

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*

张 堃 元

(南京航空航天大学动力工程系, 南京, 210016)

Meier G E A

(DLR SM-ES Germany)

摘 要: 采用近年发展起来的随机选取法, 研究非均匀二维超音来流流过 6 种不同形状的楔型压缩面时的波后非均匀超音流场。结果表明来流的非均匀性对下游流场具有重大影响。对 6 种不同形状楔型压缩面流场的计算表明, 单纯用改变压缩面型面的办法难以减少来流的非均匀性, 但是可以部分改善下游流场的非均匀程度。在研究的 6 种型面中, 凹圆弧压缩面及等熵压缩面在本文限定的非均匀来流下, 其性能优于其它 4 种型面的压缩面。

主题词: 非均匀流, 超音速流, 二维流, 超音速进气道, 流场模拟, 数值计算

分类号: V235

A STUDY ON OPTIMUM COMPRESSION SURFACE UNDER NON-UNIFORM 2-D SUPERSONIC FLOW CONDITION USING R. C. METHOD

Zhang Kunyuan

(Department of Power Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

Meier G E A

(DLR SM-ES Germany)

Abstract: A newly developed Random-Choice Method is used to study a two dimensional non-uniform supersonic flow field create when incoming flows pass

* 本文 1993 年 10 月 11 日收到, 属国家自然科学基金资助项目。

through six shock generators with different wedges. The numerical results strongly show the influence of incoming flow non-uniformity on downstream flow field. The computations for compression surfaces reveal that there is nearly no possible to decrease incoming flow distorting, or say non-uniformity, but possible to expand it by simply changing the geometry of compression surfaces slightly of the studied six shock generators, these with concave circle configuration and isotropic configuration have better properties in non-uniformity streamwise propagation.

Keywords: Non-uniform flow, Supersonic flow, Two dimensional flow, Supersonic inlet, Flow field simulation, Numerical calculation

1 前言

用吸气式发动机为动力的超音、高超音飞行器,必须采用一体化设计,利用前机体作为进气系统的预压缩面来提高整个推进系统的性能。高超音下前机体预压缩带来进气口前气流的非均匀性问题。在这种非均匀气流下如何设计进气道的压缩面(特别是第一压缩面的形状),使之尽可能减少来流非均匀性对下游流场的影响,是一个非常重要的问题。本文采用数值模拟法,研究 6 种不同型面的模型压缩面在设定的非均匀来流下,流动非均匀性沿流向的传播规律,并试图找出最有利的压缩面型面,为非均匀来流下进气道型面设计提供理论依据及技术储备。

本文采用随机选取法(R.C.M)来计算二维非均匀来流流过压缩面的波后流场。

2 R.C.M 简介

随机选取法(R.C.M)最初由 Glimm^[1]提出,在 70 年代由 Chorin, Sod 等进一步发展。此方法起初仅用于解一维非定常流问题。近年来有人将此方法用于二维超音定常流,如平面流问题及轴对称流问题^[2,3]。80 年代中, Gottlieb 及施宗诚将二维 R.C.M 作了重大改进使之更为实用化^[4]。由于该方法在求解二维超音流问题中有其独到的优点,故本文采用此方法来研究非均匀来流下流动参数沿流向的变化规律。

二维定常无粘流偏微分方程为

$$\frac{\partial}{\partial x}[f(w)] + \frac{\partial}{\partial r}[g(w)] = h(w, r) \quad (1)$$

式中

$$w = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix} \quad f(w) = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(e+p) \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$g(w) = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ v(e+p) \end{bmatrix} \quad h(w, r) = -\frac{\alpha}{r} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ v(e+p) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: α 取值 1 或 0, 分别对应于轴对称流及平面流; p 、 ρ 、 u 、 v 分别代表压强、密度、速度 x 方向分量及 y 方向 (或径向 r) 分量; e 代表单位体积能量, $e = \frac{p}{(\gamma - 1)} + \frac{\rho(u^2 + v^2)}{2}$, 式中 γ 为比热比。

