

非均匀超声来流二维压缩面的优化设计^{*}

张堃元 萧旭东 徐 辉

(南京航空航天大学动力工程系, 南京, 210016)

摘 要: 通过数值分析和风洞实验, 研究在非均匀来流条件下, 单级斜板型面变化对下游流场的影响。研究表明, 小进口角, 大出口角之凹型面具有较高的总压恢复。但是, 曲壁面对降低出口处之静压畸变不利。折衷的选择为: 以凹型面作为斜板的前段, 其后续一平直段, 以达到提高总压恢复, 保持较低总静压畸变之目的。

主题词: 非均匀流, 超声速进气道, 进气道-发动机匹配, 数值分析, 最优设计

分类号: V435.11, V211.48

OPTIMAL DESIGN OF TWO-DIMENSIONAL COMPRESSION SURFACE UNDER NON-UNIFORM SUPERSONIC FLOW

Zhang Kunyuan Xiao Xudong Xu Hui

(Dept. of Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and
Astronautics, Nanjing, 210016)

Abstract: The numerical and experimental study of 2-D compression surface was made under the non-uniform supersonic incoming flow. The results of numerical optimization and wind tunnel test show that a best compression surface consists of two segments, the first one is a concave surface with a small entrance-angle, the second one is a single wedge. A higher pressure recovery and lower pressure distortion was obtained in Mach 5.3 wind tunnel test.

Subject terms: Nonuniform flow, Supersonic inlet, Inlet-engine matching, Numerical analysis, Optimum design

1 引 言

采用吸气式发动机为动力的高超声速飞行器, 由于高低速飞行时进气道-发动机流量匹配的困难, 其动力装置通常置于飞行器下腹部, 以利用飞行器前体的预压缩, 这样就带来前体附面层进入进气道的问题, 来流附面层高度可占到进气口高度的 $1/4$ 到 $1/2$, 因此, 在非均匀超声速来流下如何设计进气道就是一个值得深入研究的课题。

工作在这种非均匀来流下的二元超声速进气道, 其第一压缩面处在来流附面层的底层, 气动参数沿高度的变化很大。改变第一压缩面的型面设计, 将对随后的压缩过程产生重大影响。作者针对二元超声速进气道的第一压缩面设计, 通过数值模拟及风洞实验两方面进行了研究, 本文将简要地介绍这两方面的研究成果。

^{*} 收稿日期: 1998-08-24, 修回日期: 1998-11-20, 本课题系国家自然科学基金基本资助项目, 基金号: 19582003

2 数值分析

本文采用了基于 Roe 的通量差分裂解法 (FDS) 的迎风格式, 利用有限体积离散, 求解了二维 Euler 和 N-S 方程^[1,2]。同时引入了壁面函数, 减少了求解 N-S 方程的计算代价。在各类迎风算法中, Roe 的近似黎曼解法可较精确地捕获激波及接触间断, 具有较高的分辨率。而且该格式数值粘性小。当其用于求解 N-S 方程时, 不致引起太大耗散。求解算 N-S 方程时, 采用了 B-L 湍流模型。

2.1 气动模型

(1) 基准气动模型。作为非均匀来流二元压缩面研究的基准, 采用 8° 简单平面斜楔为基准型面, 如图 1 所示。来流主流马赫数定为 3.85; 斜楔高度选为 10 mm; 来流附面层厚度为 12 mm。

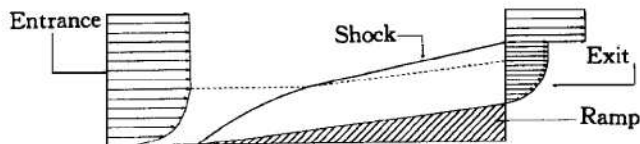


Fig. 1 Single wedge model

(2) 曲线型面气动模型。为改变压缩面型面, 使得附面层来流经过该压缩面压缩后, 有较平面斜楔有更好的气动性能。本文研究了两种型面方式:

方式一: 纯曲面, 其母线以三次曲线表达: $C(x) = ax^3 + bx^2 + cx + d$, 保持与基准斜楔的长度、高度不变, 通过改变斜楔的进口角 ($3^\circ \sim 11^\circ$) 及出口角 ($1^\circ \sim 11^\circ$), 可使型面产生凹、凸及波浪型变化图。

