

基于等熵压缩面型面坐标变换的二维 曲面压缩面数值模拟

张 林, 张堃元, 王 磊, 李永洲

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 利用坐标变换矩阵对等熵压缩面型面坐标进行缩放变换, 得到一系列不同曲率的二维曲面压缩面. 利用数值模拟手段对该系列曲面压缩面进行了研究, 并与壁面马赫数线性分布和压升规律可控的压缩面进行了比较. 结果表明: 等熵压缩面型面坐标变换后其长度明显缩短, 在相同总偏转角下 x 轴坐标缩放比例因子为 0.7 的曲面压缩面长度缩短 30%; 不同 x 轴坐标缩放比例因子的曲面压缩面产生分散、不汇聚于一点的压缩波并能保持等熵压缩的流动特征, 壁面压力分布得到一定程度的改善且随着 x 轴坐标缩放比例因子的减小, 壁面马赫数逐渐趋于呈线性分布; x 轴坐标缩放比例因子为 0.5 的曲面压缩面同壁面马赫数线性分布的压缩面在流场结构、壁面压力、壁面马赫数分布以及出口截面总压恢复系数、出口截面马赫数分布方面具有高度的相似性.

关 键 词: 超燃冲压发动机进气道; 等熵压缩面; 坐标变换; 曲面压缩; 弯曲激波

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of two-dimensional curved compression surface with isentropic surface coordinate transformation

ZHANG Lin, ZHANG Kun-yuan, WANG Lei, LI Yong-zhou

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Different coordinate transformation matrixes were used to scale the coordinate of isentropic surface, and a series of two-dimensional curved compression surfaces with different curvature were obtained. The curved compression surfaces were studied using numerical simulation, and then compared with the curved compression surfaces with wall Mach number linear distribution and controllable law of pressure rise. The result shows that: the surface length can be shortened obviously due to coordinate transformation of isentropic surface, and the curved compression surface length scaled using x axis scaling factor of 0.7 can be reduced by 30% at the same total turning angle. The curved compression surfaces with different x axis scaling factors produce dispersed compression waves that will not be converged to one point, and the isentropic compression flow characteristics can be kept. Wall pressure distribution is improved to a certain extent and wall Mach number distribution tends to be linear with decreasing x axis scaling factor. The curved compression surfaces with x axis scaling factor of 0.5 and wall Mach number linear distribution have similarity in the flowfield structure, wall pressure, wall Mach number distribution, exit total pressure recovery coefficient and exit Mach number distribution.

收稿日期: 2013-05-26

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 91116001)

作者简介: 张林(1981—), 男, 四川资阳人, 工程师, 博士生, 主要从事内流气体动力学和航空发动机整机试验技术研究.

Key words: scramjet inlet; isentropic surface; coordinate transformation; curved compression; curved shock

高超声速进气道作为超燃冲压发动机^[1]的关键部件之一,其主要作用就是利用压缩面产生的激波或者压缩波对气流进行压缩.因此,进行进气道压缩面的气动设计时,人们都致力于精心组织波系结构以便于合理地、巧妙地、高效率地利用压缩面所产生的激波或者压缩波对气流进行压缩.从 20 世纪 40 年代开始,人们在超声速气流压缩方面作了大量的探索性工作,并在压缩面波系组织方面形成等激波强度理论^[2-3]和等熵压缩理论^[4],对超声速飞行器进气系统的研究起到了重要的指导作用.

目前,大部分高超声速进气道是根据等激波强度理论通过合理组织波系对气流进行压缩,由于进气道来流马赫数较高,激波压缩对气流产生较大的激波损失,造成进气道压缩效率较低.文献^[5]中指出,进气道的压缩效率每提高 1%,可以使推进系统的比冲增加 3%~5%.而等熵压缩理论作为一种无损失的压缩方式设计方法得到了广泛的研究,人们将其引入进气道压缩面设计来提高压缩效率^[6-10].采用完全等熵压缩面,进气道的外压缩段长度太长,造成较大的黏性损失,并且所有压缩波都汇聚于进气道外罩唇口处,这样外罩唇口附近的激波结构将限制其等熵压缩程度^[4].因此考虑可以利用分散、不汇聚于一点的等熵压缩波对气流进行压缩.

本文以等熵压缩面为研究对象,利用不同的坐标变换矩阵对其型面坐标进行缩放变换并得到一系列不同曲率的曲面压缩面.为了对比方便,对该系列曲面压缩面进行截断确保其偏转角与等熵压缩面偏转角相同.利用数值模拟手段对该系列曲面压缩面进行了研究,并与壁面马赫数线性分布和压升规律可控的压缩面进行了分析比较.

1 等熵压缩面型面坐标变换方法

等熵压缩面的设计是根据普朗特-迈耶膨胀波的原理,与膨胀方向相反地作逆向计算得到的.以等熵压缩面为基础,按照式(1)利用坐标变换矩阵对其型面坐标缩放变换,坐标变换公式如下:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_x & 0 \\ 0 & S_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 (x, y) 为等熵压缩面的型面坐标; S_x, S_y 分别为 x, y 轴坐标缩放比例因子; (x_1, y_1) 为等熵压

缩面型面坐标变换后得到曲面压缩面的型面坐标.因此,只要改变 S_x, S_y 就可以得到一系列不同曲率的曲面压缩面.