用 R. C. M 求解方程 (1), 首先必须建立黎曼问题并对它求解, 为此, 须将一个连续的或带间断面的流场离散化, 在每两个相邻结点间建立黎曼问题。从理论分析可知, 此种黎曼问题存在四种可能的波系结构, 即激波—激波、激波—膨胀波系、膨胀波系—激波及膨胀波—膨胀波结构。流动参数可由下式求解:

$$\vartheta(\xi) = \begin{cases} \xi^{\frac{1}{\gamma}} & \xi \leq 1 \\ \frac{2\gamma + (\gamma + 1)(\xi - 1)}{2\gamma + (\gamma - 1)(\xi - 1)} & \xi > 1 \end{cases} \quad (4)$$

$$\mu(\xi, Ma) = \left\{ \frac{2\vartheta(\xi)}{(\gamma - 1)\xi} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right] - \frac{2}{\gamma - 1} \right\}^{1/2} \quad (5)$$

$$\varphi(\xi, Ma) = \begin{cases} \nu[\mu(\xi, Ma)] - \nu[Ma] & \xi \leq 1 \\ \sin^{-1} \left\{ \left[1 + \frac{\gamma + 1}{2\gamma} \frac{1 - \xi}{\xi} \right] \frac{1}{\mu(\xi, Ma)} \right\} & \\ - \sin^{-1} \left\{ \left[1 + \frac{\gamma + 1}{2\gamma} (\xi - 1) \right] \frac{1}{Ma} \right\} & \xi > 1 \end{cases} \quad (6)$$

式中 ξ 为波后、前之压力比 p_b/p_a , γ 为比热比, $\vartheta(\xi)$ 为波后、前密度比, $\mu(\xi, Ma)$ 为波后之 M 数, $\varphi(\xi, Ma)$ 为流向角, Ma 为波前 M 数, $\nu[M]$ 为普朗特-梅耶函数。从这些解析式出发, 就可得到波后的流动参数。

下一站位的流动状态存在多种可能性, 例如处在左伸波之波前、波后, 右伸流之波前、波后, 处在膨胀波束内等。其可能性与下一站位各流区所给空间位置成比例。因此, 从统计学观点出发, 采用随机采样法来确定下一站位的流态是合理的, 这就是这一种数学方法的名称来由。

3 非均匀来流下波后流场研究

前机身预压缩的进气道入口前流场是极不均匀的, 文献报道^[5], 非均匀来流可达 70% 的进气口高度。如果机体呈锥形, 则非均匀来流会淹没整个进气口。采用来流 M 数线性分布规律来模拟非均匀来流, 即

$$M(h) = M_b + (M_\infty - M_b) \frac{h}{H} \quad (7)$$

式中 M_b 为最小 M 数, M_∞ 为非均匀区外缘均匀流 M 数, H 为非均匀区总高度, h 为变量。本文采用 $M_b = 1.5$ 或 3.0 , $M_\infty = 3.0$ 或 1.5 , $H = 1$, $h \leq 1$ 。密度随高度变化为

$$\frac{\rho(h)}{\rho_\infty} = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Pr M^2(h)}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Pr M_\infty^2} \quad (8)$$

式中 Pr 为普朗特数。非均匀来流模型见图 1 及图 2。

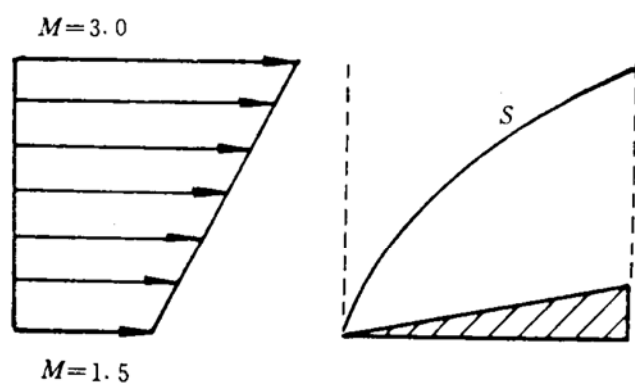


图 1 非均匀流态 1 ($M=1.5\sim 3.0$)