方式二: 进口角为 3° , 斜楔前段为凹型面, 后段为一平直段。其斜率表达为:

$$\frac{dC}{dx}(x) = \begin{cases} c_1 x^2 + c_2 x + c_3 & (0 < x < x_m) \\ c_1 x_m^2 + c_2 x_m + c_3 & (x_m < x < L) \end{cases}$$

这种型面的可调参数为 x_m/L 和 $(\frac{dC}{dx})_{\max}$ 。调整过程中, 高度 H 保持与基准模型相同, 模型长度 L 可变。

在模型的出口截面评价高度内, 采用平均总压、平均静压、总压恢复、总压畸变和静压畸变五个评价指标来比较不同的模型间气动性能之差别。其中总压、静压畸变定义为最大、最小值之差与平均值之比。按斜激波前后流量连续的原则定义评价高度。

2.2 数值试验

本文中所有数值试验均采用平板附面层的计算结果来模拟斜楔的进口条件。数值计算中必须确保在斜楔几何尺寸不变的情况下, 进口附面层气流全部穿过激波, 从而可以在出口截面上, 在激波与壁面之间将 δ_m 所对应的进口流管完全捕获到。这样就可以合理地考查非均匀来流条件下, 斜楔型面对下游流场的影响。在自由流 $Ma_\infty = 3.0, 3.85, 5.3$ 条件下, 以方式一调整型面可以得到如下的一些共同结论:

(1) 无粘计算结果与有粘计算结果都反映了相同变化趋势: 小进口角, 大出口角的凹型面总压恢复较其他情形高。在扫描的角度范围内, 最大与最小的总压恢复约差 0.05 ($Ma_\infty = 3.85$)。

(2) 小进口角, 小出口角并不意味着高的总压恢复。

(3) 在扫描的角度范围内, 静压畸变存在一极小值, 与之对应的进、出口角在 ($8^\circ, 8^\circ$)

附近。这一现象说明：常规的简单型面（平面）的斜板对控制静压畸变是有利的。

可见以凹型面为斜楔前段，降低起始激波强度，提高总压恢复；同时以一平直段为斜楔后段，减小出口截面的静压畸变。这也是用方式二改变型面的缘由。图 2 为 N-S 方程计算的一典型流场压力分布。

如果以方式二调整型面，使曲面长度占整个压缩面长度的比例在下列范围内变化： $x_m/L = 0.2 \sim 0.8$ ，压缩面最大斜率 $(dy/dx)_{\max} = \text{tg}6^\circ \sim \text{tg}11^\circ$ ，以来流马赫数 $Ma_\infty = 3.85$ ，进口附面层高度 12 mm 为例，扫描计算结果的总压恢复如图 3 所示，对应的静压升高见图 4，图中 δ_{in} 为进口角， δ_{out} 为出口角。