本文对等熵压缩面型面坐标变换的研究主要是保证 y 轴坐标不变、只对 x 轴坐标进行缩放变换.在此情况下, $S_y=1$,代入式(1)得到坐标变换式(2)

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_x & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} \quad (2)$$

根据普朗特-迈耶膨胀波的原理,在 $Ma=6$ 、高度为 25 km 条件下设计了总偏转角为 16° 的等熵压缩面,选取 S_x 分别为 0.2, 0.3, 0.35, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9 和 1.0,然后以式(2)对其进行坐标变换,其中 $S_x=1.0$ 时为等熵压缩面.图 1 给出了等熵压缩面经过型面坐标变换得到不同 S_x 的曲面压缩面壁面型线对比.这一系列曲面压缩面的总偏转角 δ_{total} 和初始压缩角 δ_0 随 S_x 的变化关系如图 2 所示.图 2 中虚线为不同 S_x 的曲面压缩面截断后对应的总偏转角 δ_{2total} .从图中可以看出,随着 S_x 的减小,曲面压缩面长度逐渐缩短并且其型线曲率越来越大,表现为其总偏转角越

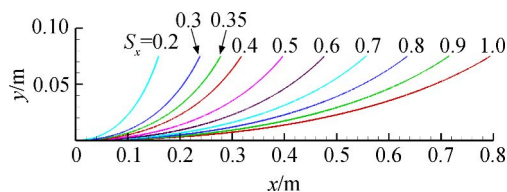


图 1 不同 S_x 的曲面压缩面

Fig. 1 Curved compression surfaces with different S_x

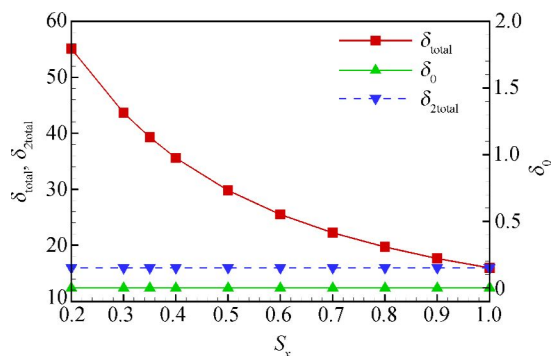


图 2 曲面压缩面总偏转角和初始压缩角随 S_x 的变化
Fig. 2 Total turning angle and initial compression angle of curved compression surface with variable S_x

来越大,而不论 S_x 取值如何,曲面压缩面的初始压缩角始终保持不变。

为了便于比较研究,对图1中的曲面压缩面进行了截断,保证它们的总偏转角也为 16° (如图3所示),在此情况下, $S_x=0.7$ 的曲面压缩面长度比等熵压缩面缩短30%。然后再对图3中的曲面压缩面进行等比例缩放,使它们的长度相同(如图4所示, H_{capture} 为激波捕获高度)。从图中可以看出,在初始压缩角、总偏转角和长度均相同的情况下,随着 S_x 的减小,曲面压缩面中间部分壁面型线变化的曲率逐渐增加。

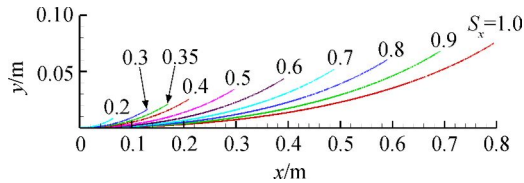


图3 不同 S_x 的曲面压缩面以总偏转角为 16° 进行截断后的对比

Fig. 3 Comparison of curved compression surfaces with different S_x truncated by total turning angle of 16°

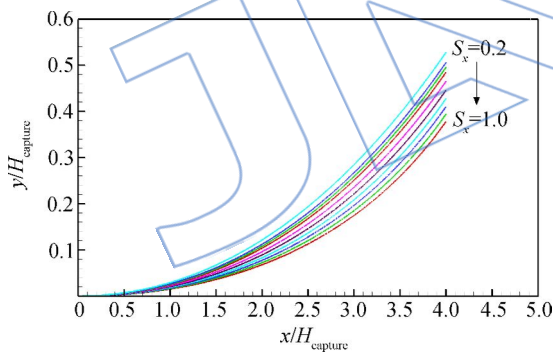


图4 不同 S_x 的曲面压缩面在相同总偏转角和长度下的对比

Fig. 4 Comparison of curved compression surfaces with different S_x under the same total turning angle and length

2 物理模型和计算方法

以图4中的曲面压缩面为模型,在曲面压缩面末端切向方向连接一定长度的直线构成计算域。为了与上述曲面压缩面进行比较,根据壁面马赫数线性分布^[11]和压升规律可控^[12-14]压缩面设计方法,在同等条件下分别设计了壁面马赫数线性分布的压缩面(其壁面马赫数分布如图5所示)和壁面压升规律可控的压缩面(其壁面压力分布

如图6所示, p_{static} 和 p_∞ 分别为壁面压力和来流压力),上述2种压缩面也称弯曲激波压缩面,将其等比例缩放,图7给出了它们(分别标记为 pressure 和 $dMa/dx = \text{const}$)与等熵压缩面 ($S_x = 1.0$) 壁面型线的对比,其中 Ma_{wall} 为壁面马赫数。