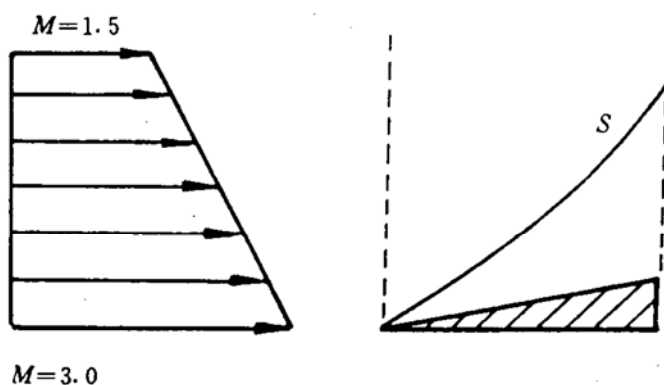


图 2 非均匀流态 2 ($M=3.0\sim 1.5$)

研究的 6 种不同型面的超音流压缩面为:

- (1) 长度为 1 的平面斜楔, 楔角为 8° ;
- (2) 凹圆弧压缩面, 圆弧出口端高度等于平面斜楔出口端高度, 出口切向角 8° ;
- (3) 具有 $d^2y/dx^2 = \text{常数}$ 的曲面, 出口条件同上;
- (4) $y = A[x + B\sin 2\pi(x/L)]$ 曲面, 出口条件同上;
- (5) 凸圆弧压缩面, 出口条件同上;
- (6) 按平均来流 M 数设计的等熵压缩面, 出口条件同上。

为评价流动的非均匀性, 用流动参数的平均梯度来表征非均匀程度, 即

$$\left(\frac{dx}{dy}\right)_m \approx \frac{1}{N} \left[\sum_{i=1}^N \left(\frac{x_{i+1} - x_i}{y_{i+1} - y_i} \right) \right] \quad (9)$$

式中 x 代表了压力、密度、 M 数、总压及质量流率等。

图 3 给出了 6 种压缩面在 $M=1.5\sim 3.0$ 非均匀来流下的空间压力分布。可以看出, 由于来流的非均匀性及压缩面形状的奇特, 所有的激波波阵面均是弯曲的, 处在不同高度上的气流越过激波后沿流线压力继续发生变化, 除了凸圆弧压缩面外, 越过激波后的气流继续受到来自物面或波阵面的连续压缩波压缩, 压力不断升高, 其它流动参数如密度、 M 数等也相应发生变化。

为研究物面对来流非均匀性的影响, 表 1 给出了计算的 1-1 截面来流非均匀度数值:

表 1 来流平均非均匀程度

$(dp_1/dy)_m$	$(d\rho_1/dy)_m$	$(dM_1/dy)_m$	$(dp_1^*/dy)_m$	$[d(\rho_1 v_1)/dy]_m$
0	0.4633	1.5	0.9069	0.6348

表中 p_1 、 ρ_1 、 M_1 、 p_1^* 、 $\rho_1 v_1$ 分别代表 1-1 截面来流的压力、密度、 M 数、总压及密流。非均匀来流经这 6 种压缩面压缩后, 在出口 2-2 截面上气流的非均匀程度必然与 1-1 截面有较大的差别, 用 $(d\rho_2/dy)/(d\rho_1/dy)$ 、 $(dM_2/dy)/(dM_1/dy)$ 、 $\dots$ 等来描述流动非均匀性经压缩面压