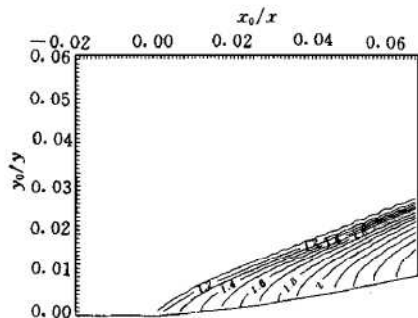


Fig. 2 Pressure distribution

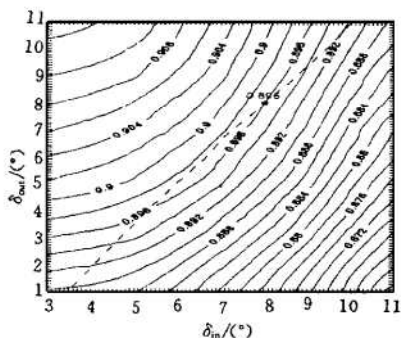


Fig. 3 Total pressure recovery

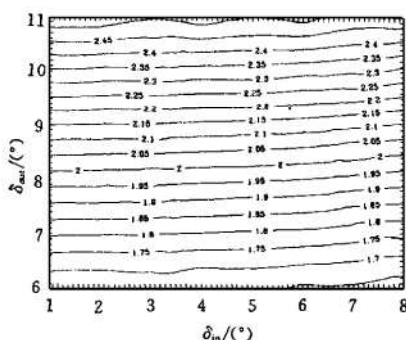


Fig. 4 Static pressure in exit

由图 3 可见，总压恢复的最大值出现在图的左上角，即小进口角 δ_{in} 和大出口角 δ_{out} 。图 4 显示，在进口角一定的情况下，出口截面的静压分布仅依赖于出口角的大小，而与曲面的相对长度 x_m/L 无关。因此，此时控制静压升高水平主要取决于斜楔之出口角。曲面相对长度 x_m/L 越大，型面的斜率变化越缓慢，壁面上的压力分布也越平缓。与之相应，在同一出口角时，激波强度越弱，故可得较高的总压恢复水平。以出口角 8° ，Euler 方程计算结果为例，当时 $x_m/L = 0.8$ 时， $\bar{\sigma} \approx 0.988$ ； $x_m/L = 0.1$ 时， $\bar{\sigma} \approx 0.96$ 。相差近 0.03。

由于斜楔后段有一平直段，出口截面上的静压畸变确有很大改善，如图 5 所示，图中横坐标为进口角，纵坐标为模型出口角，等值线为评价高度内的静压畸变（最大最小静压差除以平均值）。图中左上角对应的是最小静压畸变，这意味着模型具有小进口角和大的出口角，同时静压畸变的程度与平直段的相对长度有关， x_m/L 愈小，平直段愈长，静压畸变愈小。但总的说来静压畸变均不大。

通过数值分析发现，比较有希望改善下游流场品质的型面应该采取如下的形式：型面前段为小进口角的凹面，并于其后光滑地续接一有较大出口角的平直段。

3 风洞实验

根据数值研究的结果，作者设计了两套实验模型在马赫数为 5.3 的小高超风洞上进行了

非均匀流对比实验。模型 A 为简单的 10° 斜楔, 模型 B 即为前凹后直的压缩面, 型面母线为三次曲线, 占整个压缩面的 80% 长度, 型面进口压缩角为 3° , 出口压缩角为 10° , 两个模型出口面的高度相同。在模型出口截面布置了 13 针总压探针耙测出口流场, 在压缩面有 8 个静压孔测量壁面静压沿程分布。

实验时, 利用风洞壁面自由发展的附面层作为非均匀来流, 改变模型与风洞下壁面的距离, 即附面层排移隔道高度 H , 使不同比例的附面层非均匀流进入所研究的压缩面, 研究上述两个模型的气动性能。评价参数有总压耙正激波波后总压恢复 σ_2 、总压耙正激波波前总压恢复 σ_1 、总压分布的畸变度 $\bar{D} = (p_{t2,\max} - p_{t2,\min}) / p_{t2,\text{mean}}$ 等。

由总压耙直接测量的正激波后总压恢复 σ_2 见图 6, 图中横坐标为附面层隔道高度 H 。与壁面静压一起即可得到正激波前总压恢复。实验所得这两个斜楔模型的平均总压恢复 σ_1 见图 7 所示, 图 8 则是这两个模型出口测量截面的总压畸变。

