部波系分布和气流均匀性.

关 键 词: 高超声速; 压缩面设计; 逆向运算; 等强度压缩面; 等熵压缩面

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Reverse design method of hypersonic aircraft inlet compression surface

YUE Xiao-kui, QI Kai-hua
(School of Astronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the problem of hypersonic aircraft inlet compression surface, a reverse design method of constant intensity and isentropic compression surface was proposed firstly based on the investigation of the reverse algorithm of the shock wave theory, then inlet compression surfaces of hypersonic flight vehicle were designed using this method with the flow parameters of inlet exit, next performance analysis and numerical simulation were conducted. The results show that: the reverse design method is effective and time-saving as compared with the traditional method. Theoretical calculation shows that both the geometry parameters and the free flow parameters of two inlet compression surfaces are most consistent, the total pressure recovery coefficient of the isentropic compression increases by 6.3% to the constant intensity compression at designed point. The numerical simulation has verified the effectiveness of the proposed method and studied the performance parameters of two compression surface under off-design condition, while comparing the internal wave system distribution and airflow uniformity of the inlets under different Mach numbers.

Key words: hypersonic; compression surface design; reverse algorithm; constant intensity compression surface; isentropic compression surface

在吸气式高超声速飞行器研究领域内,超燃冲压发动机作为其理想的动力装置而得到各国的广泛研究^[1],美国的 X-43A, X-51A 等高超声速飞行试验计划的核心任务均包括超燃冲压发动机技术的验证^[2]. 超燃冲压发动机具有质量小、比冲高、无运动部件且结构简单等优点,但要使超燃冲压发动机在高速运动中起动并产生持续有效的推力,气动外形和发动机的一体化设计成为关键,而高超声速飞行器进气道压缩面的构型设计更成为重中之重. 进气道压缩面的功效是为超燃冲压发动机提供流场品质足够好、流量达到要求的预压缩气流,涉及进气道起动、边界层分离、进气道气流均匀性等问题^[3],这些问题与进气道压缩面的设计和性能密切相关,因此本文将对高超声速飞行器进气道压缩面的设计进行深入研究.

目前,进气道压缩面设计多是基于斜激波理论的优化方法,文献[4]采用单纯型优化算法设计了二维等级数总压恢复最优的压缩面构型,优化结果表明当各级楔角逐步增加,各级前体激波总压恢复相等时达到最优^[4];陈兵、鲍文等^[5-6]采用遗传算法和多机并行运算模式,分别设计了总压恢复和流量捕获性能最优的压缩面构型. 优化方法存在优化目标变量较少的缺点,增加变量则导致运算时间增加. 潘瑾等^[7]对基于弯曲激波的设计方法进行了一系列广泛的研究,文献[7]通过给定的压缩角变化规律联接小段直线得到不同压升规律的弯曲压缩面,这种压缩面可以形成弯曲激波并控制压升规律,其在非设计工况下的性能优于传统型面;文献[8-9]分别采用有旋特征线方法设计了满足一定壁面马赫数和压强变化规律的压缩面构型,所设计的压缩面壁面马赫数和压强变化规律满足指定标准,避免了附面层分离和局部压力梯度过大等问题,提高了压缩面性能^[8-9],但有旋特征线方法涉及复杂的空气动力学计算过程,使压缩面设计过程复杂耗时. 上述方法均以一定的飞行参数为初始条件并采用激波理论设计压缩面,在研究过程中发现这种激波理论前向运算存在计算复杂和耗时长的问题,同时,以飞行参数为基础的优化设计虽然能使某种性能达到最优,但没有针对具有确定理想工作条件的特定的发动机进行特殊设计,作者认为进气道压缩面设计的合理出发点应是直接决定发动机工作状态的发动机入口处理想气流参数,而不是飞行条件. 因此,本文没有以传统的飞行参数作为设计参数,而选择以发动机理想工作条件作为出发点,提出了斜

激波理论的逆向算法,根据此算法设计了高超声速超燃冲压发动机的进气道压缩面,并进行了理论分析和数值仿真.

1 激波理论逆向运算

1.1 逆向运算

斜激波理论前向算法^[10]由式(1)~式(5)表示,记为 $(\beta, Ma_2) = f_-(\delta, Ma_1)$,式中 δ, β 分别表示压缩角和激波角, Ma, p, ρ 分别表示马赫数、压强和密度, σ 为总压恢复系数, γ 为比热比, 1 和 2 分别表示波前和波后参数. β 作为计算波后参数的基础须首先通过非线性三角方程式(1)求解,研究中发现直接求解式(1)复杂耗时,且需要从多个近似数值解中根据 $\beta_{\max} > \beta > \delta$ 选择唯一合理的解,其中 $\beta_{\max}$ 是与 Ma_1 有关的激波角最大值,当进行大量计算时将花费很长的时间. 因此,本文将对斜激波理论进行适当变形并推导由波后参数计算波前参数的逆向算法,该算法将大大减少计算的复杂度和耗时. 图1所示为斜激波理论前向和逆向运算的一般模型.