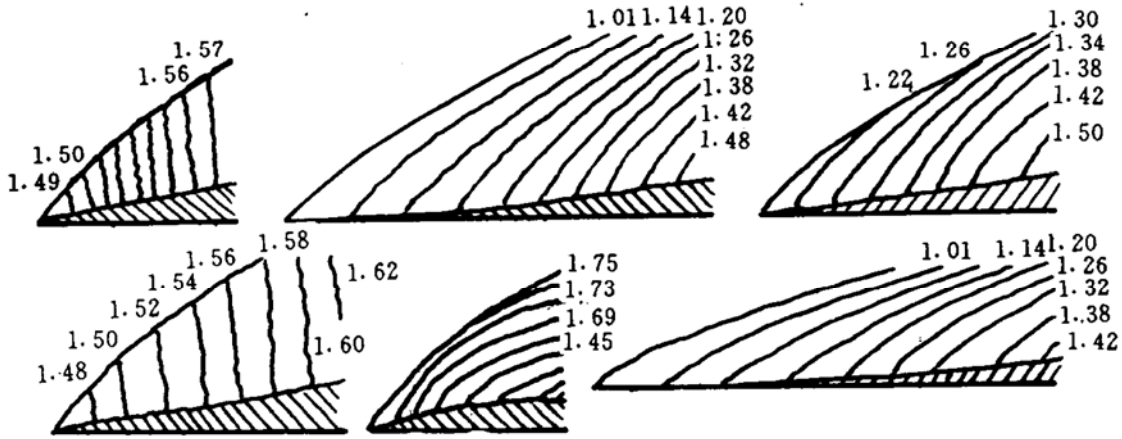


图 3 6 种压缩面在流态 1 下的压力分布
由左至右：平面斜楔，凹圆弧面， $y''=C$ 凹曲面
正弦曲面，凸圆弧面，等熵压缩面

缩后的变化程度，计算结果列于表 2。

表 2 出口/进口截面非均匀程度之比值 ($M=1.5\sim3.0$)

压缩面	$(\rho_{2m})'_y/(\rho_{1m})'_y$	$(M_{2m})'_y/(M_{1m})'_y$	$(p_{2m}^*)'_y/(p_{1m}^*)'_y$	$(\rho_{2m}v_{2m})'_y/(\rho_{1m}v_{1m})'_y$	$\bar{\sigma}$
平面楔	1.609	1.303	0.539	1.707	0.417
凹圆弧	0.769	1.396	1.096	1.151	0.749
曲面	1.102	1.357	0.737	1.390	0.540
正弦曲面	1.797	1.315	0.748	1.876	0.574
凸圆弧	1.947	1.222	0.437	1.873	0.369
等熵面	0.848	1.354	1.026	1.184	0.743

表中 $(\rho_{2m})'_y/(\rho_{1m})'_y$ 代表 $(d\rho_2/dy)_m/(d\rho_1/dy)_m$ ， $(M_{2m})'_y/(M_{1m})'_y$ 代表 $(dM_2/dy)_m/(dM_1/dy)_m$ ，其余类推。 $\bar{\sigma}$ 为平均总压恢复。

仔细分析表 2 所列数值，可以发现在大多数情况下，流动的非均匀性经压缩面压缩后呈增大的趋势，例如在经平面斜楔压缩后，于 2-2 截面上，密度的非均匀性扩大了 60.9%， M 数非均匀性扩大了 30.3%，密流非均匀性扩大 70.7%，但是总压分布趋于均匀，与来流相比，非均匀性降低了 46.1%。从 6 种不同的压缩面相互比较来看，凹圆弧及等熵面有降低气流密度非均匀性的作用，但是无一例外地都扩大了 M 数的非均匀性。从总压非均匀性角度出发，平面斜楔、 $d^2y/dx^2=C$ 曲面、正弦曲面及凸圆弧都有降低非均匀性的能力，即使总压分布更趋于均匀，其中平面楔及凸圆弧的能力更为显著，降到进口值的 1/2 左右。从质量流非均匀性下游传播特性看，似乎凹圆弧及等熵压缩面优于其它 4 种压缩面，虽然这 6 种压缩面都有使