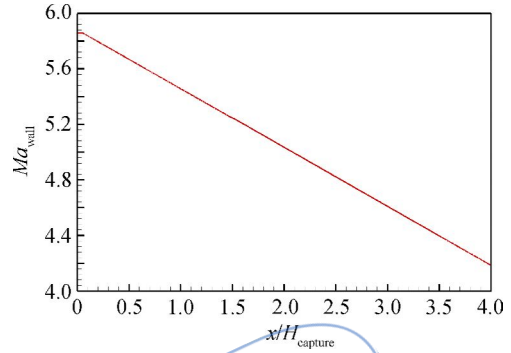


图5 设计的壁面马赫数线性分布

Fig. 5 Designed wall Mach number linear distribution

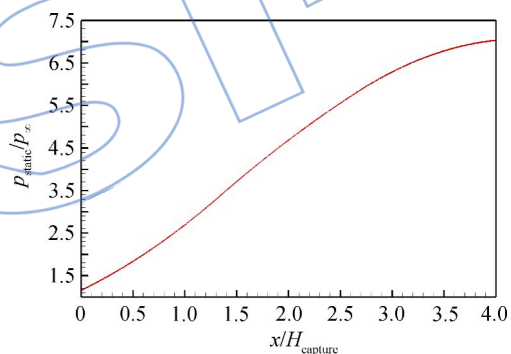


图6 设计的壁面压力分布

Fig. 6 Designed wall pressure distribution

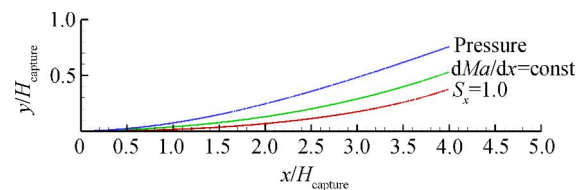


图7 3种压缩面对比 ($S_x = 1.0$)

Fig. 7 Comparison of three compression surfaces ($S_x = 1.0$)

采用商业软件 FLUENT 进行数值模拟,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数进行处理。计算域网格总数为8万左右并采用了局部加密措施以适应黏性计算和激波捕获的需要。分子黏性系数使用 Sutherland 公式计算。计算中使用压力远场、压力出口和绝热无滑移固体边界条件。文献[15]在 $Ma=4\sim6$ 范围内对计算方法的可信度进行了风洞实验验证,结果表明,

采用该计算方法得到的结果具有较高的可信度. 上述曲面压缩面的设计状态如下: 来流马赫数为 6, 来流压力为 2549 Pa, 来流静温为 221.6 K; 非设计状态如下: 来流马赫数为 4, 来流压力为 5736 Pa, 来流静温为 216.7 K.

3 结果与分析

3.1 等熵压缩面型面坐标变换后的曲面压缩面分析

图 8 给出了等熵压缩面型面坐标变换所得到的 4 个曲面压缩面在设计状态下的流场结构 (Ma_∞ 为来流马赫数, Ma 为流场中任意点的马赫数). 从图中可以看出, 气流经等熵压缩面压缩所产生的压缩波汇聚于曲面压缩面外一点. 随着 S_x 的减小, 曲面压缩面中部曲率越来越大, 产生的压缩波逐渐分散、不汇聚于一点, 并依次与曲面压缩面前部的压缩波相汇聚; 当 S_x 减小到一定程度

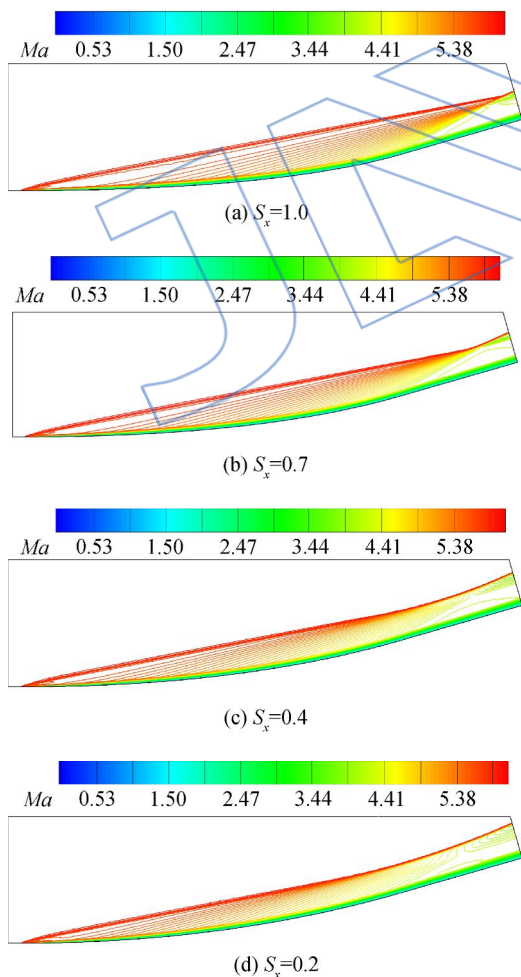


图 8 $Ma_\infty = 6$ 时不同 S_x 的曲面压缩面流场
Fig. 8 Flowfield of curved compression surface with different S_x at $Ma_\infty = 6$

时, 压缩波的汇聚最终形成激波, 并且在压缩波的持续作用下该激波逐渐变弯曲.