$$\frac{\tan(\beta - \delta)}{\tan \beta} = \frac{(\gamma - 1)Ma_1^2 \sin^2 \beta + 2}{(\gamma + 1)Ma_1^2 \sin^2 \beta} \quad (1)$$

$$Ma_2^2 = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot Ma_1^2 \sin^2 \beta}{\left(\gamma Ma_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{2}\right) \cdot \sin^2(\beta - \delta)} \quad (2)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (3)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)Ma_1^2 \sin^2 \beta}{(\gamma - 1)Ma_1^2 \sin^2 \beta + 2} \quad (4)$$

$$\sigma = \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}\right)^{-\frac{1}{\gamma - 1}} \cdot \left[\frac{(\gamma + 1)Ma_1^2 \sin^2 \beta}{(\gamma - 1)Ma_1^2 \sin^2 \beta + 2}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

将式(2)中 $Ma_1^2 \sin^2 \beta$ 项看作一个整体,得到其关于 $Ma_2^2 \sin^2(\beta - \delta)$ 的表达式为

$$Ma_1^2 \sin^2 \beta = \frac{1 + Ma_2^2 \sin^2(\beta - \delta) \cdot \frac{\gamma - 1}{2}}{\gamma Ma_2^2 \sin^2(\beta - \delta) - \frac{\gamma - 1}{2}} \quad (6)$$

将式(6)代入式(1)并化简得

$$\tan \beta = \frac{[R Ma_2^2 \sin^2(\beta - \delta) + 1] \cdot \tan(\beta - \delta)}{R' Ma_2^2 \sin^2(\beta - \delta)} \quad (7)$$

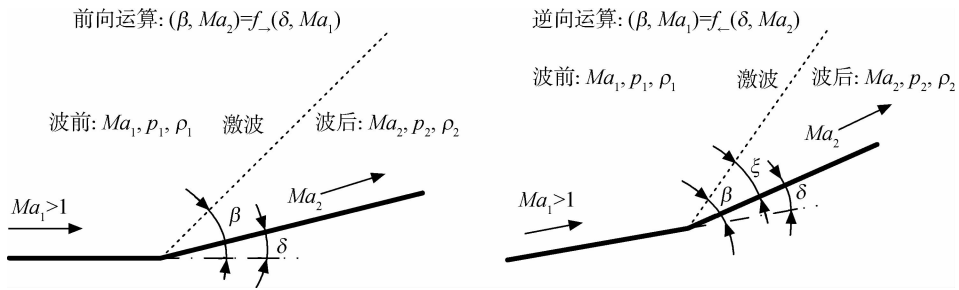


图 1 斜激波理论模型
Fig. 1 Model of oblique shock wave

其中 $R = \frac{\gamma-1}{2}$, $R' = \frac{\gamma+1}{2}$. 由式(7)可以看出, 激波角 β 可以通过波后马赫数和激波角与压缩角之差求得. 定义激波角与压缩角之差为激波余角 ξ , 区别于激波角 β .

$$\xi = \beta - \delta \tag{8}$$

则式(7)变为

$$\tan \beta = \frac{(R Ma_2^2 \sin^2 \xi + 1) \cdot \tan \xi}{R' Ma_2^2 \sin^2 \xi} \tag{9}$$

将 β 代入式(6)可以得到 Ma_1 关于 Ma_2 和 ξ 的函数

$$Ma_1^2 = \frac{1 + R Ma_2^2 \sin^2 \xi}{(\gamma Ma_2^2 \sin^2 \xi - R) \cdot \sin^2 \beta} \tag{10}$$

其余波前参数可以通过 β, Ma_1 求得. 至此, 推导出式(9)和式(10)所示波前参数关于波后参数的函数关系, 记为 $(\beta, Ma_1) = f_{\leftarrow}(\xi, Ma_2)$.

与前向运算需要解方程和选择合理化的复杂过程相比, 逆向运算只需要简单的代数和三角运算即可以求解压缩前后气流的参数关系, 图 2 所示为两种算法 100 次运算时间 T 对比图, 前向运算分别选取 MATLAB 库中的 Fsolve 函数、Fminbnd 函数^[11]求解, Fsolve 函数平均每次计算耗时 8×10^{-3} s, fminbnd 函数耗时 1.5×10^{-3} s, 而采用逆向运算所需的平均耗时 5×10^{-5} s, 低于前向运算 2 个数量级, 由于数量级过小, 因此图中 10 倍显示. 因此, 在大量运算时逆向运算将节省大部分时间. 需要说明的是逆向运算是由波后参出发经逆向的递推运算得到压缩前气流参数, 逐数计算波前参数, 因此可以由发动机入口处条件经过推导得到来流参数, 这为压缩面的逆向设计提供了算法基础.

1.2 逆向运算限制条件

在 1.1 节中得到逆向运算关系式:

$$(\beta, Ma_1) = f_{\leftarrow}(\xi, Ma_2)$$

根据本文中对激波余角定义 $\xi = \beta - \delta$, 可以得

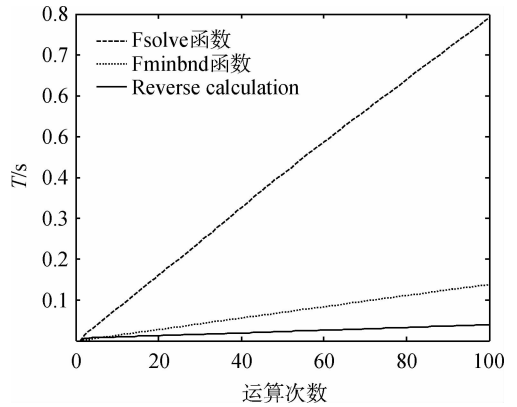


图 2 前向/逆向运算时间对比图
Fig. 2 Time comparison of forward/reverse calculation

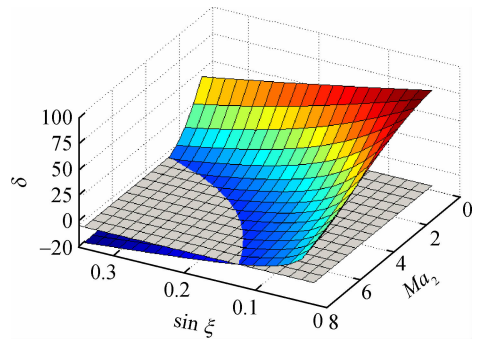


图 3 δ 函数图像
Fig. 3 Image of function δ

到另外一种形式的逆向运算关系式, 即压缩角与波后参数的关系

$$(\delta, Ma_1) = F(\sin \xi, Ma_2) \tag{11}$$

图 3 所示为 δ 关于 ξ 和 Ma_2 的函数图像, 由零平面分为 $\delta > 0^\circ$ 和 $\delta < 0^\circ$ 两部分, 只有当参数 ξ 和 Ma_2 满足一定关系才能使 $\delta \geq 0^\circ$ 并得到合理解. 下面对这一限制条件进行推导.

由 $\delta = \beta - \xi$ 为正值可得

$$\frac{\tan \xi}{\tan \beta} < 1 \tag{12}$$

代入式(1)得

$$Ma_1^2 \sin^2 \beta > 1 \tag{13}$$

将式(13)代入式(6)得

$$\frac{1 + Ma_2^2 \sin^2 \xi \cdot (\gamma - 1)/2}{\gamma Ma_2^2 \sin^2 \xi - (\gamma - 1)/2} > 1 \tag{14}$$

易知分子分母均大于零,从而得到

$$Ma_2 \sin \xi < 1 \tag{15}$$

式(15)即为逆向设计参数合理性的判断条件.图 3 所示与零平面相交线即为 Ma_2 和 ξ 的取值边界 $Ma_2 \sin \xi = 1$,位于右侧部分 $Ma_2 \sin \xi < 1$,为设计参数 Ma_2 和 ξ 的可行域.

2 逆向设计方法

2.1 等激波强度压缩面设计

高超声速飞行中流量捕获性能直接影响发动机工作,要求设计马赫数下所有斜激波汇聚于唇口位置,这样可以保证压缩面的理论流量系数达到 1^[12];其次,进气道的总压恢复系数与发动机推力性能密切相关,进气道总压恢复系数每减小 1%,就要损失约 1.25% 的发动机推力,而高超声速推进对进气道压缩系统的效率更为敏感^[7].根据 Oswatitsch 的等强度配波理论,对于无黏流高超声速压缩,当波前马赫数在各级激波垂直方向的分量相等时,总压恢复系数达到最大.下文将以 1.1 节推导的逆向运算为基础,设计高超声速飞行器进气道压缩面的等强度配波构型.

图 4 所示为压缩面逆向设计示意图^[13],需要说明的是逆向设计的级次顺序与前向设计相反,靠近前端的级数更高.以进气道肩点为原点建立坐标系 S_0XY , X 轴平行于腹部顶板, H_c 和 H_m 分

别为唇口和进气道出口高度,来流马赫数与压强 Ma_∞, p_∞ 经过 N 级压缩进入隔离段和燃烧室,其中进气道内通道采用多级压缩思想,将唇口与外罩设计为两级转折形式,使进气道内压缩段两级激波打在进气道肩点,希望通过肩部膨胀波减弱激波对流动的影响,外压缩段采用多级等强度楔形压缩且各级激波交汇于唇口,保证理论流量捕获率达到 1^[14-15],各级压缩角、激波余角、压缩面倾角和转折点分别为 $\delta_i, \xi_i, \theta_i, S_i (i=1, 2, \dots, N)$,图中用不同灰度标明不同流动区域,区域内流动参数记为 Ma_i, p_i .

飞行器设计飞行高度为 H ,进气道出口马赫数为设计马赫数 Ma_1 ,最低压力要求为 p_1 ,参考高度 H 处来流压强 p_∞ 即要求静压比 $K_p > \frac{p_1}{p_\infty}$,根据等强度配波理论,要使总压恢复系数最大^[16],即

$$\text{Max} \sigma_{\text{total}} = \prod_{i=1}^N \sigma_i \tag{16}$$

应使

$$Ma_2 \sin \beta_1 = Ma_3 \sin \beta_2 = \dots = Ma_\infty \sin \beta_N \tag{17}$$

即

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{p_2}{p_3} = \dots = \frac{p_N}{p_\infty} \tag{18}$$

已知

$$K_p > \frac{p_1}{p_\infty} \tag{19}$$

将式(18)代入式(19),得 $\frac{p_i}{p_{i+1}}$ 与静压比的关系.