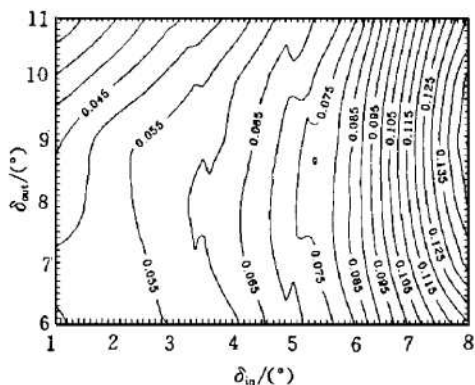


Fig. 5 Static pressure distortion

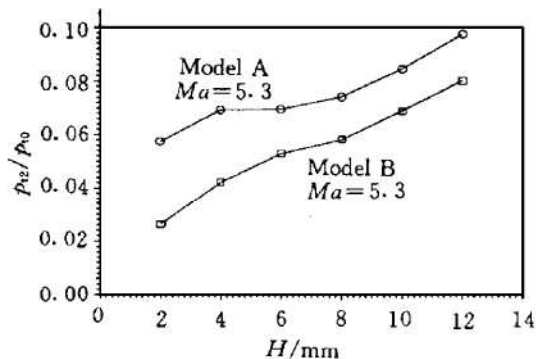


Fig. 6 Total pressure recovery σ_2

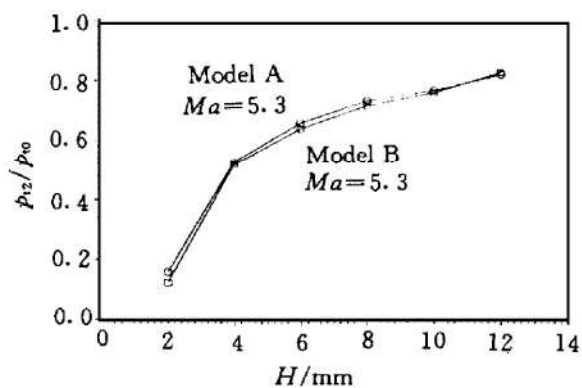


Fig. 7 Total pressure recovery σ_1

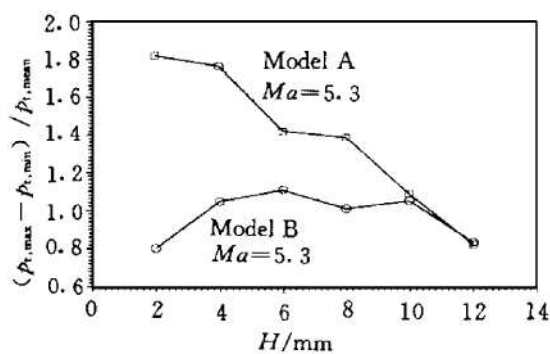


Fig. 8 Total pressure distortion

从实验结果可以明显地看出, 具有三次曲线凹型面的模型 A 总压恢复 σ_2 明显高于平面斜楔的模型 B, 这说明在总压耙前的马赫数要低于平面斜楔模型 B。实际上, 模型 A 的起始压缩角仅为 3° , 斜激波强度远低于具有 10° 压缩角的模型 B, 气流在模型 A 的凹面由起始的 3° 无激波压缩转折到出口的 10° , 出口马赫数必然低于模型 B, 因此模型 A 探针耙测量的正激波后总压恢复 σ_2 高。

同样道理, 因为斜激波弱, 模型 A 的总压恢复 σ_1 也高, 实验所得的 σ_1 比模型 B 约高出 2% 左右, 见图 7。此外, 模型 A 在附面层来流的底层压缩角小, 斜激波弱, 而在附面层来流的上层压缩角大, 斜激波强, 使得附面层来流在底部的激波损失小于附面层上层的激波损失,

有利于附面层内气流上下总压分布的“均匀化”。

基于此,可以预料模型 A 出口截面的总压畸变 $\bar{D}$ 要低得多。在实验中,当附面层隔道高度为 2 mm 时,即大部分附面层气流通过实验模型压缩面时,模型 B 的畸变值是模型 A 的 2 倍多,随着附面层隔道高度 H 的增加,来流附面层的非均匀流逐步被隔道所排除,总压畸变逐渐降低,两个模型的畸变值趋于一致。风洞实验结果充分证明,模型 A 在非均匀超声速流中的气动性能明显优于模型 B,可以作为二维进气道第一压缩面的优选外形。

4 结 论

(1) 通过数值分析发现,在非均匀超声速来流条件下,比较有希望改善下游流场品质的型面应该采取如下的形式:型面前段为小进口角的凹面,并于其后光滑地续接一有较大压缩角的平直段。

(2) 马赫数为 5.3 的非均匀流风洞对比实验表明,采用 3° 进口角凹型面接 10° 平直段的斜楔模型,在附面层来流中,比 10° 平面斜楔模型有更高的总压恢复。 σ_1 要高出 2% 左右,同时总压畸变较小。因此,对在非均匀来流下工作的进气道,这是一种很有希望的第一压缩面型面。

参 考 文 献

- 1 马雪松,刘兴洲,张宝生.一种求解 S 形进气道三维粘性流场的多重网格算法.推进技术,1998,19(1)
- 2 Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors and difference schemes. Journal of Computational Physics, 1981, 43
- 3 Roe P L. Characteristic-based schemes for the Euler equations. Ann Rev Fluid Mech, 1986, 18
- 4 Auneau I. Design and optimization methods for scramjet inlets. AIAA 95-6017
- 5 Zhang K Y. Using R C M to study optimum compression surface under 2-D non-uniform supersonic flow. AIAA 94-1838