图 9 给出了设计状态 $Ma_\infty = 6$, 黏性情况下不同 S_x 的曲面压缩面壁面压力分布对比. 从图中可以看出, 等熵压缩面壁面压力分布表现为壁面前端压升变化平缓而末端压升变化又很剧烈, 造成末端压力梯度很大, 不利于附面层的稳定. 随着 S_x 的减小, 壁面前端压升逐渐增强而末端压升则逐渐变缓, 使得等熵压缩面末端原本很大的压力梯度得到一定程度的削弱. 设计状态 $Ma_\infty = 6$ 、无黏情况下不同 S_x 的曲面压缩面壁面马赫数分布对比如图 10 所示, 等熵压缩面前端壁面马赫数变化平缓而末端壁面马赫数急剧降低, 呈类似抛物线分布; 随着 S_x 的减小, 曲面压缩面壁面马赫数逐渐趋于呈线性分布, 这就有效地改善了等熵压缩面前端平缓、后端剧烈的壁面马赫数分布规律,

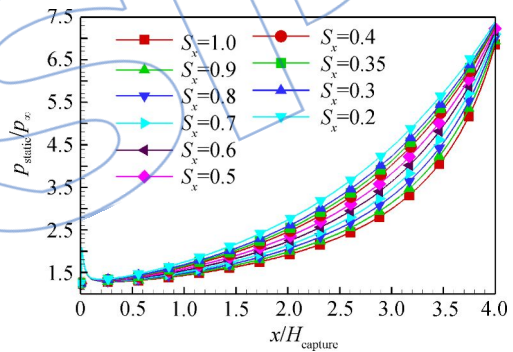


图 9 黏性情况下不同 S_x 的曲面压缩面壁面压力分布对比

Fig. 9 Comparison of wall pressure distribution of curved compression surface with different S_x under viscous

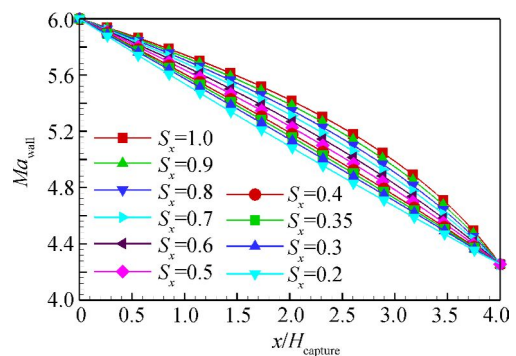


图 10 无黏情况下不同 S_x 的曲面压缩面壁面马赫数分布对比

Fig. 10 Comparison of wall Mach number distribution of curved compression surface with different S_x under inviscid

使得气流经过压缩后速度平稳下降。

对于等熵压缩面流场中的流动特征而言,图11(a)的流场结构中靠近壁面处以远离壁面方向分别选取了5条流线,流线上压力分布与壁面压力分布是一致的(如图11(b)所示)。此外,图11(c)给出5条流线上马赫数 $Ma_{streamline}$ 分布与无黏时壁面马赫数分布对比,两者吻合也较好,只是由于黏性影响造成流线上马赫数阶跃变化的位置与壁面马赫数结果存在一定的差异。而对于等熵压缩面型面坐标变换所得到的一系列曲面压缩面而言,选取比较典型的 $S_x=0.5$ 的曲面压缩面作为研究对象,图12(a)的流场结构中靠近壁面处以远离壁面方向分别选取了5条流线。图12(b)和图12(c)分别给出了流线上压力分布与壁面压力分布、流线上马赫数分布与壁面马赫数分布的对比。从图中可以看出,流场中流线上压力分布与壁面压力分布完全一致;并且流线上马赫数分布与