$$\left(\frac{p_i}{p_{i+1}}\right)^N = K_p \tag{20}$$

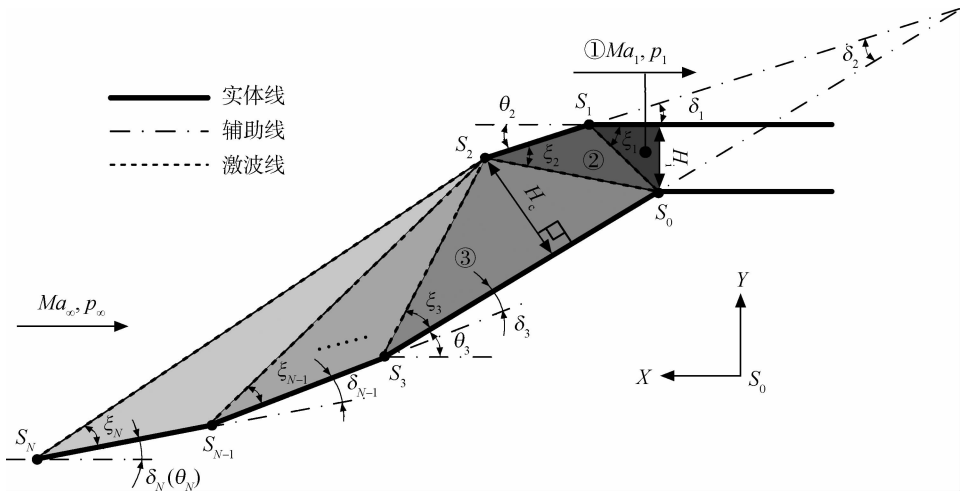


图 4 压缩面逆向设计示意图
Fig. 4 Schematic of the compression surface reverse design

根据逆向运算推导将式(6)代入式(3)得到单级静压比与波后参数的关系如式(21)所示,下标区分压缩前后参数关系

$$\frac{p_i}{p_{i+1}} = \frac{R'}{\gamma Ma_i^2 \sin^2 \xi_i - R} \quad (21)$$

因此,要使总压恢复性能最优,等强度配波理论下的进气道压缩面设计的参数配置准则为

$$\frac{R'}{\gamma Ma_i^2 \sin^2 \xi_i - R} = K_p^{\frac{1}{N}}$$

即

$$\sin \xi_i = \sqrt{\frac{R' K_p^{-\frac{1}{N}} + R}{\gamma Ma_i^2}} \quad (22)$$

其中 K_p 为给定的设计参数,所以激波余角 ξ_i 只与波后马赫数 Ma_i 有关,在已知进气道出口马赫数的情况下,可以完成总压恢复最优的等强度压缩面设计. 为减小波阻,来流马赫数 Ma_∞ 应与腹部顶板平行,因此在最后一级设计时,不以式(22)求解 ξ_N ,而使压缩角 $\delta_N = \theta_N$,并根据式(7)求解 ξ_N 完成最后一级设计. 这样设计会损失一定的压升,解决方法是给静压比 K_p 一个附加压比 dK_p ,使损失后的总压升仍然满足设计要求, dK_p 在设计计算时适当调节.

具体设计步骤如下:

1) 根据设计要求确定静压比 K_p 和压缩级数 N ;

2) 已知设计参数 Ma_1, p_1 ,通过式(22)计算第 1 级激波余角 ξ_1 ,以 S_0 为激波交汇点确定图 4 中的 S_1 点,并根据式(9)和式(10)计算出 β_1 和 Ma_2, p_2 ,则 $\delta_1 = \beta_1 - \xi_1$,并确定唇口板偏角 $\theta_2 = \theta_1 + \delta_1$,其中 $\theta_1 = 0$;

3) 以 Ma_2, p_2 为波后参数设计唇口压缩,计算 $S_2, \delta_2, \theta_3, Ma_3, p_3$,同时计算进气道内收缩比 $R_c = H_c/H_{in}$;

4) 对肩点处采用半径为 R 的导圆处理;

5) 以 Ma_3, p_3, θ_3 为初始参数设计外压缩面,由式(22)算出 ξ_3 ,以 S_2 为激波交汇点确定图 4 中的 S_3 点,求解 β_3 和 Ma_4, p_4 ,确定压缩面倾角 $\theta_4 = \theta_3 - \delta_3$;

6) 重复步骤 5)直到 $N-1$ 级;

7) 令 $\delta_N = \theta_N$,根据式(7)求解 ξ_N 并计算其他参数完成最后一级设计得到 Ma_∞, p_∞ .

2.2 等熵压缩面设计

等熵压缩是除等强度压缩外的一种成熟的压缩面设计方法^[17-18],等熵压缩型面弯曲且向前端无限延伸,在一定长度下截断并以一级楔面压缩

代替构成实际的进气道压缩面. 由于等熵压缩是弯曲的,设计时将其视为无限级楔形压缩的情况,因此其压缩角 $\delta_i \rightarrow 0$,根据前文推导此时有

$$\sin \xi_i \rightarrow \frac{1}{Ma_i} \quad (23)$$

将式(23)变形为

$$\sin \xi_i = \frac{1 - \epsilon}{Ma_i} \quad (24)$$

式中 ϵ 为一个少量,根据式(24)求出 ξ_i 并得到的 δ_i 亦为一个少量,且 δ_i 随 Ma_i 变化不大,误差维持在 3%以内. 因此式(24)可以作为等熵压缩面的设计准则,当压缩面倾角 θ_i 小于一定值 θ_{min} 时截断,最后一级设计与等强度压缩最后一级的设计相同. 为使两种压缩面具有可比性,等熵压缩亦采用与等强度压缩相同的唇口和外罩设计,且使两种压缩面前端压缩角相同,由于此时来流方向与 X 轴平行,压缩面倾角也相同,此时有 $\theta_{min} = \theta_N$.