质量流非均匀性增加的趋势,凹圆弧及等熵压缩面仅使质量流非均匀性增加 15% 及 18%, 远小于其它 4 个压缩面使非均匀性增加的比例。由此看来,通过改变第一压缩面的形状试图在非均匀超音来流下增加下游气流的均匀性是相当困难的,从单一考虑降低总压畸变的角度出发,采用平面斜楔或凸圆弧压缩面有利,从单一考虑质量流非均匀性的角度出发,采用凹圆弧及等熵压缩面更有利。

类似地,图 4 给出了同样的 6 种压缩面在 $M=3.0 \sim 1.5$ 非均匀来流(图 2)下的空间压力分布。由图可以看出,仅就压力分布而言,与上面讨论的情况有相当大的不同,气流经激波压缩后沿波后流线,压力或是上升或是降低完全取决于压缩面的形状。在平面斜楔、正弦曲面及凸圆弧压缩面压缩后的气流沿流线压力是不断下降的,即流体在不断地膨胀,流束在不断地扩大以适应来流 M 数沿高度的变化,连续膨胀波或来自激波波阵面(平面斜楔)或来自物面(凸圆弧面)。经计算,其它流动参数如 ρ , p^* , ρv 等也有类似的结果。

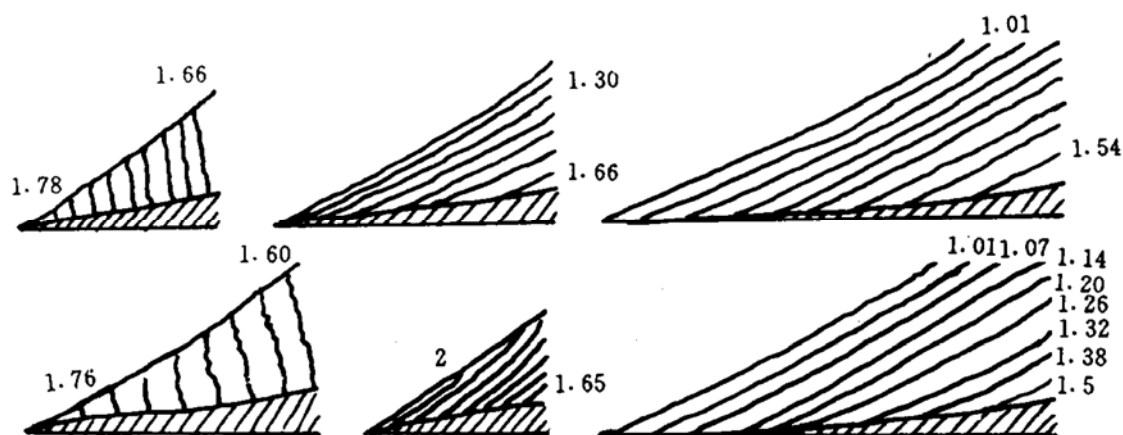


图 4 6 种压缩面在流态下的压力分布
(型面排列如图 3)

从比较校正流动畸变的能力出发,表 3 给出了 6 种压缩面出口 2-2 截面流动非均匀性与进口 1-1 截面相应参数的比值。

表 3 出口/进口截面非均匀程度之比值 ($M=3.0 \sim 1.5$)

压缩面	$(\rho_{2m})'_y / (\rho_{1m})'_y$	$(M_{2m})'_y / (M_{1m})'_y$	$(p_{2m}^*)'_y / (p_{1m}^*)'_y$	$(\rho_{2m} v_{2m})'_y / (\rho_{1m} v_{1m})'_y$	$\bar{\sigma}$
平面楔	2.143	1.305	1.043	2.126	0.797
凹圆弧	2.221	0.980	0.670	1.872	0.659
曲面	2.425	1.077	0.852	2.117	0.767
正弦曲面	1.775	1.284	0.767	1.836	0.602
凸圆弧	1.690	1.475	1.162	1.992	0.777
等熵面	2.124	0.973	0.674	1.809	0.688