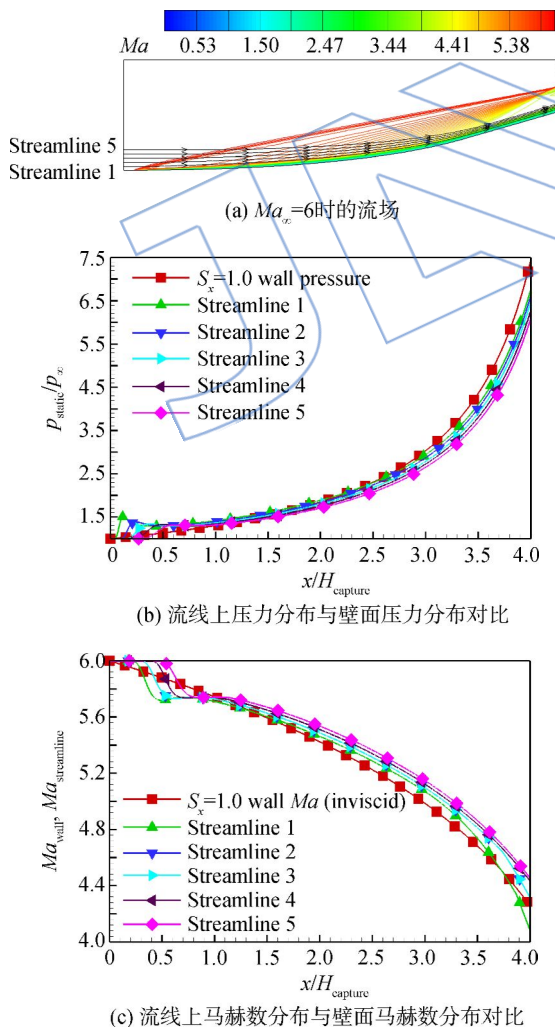


图11 等熵压缩面

Fig. 11 Isentropic surface

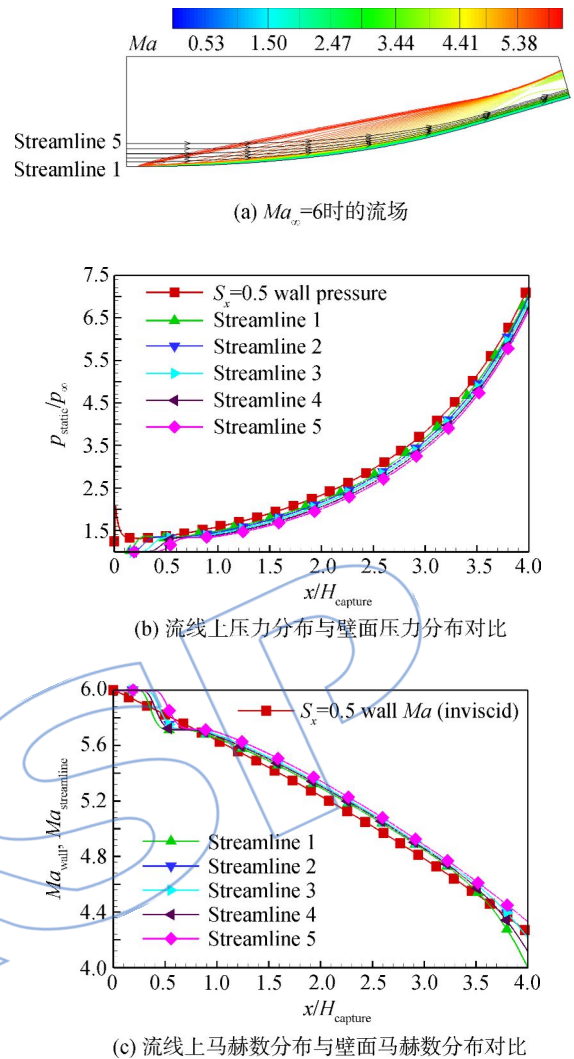


图12 $S_x=0.5$ 的曲面压缩面

Fig. 12 Curved compression surface with $S_x=0.5$

无黏时壁面马赫数分布也是一致的。总的来说,对于等熵压缩面型面坐标变换所得到不同 S_x 的曲面压缩面,它们流场中流线上压力分布、马赫数分布与壁面情况是一致的。

图13为设计状态 $Ma_{\infty}=6$ 、黏性情况下不同 S_x 的曲面压缩面出口截面总压恢复系数 σ 分布对比。从图中可以看出,等熵压缩面产生的压缩波汇聚于等熵压缩面外一点,整个等熵压缩面区域全部是压缩波,不会对气流造成任何损失,因而其出口截面总压恢复系数分布非常均匀。随着 S_x 的减小,曲面压缩面所产生的压缩波逐渐分散、不汇聚于一点,并依次与前部的压缩波汇聚;当 S_x 减小到一定程度时,压缩波汇聚形成激波并在压缩波的持续作用下逐渐变弯曲且强度逐渐增强。在曲面压缩面出口截面高度方向,靠近壁面区域气流受压缩波压缩,而在远离壁面区域气流将受汇聚形成的激波压缩,这就对气流造成损失,使得其

出口截面总压恢复系数分布不再均匀,这也可以从其出口截面马赫数 Ma_{exit} 分布(如图 14 所示)看出,当 S_x 减小到一定程度时,压缩波汇聚形成激波,气流经激波压缩出口截面马赫数急剧降低,并且,沿曲面压缩面出口截面高度方向,气流受到的压缩程度不相同,越靠近壁面压缩程度越大,而远离壁面压缩程度逐渐减小,造成出口截面马赫数不会出现剧烈变化,而是呈线性分布的稳定、缓慢变化。

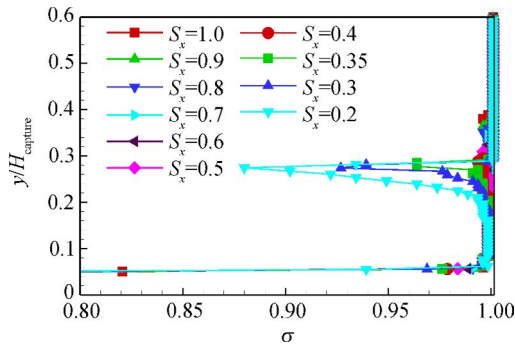


图 13 不同 S_x 的曲面压缩面出口截面总压恢复系数分布对比

Fig. 13 Comparison of exit total pressure recovery coefficient distribution of curved compression surface with different S_x

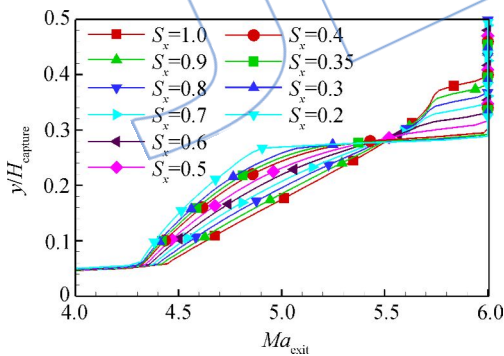


图 14 不同 S_x 的曲面压缩面出口截面马赫数分布对比

Fig. 14 Comparison of exit Mach number distribution of curved compression surface with different S_x