具体设计步骤如下:

1) 采用等强度压缩进气道内压缩段设计方案设计等熵压缩进气道内压缩段;

2) 以 Ma_3, p_3, θ_3 为初始参数开始等熵压缩设计,由式(24)算出 ξ_3 ,以 S_0 为激波交汇点确定等熵压缩起点 S_3 ,求解 β_3 和 Ma_4, p_4 ,确定压缩面倾角 $\theta_4 = \theta_3 - \delta_3$;

3) 重复步骤 2)直到 $\theta_i < \theta_{min}$,得到等熵压缩面终点 S_{n-1} 和相关参数, n 为等熵压缩面总压缩级数,与 ϵ 取值相关;

4) 同等强度压缩步骤 7),令 $\delta_n = \theta_{min}$ 并根据式(7)求解 ξ_n 并计算其他参数完成第 n 级设计得到 Ma_∞, p_∞ .

3 压缩面设计

压缩面设计参数和设计结果分别见表 1 和表 2,两进气道内压缩段采用两级等强度压缩设计方法,唇口长度和外罩转折角(第 1 级压缩角)分别为 4.81 m 和 11.53°,进气道唇口截面马赫数为 2.96,该马赫数下最大和最小收缩比限制为 4.06 和 1.38^[4],所设计进气道内收缩比为 2.24,满足这一限制. 对比等强度和等熵外压缩段设计结果,压缩面长度和高度基本相同,长高比约为 4.1,与文献[12]相关值近似;设计情况下两种压缩面计算得到的来流马赫数相差 0.07,近似为 4.4,压升方面等强度压缩满足要求,而等熵压缩压升为 29.23,略低于设计压升,但等熵压缩的总压恢复系数高出等强度压缩 6.3%,性能较优.

表 1 压缩面设计参数

Table 1 Design parameters of compression surface

进气道出口参数			飞行参数		静压比		级数	导圆半径
Ma_1	p_1/kPa	H_{in}/m	H/km	p_∞/kPa	K_p	dK_p	N	r/m
2	101.325	0.1	23	3.423	29.601	4.4	5	0.1

表 2 压缩面设计结果

Table 2 Design results of compression surface

参数	设计结果	
	等强度压缩	等熵压缩
进气道内收缩比	$R_c=2.24$	
外罩转折角/(°)	$\delta_1=11.53$	
前端压缩角/(°)	$\delta_N=5.37$	
挡板位置坐标/m	$S_1(0.246, 0.100), S_2(0.481, 0.052)$	
前端位置坐标/m	$S_N(3.138, -0.751)$	$S_n(3.139, -0.761)$
来流马赫数	4.452	4.383
来流压强/kPa	3.416	3.466
总压恢复系数/%	85.21	92.52

4 数值分析

为检验设计方法的正确性,对两种压缩面进行流动特性数值仿真分析,分别采用软件 ANSYS 12.0 和 FLUENT V6 进行网格划分和流场计算,采用 800×200 的结构化网格划分流场,选择 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型和二维双精度求解器,求解方法选择基于密度的隐式稳态求解方法.数值仿真参数见表 3,表中带*为设计点参数.

表 3 数值仿真参数

Table 3 Numerical simulation parameters

编号	来流 马赫数	来流压强/ kPa	密度/ $10^{-2}(\text{kg}/\text{m}^3)$	攻角/ (°)
1	4.4*	3.423*	5.428*	0*
2	3.5, 4.0	3.423*	5.428*	0*
3	6	3.423*	5.428*	0*

根据设计参数求得来流马赫数近似为 4.4,在该条件下进行数值仿真 1 对理论方法进行验证,图 5 所示设计情况下两种压缩面进气道的马赫数云图.图中等强度压缩面形成 3 级斜激波交汇于唇口,而等熵压缩面形成前端第 1 级激波和后续分布的连续激波簇也都交汇于唇口,图中,马

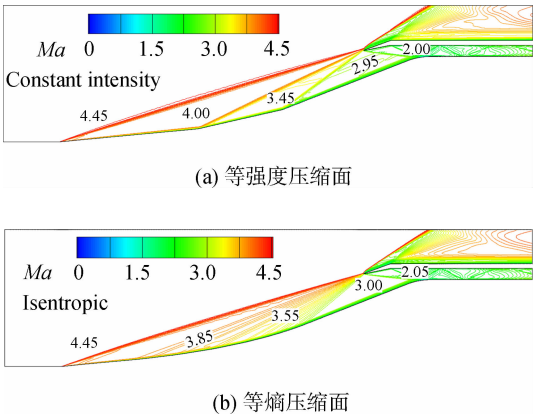


图 5 设计情况下进气道马赫数云图

Fig. 5 Mach number contours of inlet under designed conditions

赫数和压强在激波前后发生阶跃变化,而在连续激波簇内则表现为连续性变化.进气道压缩面内压缩段产生两级激波交汇于肩点,经肩点处膨胀波削弱进入发动机隔离段,并在发动机壁面处发生多次反射,由于膨胀波作用,进入隔离段的气流马赫数有较小增幅,激波强度减弱并消失.图 6 和图 7 分别为设计情况下进气道出口马赫数 Ma_{exit} 和压强 $p_{\text{exit}}(X=0)$ 沿 Y 轴方向分布图,两种压缩面 Ma_{exit} 分布基本相同,远离肩点和壁面处的 Ma_{exit} 接近设计值 Ma_1 , p_{exit} 分布在肩点附近表现