表中符号的意义同前。从表3可以看出,经这6种压缩面压缩后的气流2-2截面上流动的非均匀性都有增大的趋势,与上面讨论的情况相比,非均匀性增加的幅度更大,例如密度的非均匀性及质量流的非均匀性几乎都增加了一倍。在这种来流 M 数分布下,只有凹圆弧面及等熵面既能稍许减少 M 数的非均匀性,又能较显著地降低总压的非均匀性,换言之,能减少 M 数及总压的畸变程度。从质量流非均匀性来看,亦只有这两种压缩面略优于其它4种压缩面。由此看来,在图2那样的气动布局下,6种压缩面中凹圆弧及等熵压缩面有较好的缓解来流非均匀性的能力,它能较大地减少来流的总压非均匀性。

综合比较图1及图2两种气动布局,从减少来流非均匀性的角度出发,图1的气动布局气流经压缩后非均匀性增加的平均幅度低于图2的气动布局,这种气动布局对于下游布置第二、第三压缩面乃至整个进气系统的设计都较为有利。当然,从目前所研究的6种型面来看,没有一种能够全部“校正”来流的非均匀性。实际上这也是不可能的,因为在超音气流中不可能有大范围的横向质量、动量交换。单纯依靠型面设计来达到使非均匀超音来流趋于完全均匀化是不大可能的,通过型面设计使非均匀程度缓解则是可以实现的。

4 结 论

采用随机选取法计算两种超音速非均匀来流经6种不同型面的压缩面压缩后的超音速二维流场,结果表明,在设定的来流条件下,从尽可能减少来流非均匀性的角度出发,图1所示的气动布局优于图2的气动布局。在前一种气动布局下,6种不同型面的压缩面对非均匀来流的影响各有特点,单纯从减少来流总压非均匀性出发,平面楔压缩面及凸圆弧压缩面效果显著,它们可使来流总压非均匀性减少约 $1/2$;而从密度的均匀性及质量均匀性考虑,则凹圆弧压缩面及等熵压缩面明显优于其它四种型面,同时它们又使总压不均匀性基本上保持原有水平, M 数的非均匀性变化与其余4种型面相当,总压恢复水平优于其余4种型面。因此可以说,在本文所限定的非均匀来流条件下,采用凹圆弧型面或等熵面作为进气系统的第一压缩面是有利的。

本文研究仅限于这6种可能的简单几何形状型面,研究工作是初步的。研究结果表明,通过压缩面型面的设计来缓解来流的非均匀性是完全可能的。对于每一种特定的非均匀来流,总是可能通过数值模拟或理论分析找到一种“最佳”的压缩面型面,从而提高整个进气系统的性能。

参 考 文 献

- [1] Glimm J. Solution in the Large for Nonlinear Hyperbolic Systems of Equations. J of Commum Pure Appl Math, 1965
- [2] Marshall G. A Random Choice Method for Two-Dimensional Steady Supersonic Shock Wave Diffraction Problems. J of Comput Phys, 1984
- [3] Honma H. Random Choice Solutions for Two-Dimensional and Axisymmetric Supersonic Flow. Proceedings the Symposium on Mechanics for Space Flight, Tokyo: 1984
- [4] Gottlieb J and 施宗诚. Random Choice Method Solutions for Two-Dimensional Planer and Axisymmetric Steady Supersonic Flow. Israel J of Technology, 1986, 23
- [5] Lawing P L. Inlet Boundary-Layer Shapes on Four Aircraft Forebodies at Mach 6. J Aircraft, 1978