3.2 同弯曲激波压缩面对比分析

3.2.1 设计状态 $Ma_\infty=6$ 对比分析

在等熵压缩面型面坐标变换所得到的一系列曲面压缩面中,选取比较典型的 $S_x=0.5$ 的曲面压缩面作为研究对象,与相同条件下壁面马赫数线性分布和压升规律可控压缩面进行对比。图 15 给出了上述 3 种压缩面对比,它们的流场如图 16 所示。从图中可以看出, $S_x=0.5$ 和壁面马赫数线

性分布两种压缩面壁面型线的整体差异较小,而壁面压升规律可控的压缩面壁面型线同其他两种压缩面相比则存在较大差异,其压缩面所产生的压缩波与初始激波相互作用而形成弯曲激波;而其他两种压缩面的压缩波与初始激波末端相互作用并不能使其产生明显弯曲。

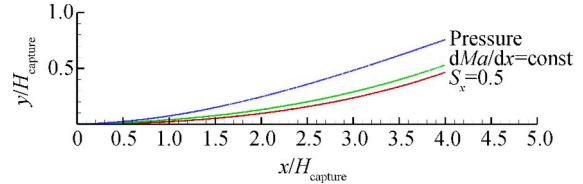


图 15 3 种压缩面对比 ($S_x=0.5$)

Fig. 15 Comparison of three compression surfaces

($S_x=0.5$)

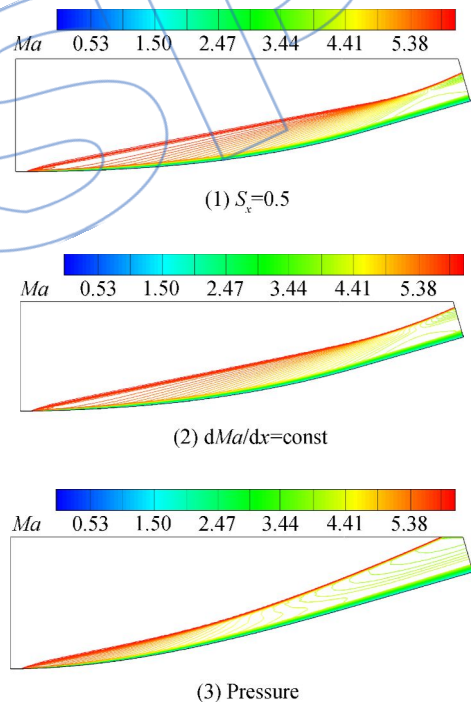


图 16 $Ma_\infty=6$ 时 3 种压缩面的流场

Fig. 16 Flowfield of three compression surfaces

at $Ma_\infty=6$

图 17 给出了设计状态 $Ma_\infty=6$ 、黏性情况下 3 种压缩面壁面压力分布对比,它们在无黏情况下壁面马赫数分布对比如图 18 所示。从图中可以看出,壁面压升规律可控的压缩面对气流的减速增压作用主要由压缩面前半部完成,而其他两种压缩面则主要通过压缩面中后部对气流进行压缩。从总体来说, $S_x=0.5$ 的曲面压缩面壁面压力分布规律与壁面马赫数呈线性分布的压缩面壁面

压力分布规律是一致的;并且,无黏情况下它们的壁面马赫数也都是呈线性分布,只是壁面马赫数线性变化的斜率略有差别。

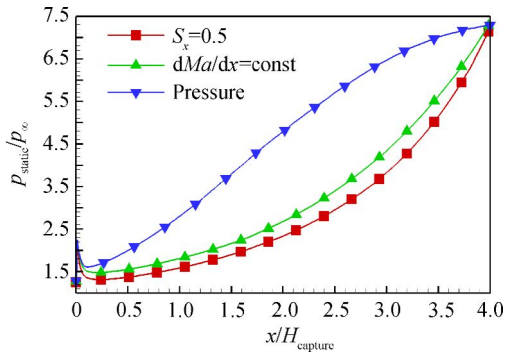


图 17 $Ma_{\infty}=6$ 时,黏性情况下 3 种压缩面壁面压力分布对比

Fig. 17 Comparison of wall pressure distribution of three compression surfaces at $Ma_{\infty}=6$ under viscous

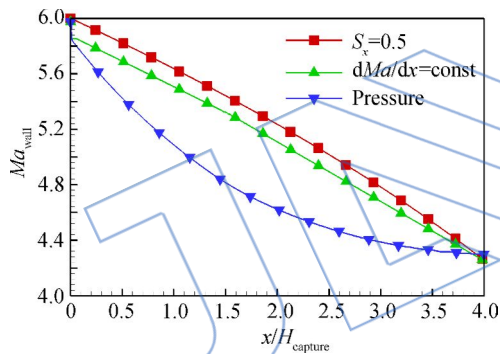


图 18 $Ma_{\infty}=6$ 时,无黏情况下 3 种压缩面壁面马赫数分布对比

Fig. 18 Comparison of wall Mach number distribution of three compression surfaces at $Ma_{\infty}=6$ under inviscid