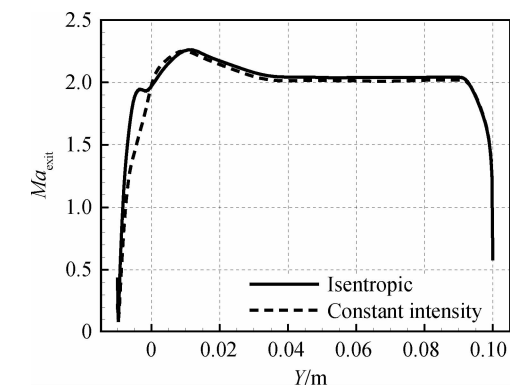


图 6 进气道出口马赫数

Fig. 6 Mach number of the exit of inlet

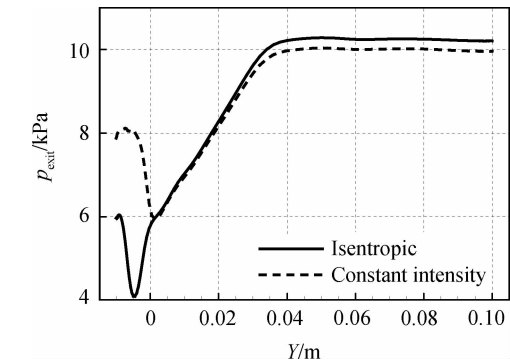


图 7 进气道出口压强

Fig. 7 Pressure of the exit of inlet

出较大差异,而在外罩壁面附近 p_{exit} 值接近设计值 p_1 . 上述结论证明了基于激波理论逆向算法的压缩面设计方法是正确的.

为对比两种压缩面对气流的压缩性能,数值仿真 2 和数值仿真 3 分别进行不同来流马赫数 Ma_∞ 下的数值仿真. 分别从进气道出口马赫数,流量捕获率,静压比,总压恢复系数和阻力系数 5 个方面评估两种压缩面的优劣,结果如表 4 所示. 较低 Ma_∞ 下 Ma_{exit} 基本一致,随 Ma_∞ 增大差异增大当 Ma_∞ 为 6.0 时, Ma_{exit} 相差 0.22; 设计点 Ma_∞ 下两种压缩面流量捕获率都接近 1,静压比

和总压恢复系数与表 1 和表 2 中的理论值基本一致;在低 Ma_∞ 下,等强度压缩面流量捕获率较优, Ma_∞ 为 4.0 时相差 1%, Ma_∞ 为 3.5 时相差 3%;而全马赫数域内等熵压缩面在压升方面性能都稍好于等强度压缩面,与理论计算相反;低 Ma_∞ 下总压恢复系数等熵压缩面高出 2%~5%,而 Ma_∞ 为 6.0 时高出 6%,主要原因是因为等熵段压缩连续,其 Ma_{exit} 和 p_{exit} 都是连续变化,因此损失较小;以压缩面长度为特征长度计算阻力系数,由于纵向高度相同,所以在不同 Ma_∞ 下阻力基本一致.

通过仿真对比,发现等强度压缩和等熵压缩除流量捕获和总压恢复性能有差别外,其余参数基本相同,采用相同进气道设计时,进气道内部的波系分布也基本相同. 但不同 Ma_∞ 下进气道及发动机隔离段的波系相差较大,如图 8 所示为不同 Ma_∞ 下进气道内局部压强云图. Ma_∞ 为 3.5 时,唇口和外罩转折处在进气道内产生的两道激波不再交汇于肩点,而是分别打在肩部附近并反射并进入发动机隔离段,反射后的激波与肩部膨胀波相互作用被削弱,两激波倾角逐渐减小并相互交汇,最后形成一道激波并逐渐消失,在进气道和发动机内共产生了 5 次激波反射. 设计点 Ma_∞ 为 4.4 下,进气道内两级激波交汇于肩点,仅一道激波反射进入隔离段,激波反射倾角较 Ma_∞ 为 3.5 时更小,激波变化过程相似,产生了 4 次激波反射. 在 Ma_∞ 为 6.0 时,压缩面产生的激波将会在唇口前汇聚并进入进气道内部,与进气道唇口产生的激波相交,在唇口附近产生小范围的闭式分离(见图 8(c)右下角马赫数云图),相交的激波与挡板转折点产生的激波再一次相交形成弯曲激波打在肩点后方,并与肩部产生的膨胀波相互作用,弯曲激波在发动机壁面上多次反射形成近似等腰三角形区域,在该区域前部压强较高,后部则迅速降低,经过反射的激波强度减弱并不明显,压缩面倾角基本不变,经 3 次激波反射后气流沿纵向分

表 4 进气道性能参数对比

Table 4 Comparison of inlet performance parameters

来流 马赫数	进气道出口马赫数		流量捕获率		静压比		总压恢复系数		阻力系数	
	等强度	等熵	等强度	等熵	等强度	等熵	等强度	等熵	等强度	等熵
3.5	1.60	1.61	0.73	0.70	16.33	16.65	0.92	0.94	0.235	0.234
4.0	1.83	1.84	0.86	0.85	22.29	22.73	0.88	0.91	0.205	0.204
4.4	2.00	2.05	0.97	0.98	29.61	30.09	0.85	0.90	0.191	0.188
6.0	2.42	2.64	1.0	1.0	45.87	47.03	0.66	0.72	0.163	0.163

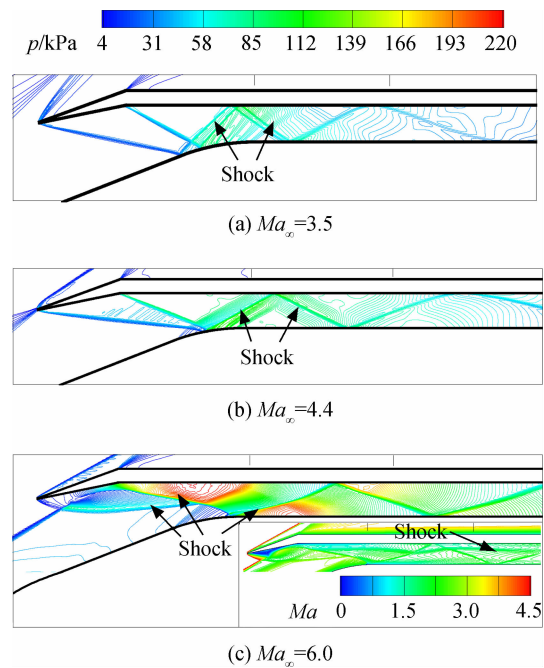


图 8 压强及局部马赫数分布云图

波存在分布不均匀,气流品质较差.图 10 所示为 3 种 Ma_∞ 下距离肩点 0.5 m 处沿 Y 轴方向的马赫数分布,从图中可以看出, Ma_∞ 为 3.5 和 4.0 时激波强度非常弱,马赫数分布近似均匀,而 Ma_∞ 为 6.0 时两激波使气流均匀性仍然较差,对发动机工作不利.

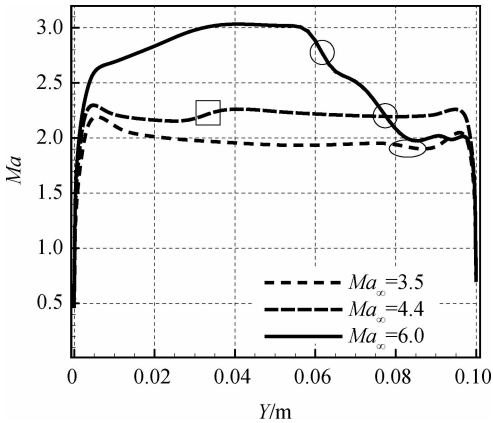


图 10 马赫数分布($X=0.5\text{ m}$)

Fig. 10 Distribution of Mach number ($X=0.5\text{ m}$)

布仍不均匀. Ma_∞ 为 6.0 时除壁面反射激波外,在靠近壁面附近产生一道与壁面不相交的激波(见图 8(c)右下角马赫数云图),该激波与上述激波作用产生上下起伏,对气流均匀性有很大影响.图 9 所示为 3 种 Ma_∞ 下距肩点 0.1 m 处沿 Y 轴方向的马赫数分布, Ma_∞ 为 3.5 时有两级激波,是因为处 Ma_∞ 下唇口和外罩转折处产生的激波在 0.1 m 还未交汇,但相聚较近且强度不大, Ma_∞ 为 4.4 时只有一级较强激波, Ma_∞ 为 6.0 时显示有两道强激波,靠近右端的为与壁面未相交的激波,对马赫数分布在更宽范围内产生很强影响,马赫数变化在 1.2 左右.在 0.1 m 处马赫数由于激

5 结 论

通过上述讨论可以看出,所设计的压缩面在设计点及低 Ma_∞ 下性能优良,性能参数与理论值基本一致,但在高 Ma_∞ 下由于压缩面激波进入进气道内部产生平行于壁面的激波,导致气流均匀性较差,有待进一步改进.

本文首先研究了激波理论的逆向运算,并基于此算法提出了高超声速飞行器进气道等强度压缩和等熵压缩面的逆向设计方法,通过理论计算和仿真分析,验证了该方法的可行性,对比分析了两种压缩面的各项性能参数,得到如下重要结论:

1) 基于激波理论逆向运算的压缩面设计方法是可行的,该方法以发动机进气道出口参数作为设计参数逆向设计了进气道和压缩面构型,能够有效降低计算复杂度,计算耗时相比于前向运算低 2 个数量级,为前体压缩面设计提供了一种方法.

2) 基于激波理论逆向运算提出了等强度压缩和等熵压缩面的逆向设计准则,设计出了等强度压缩和等熵压缩面,对比了两种压缩面在不同来流马赫数下的性能优劣.

3) 数值分析结果表明:不同来流马赫数下等强度压缩面流量捕获率优于等熵压缩面,而等熵压缩面在总压恢复性能上表现更优.低来流马赫数下气流进入进气道后经过激波反射和肩点膨胀

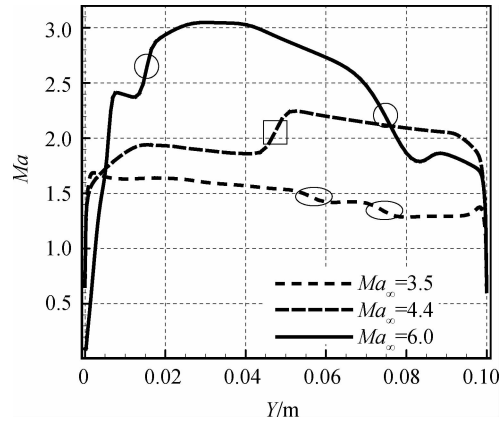


图 9 马赫数分布($X=0.1\text{ m}$)

Fig. 9 Distribution of Mach number ($X=0.1\text{ m}$)

波作用,气流激波强度减小并逐渐消失,气流均匀性良好,而高来流马赫数时由于特殊激波的存在,气流均匀性较差。

针对本文提出的逆向设计方法,可以将其应用于高超声速弯曲激波压缩和优化算法中,以期设计出性更优的压缩面构型.这将是下一步的研究内容。

参考文献:

[1] Curran E T. Scramjet engines; the first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power,2001,17(6):1138-1148.