设计状态 $Ma_{\infty}=6$ 、黏性情况下 3 种压缩面出口截面总压恢复系数分布对比如图 19 所示。从图中可以看出,壁面压升规律可控的压缩面利用弯曲激波压缩,并且由于压缩波的不断汇聚弯曲激波沿流向强度越来越强,气流经过此强度不均匀的弯曲激波压缩,造成出口截面总压恢复系数分布很不均匀。而其他两种压缩面主要利用压缩面中后部对气流进行压缩,压缩波与初始激波相互作用区域远离出口截面,因而并未对它们出口截面总压恢复系数分布造成明显影响。这也可以从它们出口截面马赫数分布(如图 20 所示)对比中看出,壁面压升规律可控的压缩面出口截面存在比较强的激波作用,造成出口截面马赫数显著

降低,而在激波与壁面区域内气流受到相同程度的压缩,出口截面马赫数分布比较均匀; $S_x=0.5$ 的曲面压缩面和壁面马赫数呈线性分布的压缩面出口截面马赫数分布规律相同,并且两种压缩面在出口截面高度方向对气流产生的压缩程度不相同,越靠近壁面压缩程度越大。

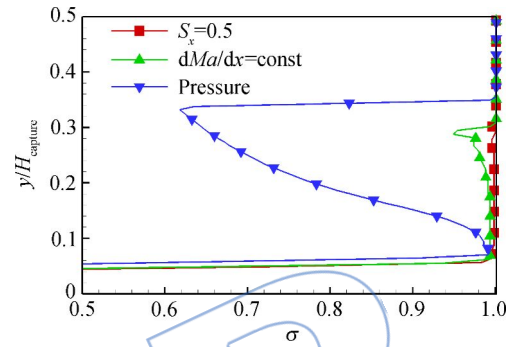


图 19 $Ma_{\infty}=6$ 时,3 种压缩面出口截面总压恢复系数分布对比

Fig. 19 Comparison of exit total pressure recovery coefficient distribution of three compression surfaces at $Ma_{\infty}=6$

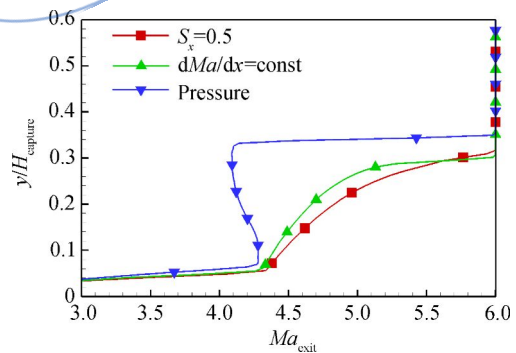


图 20 $Ma_{\infty}=6$ 时,3 种压缩面出口截面马赫数分布对比

Fig. 20 Comparison of exit Mach number distribution of three compression surfaces at $Ma_{\infty}=6$

综上可知, $S_x=0.5$ 的曲面压缩面与壁面马赫数线性分布的压缩面壁面型线非常接近,并且两种压缩面对气流产生压缩作用的主要区域也相同,即它们主要利用压缩面中后部对气流进行压缩作用。这就使得 $S_x=0.5$ 的曲面压缩面与壁面马赫数线性分布的压缩面在压缩气流时具有很高的相似性,主要表现为设计状态下两种压缩面的壁面压力分布、壁面马赫数分布是一致的;并且它们出口截面的总压恢复系数分布、出口截面马赫数分布也是一致的。

3.2.2 非设计状态 $Ma_\infty=4$ 对比分析

图 21 给出了非设计状态 $Ma_\infty=4$, 黏性情况下 3 种压缩面壁面压力分布对比, 无黏情况下它们壁面马赫数分布对比如图 22 所示. 从图中可以看出, 它们壁面压力分布、壁面马赫数分布都很好地保持了设计状态下压缩面壁面参数分布特征.

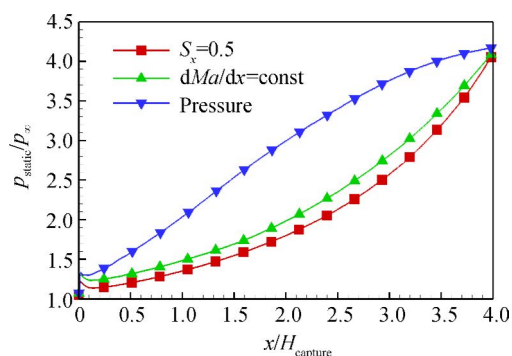


图 21 $Ma_\infty=4$ 时, 黏性情况下 3 种压缩面壁面压力分布对比

Fig. 21 Comparison of wall pressure distribution of three compression surfaces at $Ma_\infty=4$ under viscous

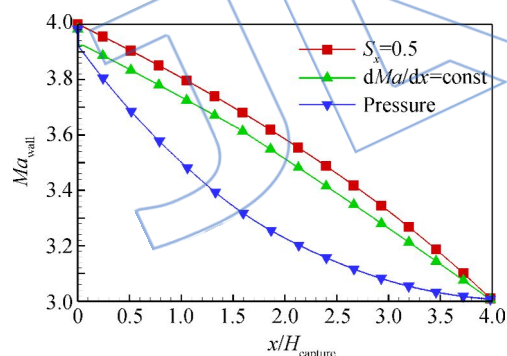


图 22 $Ma_\infty=4$ 时, 无黏情况下 3 种压缩面壁面马赫数分布对比

Fig. 22 Comparison of wall Mach number distribution of three compression surfaces at $Ma_\infty=4$ under inviscid