[2] 聂万胜,罗世彬,丰松江. 近空间飞行器关键技术及其发展趋势分析[J]. 国防科技大学学报,2012,32(2):107-113. NIE Wansheng, LUO Shibin, FENG Songjiang. Analysis of key technologies and development trend of near space vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology,2012,32(2):107-113. (in Chinese)

[3] Curran E T, Murthy S N. Seramjet propulsion[M]. Progress in Astronautics and Aeronautics,2000:189.

[4] 李晓宇. 高超声速飞行器一体化布局气动外形设计[D]. 长沙:国防科学技术大学,2007. LI Xiaoyu. Airframe design of hypersonic integrated vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology,2007. (in Chinese)

[5] 陈兵,徐旭,蔡国飙. 基于遗传算法和空间推进方法的高超声速进气道优化设计研究[J]. 宇航学报,2006,27(5):1010-1015,1101. CHEN Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Optimization design of hypersonic inlets using genetic algorithm based on a parabolized navier-stokes glow solver[J]. Journal of Astronautics,2006,27(5):1010-1015,1101. (in Chinese)

[6] 鲍文,李伟鹏,常军涛. 基于遗传算法的高超声速进气道自动优化设计[J]. 系统仿真学报,2012,24(4):765-768. BAO Wen, LI Weipeng, CHANG Juntao. Automated optimization design of hypersonic inlet using genetic algorithm[J]. Journal of System Simulation,2012,24(4):765-768. (in Chinese)

[7] 潘璠,张堃元,金志光. 弯曲激波压缩型面的设计及数值分析[J]. 推进技术,2008,29(4):438-442. PAN Jin, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Design and numerical investigation of curved shock compression surface[J]. Journal of Propulsion Technology,2008,29(4):438-442. (in Chinese)

[8] 张林,张堃元,王磊. 基于壁面马赫数梯度的高超声速弯曲激波二维进气道数值研究[J]. 航空动力学报,2013,28(4):752-758. ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei. Computational investigation of hypersonic curved shock two-dimensional inlet with compression surface constant Mach number gradient[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(4):752-758. (in Chinese)

[9] 王磊,张堃元,向有志. 高超声速二元弯曲激波压缩面反设计方法的参数化研究[J]. 南京航空航天大学学报,2013.

WANG Lei, ZHANG Kunyuan, XIANG Youzhi. Parameters analysis of 2-D hypersonic curved shock compression surface reverse design method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[10] Anderson J D. Fundamentals of aerodynamics[M]. New York:McGraw-Hill,2001.

[11] 刘卫国. MATLAB 程序设计与应用[M]. 北京:高等教育出版社,2006.

[12] 范晓楠. 高超声速进气道的设计、计算与实验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006. FAN Xiaoqiang. Design Method, Numerical Simulation and Experimental Research of Hypersonic Inlet[D]. Changsha: National University of Defense Technology,2006. (in Chinese)

[13] 黄伟,王振国,罗世彬. 高超声速乘波体飞行器机身/发动机一体化关键技术研究[J]. 固体火箭技术,2009,32(3):242-248. HUANG Wei, WANG Zhenguo, LUO Shibin. An overview of research on engine/airframe integration for hypersonic waverider vehicles[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2009,32(3):242-248. (in Chinese)

[14] 朱辉玉,王刚,孙泉华. 典型气动布局高超声速飞行的气动力数值评估[J]. 空气动力学学报,2012,30(3):365-372. ZHU Huiyu, WANG Gang, SUN Quanhua. Numerical evaluation on aerodynamics of typical hypersonic configurations for hypersonic flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2012,30(3):365-372. (in Chinese)

[15] 周宏奎,张堃元. 二元高超声速进气道外压段阻力的理论分析及初步减阻研究[J]. 长春理工大学学报:自然科学版,2010,33(3):20-25. ZHOU Hongkui, ZHANG Kunyuan. Theoretical analysis on the drag of two-dimensional hypersonic inlet's external compression and initial research on reducing the drag[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology: Natural Science Edition,2010,33(3):20-25. (in Chinese)

[16] 金志光,张堃元. 二维非常规压缩型面超/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)

[17] 李健,谷良贤,郭效芝. 二维高超声速压缩面斜激波系的优化配置[J]. 推进技术,2007,28(2):157-161. LI Jian, GU Liangxian, GUO Xiaozhi. Optimum scheme for oblique shocks series of two dimensional hypersonic compression surface[J]. Journal of Propulsion Technology,2007,28(2):157-161. (in Chinese)

[18] 耿永兵,刘宏,丁海河. 轴对称近似等熵压缩流场的乘波前体优化设计[J]. 推进技术,2006,27(5):404-409. GENG Yongbing, LIU Hong, DING Haihe. Optimized design of waverider forebody derived from asymmetric near-isentropic compression flow fields[J]. Journal of Propulsion Technology,2006,27(5):404-409. (in Chinese)