而对于 3 种压缩面出口截面总压恢复系数和出口截面马赫数分布而言, 3 种压缩面出口截面总压恢复系数分布对比 (如图 23 所示) 和出口截面马赫数分布对比 (如图 24 所示) 也同样与设计状态下压缩面出口截面参数分布类似. 只是由于来流马赫数降低, 压缩波波角增大并且与初始压缩波的相互作用减弱, 使得壁面压升规律可控的压缩面所形成的弯曲激波强度降低且弯曲程度下降, 对气流造成的损失降低. 总体而言, 在非设计

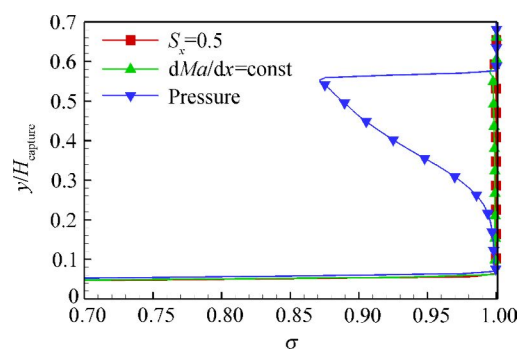


图 23 $Ma_\infty=4$ 时, 3 种压缩面出口截面总压恢复系数分布对比

Fig. 23 Comparison of exit total pressure recovery coefficient distribution of three compression surfaces at $Ma_\infty=4$

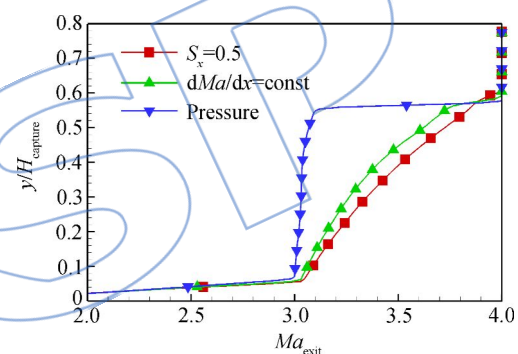


图 24 $Ma_\infty=4$ 时, 3 种压缩面出口截面马赫数分布对比

Fig. 24 Comparison of exit Mach number distribution of three compression surfaces at $Ma_\infty=4$

状态下, $S_x=0.5$ 的曲面压缩面和壁面马赫数呈线性分布的压缩面的壁面压力分布、壁面马赫数分布和出口截面总压恢复系数分布分布、出口截面马赫数分布也是保持一致的.

4 结 论

本文利用不同的坐标变换矩阵对等熵压缩面型面坐标进行缩放变换, 得到一系列不同曲率的曲面压缩面, 对它们进行了数值研究, 并与壁面马赫数线性分布和压升规律可控的压缩面进行了比较. 得到如下结论:

1) 等熵压缩面型面坐标变换后其长度明显缩短, 总偏转角相同时 $S_x=0.7$ 的曲面压缩面长度缩短 30%; 不同 S_x 的曲面压缩面产生分散、不汇聚于一点的压缩波并且能保持等熵压缩的流动特征, 壁面压力分布得到一定程度的改善且随 S_x 减小壁面马赫数分布逐渐趋于呈线性分布.

2) 综合设计状态、非设计状态而言, $S_x=0.5$

的曲面压缩面与壁面马赫数线性分布的压缩面在流场结构、壁面压力分布、壁面马赫数分布以及出口截面总压恢复系数分布、出口截面马赫数分布方面具有高度的相似性。

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] Oswatitsch K. Pressure recovery in missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds[R]. NACA TM1140, 1947.
- [3] Henderson L F. Maximum total pressure recovery across a system of n shock waves[J]. AIAA Journal, 1964, 2(6): 1138-1140.
- [4] Connors J F, Meyer R C. Design criteria for axisymmetric and two-dimensional supersonic inlets and exits[R]. NACA TN 3589, 1956.
- [5] Heiser W H, Pratt D T, Daley D H, et al. Hypersonic air-breathing propulsion[M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1994.
- [6] Mölder S, Szpiro J. Busemann inlet for hypersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [7] Mölder S. Internal axisymmetric conical flow[J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.
- [8] Vijay R, Lewis M, Starkey R. Performance of various truncation strategies employed on hypersonic Busemann inlets[R]. AIAA-2009-7249, 2009.
- [9] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Hypersonic inward turning inlets: design and optimization[R]. AIAA-2006-297, 2006.
- [10] Colville J R, Lewis M J. An aerodynamic redesign of the SR-71 inlet with applications to turbine based combined cycle engines[R]. AIAA-2004-3481, 2004.
- [11] 张林, 张堃元, 王磊, 等. 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, et al. 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)
- [12] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-523.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)
- [13] 向有志, 张堃元, 王磊, 等. 壁面压升可控的高超轴对称进气道优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2193-2199.
XIANG Youzhi, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Optimization design of hypersonic axisymmetric inlet with controllable law of wall pressure rise[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2193-2199. (in Chinese)
- [14] 张林, 张堃元, 王磊, 等. 新型高超弯曲激波二维进气道初步研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2556-2562.
ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Preliminary study on hypersonic curved shock two-dimensional inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2556-2562. (in Chinese)
- [15] 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)