

文章编号: 1000-8055(2003)01-0008-07

后掠压缩斜板进气道进口流场数值研究

朱 宇^{1,2}, 李椿萱¹, 李 天²

(1. 北京航空航天大学 国家计算流体动力学实验室, 北京 100083;

2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘要: 对一种后掠压缩斜板进气道(Caret 进气道)的进口激波结构、进口流动对管道后部流场的影响进行了数值分析, 对进口倒圆修形的影响、激波覆盖面也进行了讨论。数值模拟采用 N-S 方程和标准 $k-\epsilon$ 模型加壁面函数方法。计算结果表明: 超音速情况下, 由于进口存在较强的正激波, 进口斜激波强度的不均匀性, 对管道内部流动看不出有明显的不良影响; 但两压缩面交角处的流动对管道后部流场有较大的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 进气道; 数值模拟; 激波; 后掠压缩面; 双斜切双压缩面

中图分类号: V 228. 7

文献标识码: A

Numerical Investigation of Inlet with Swept Compress Ramp

ZHU Yu^{1,2}, LEE Chun-hian¹, LI Tian²

(1. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shenyang Aircraft Design Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: A numerical investigation was conducted about the shock structure at the entrance of the inlets and the effects of entrance flows on aft duct flow fields for a Caret inlet, and also the effect of the fillet circle and shielding region of oblique shocks. N-S equations with the standard $k-\epsilon$ turbulence model and near-wall functions were employed to predict the flow fields. The results showed that asymmetry of oblique shock doesn't affect evidently duct flow due to the existence of strong normal shock. But the flow in the intersection of dual ramp affects evidently the flow field of aft duct.

Key words: aerospace propulsion; inlet; numerical simulation; shock; swept-ramp; caret

1 引言

常规二元外压式超音速进气道在进口的上侧或内侧有一前缘非后掠的压缩斜板, 用来产生斜激波以降低超音速的速度。这种进气道具有准二维流动效应, 因而能够应用经典的二维斜激波理论来评估进口的波系特征。随着飞机隐身性能要求的提高, 90 年代初提出了具有后掠压缩面形式的进气道。

了解后掠压缩斜板与非后掠的相比有哪些不

同的特点, 是其在飞机上应用能否成功的基础。对单后掠压缩斜板激波特性的研究, 能进一步增进对两个相互干扰的双压缩斜板进气道即所谓 Caret 进气道^[1]流动现象的理解。虽然 Caret 进气道在两个压缩面相交处的区域存在较强的相互影响, 但是远离这一区域, 相互影响便会减弱, 而由一侧斜板起主要的影响作用。对于双后掠“单内侧压缩”的进气道, 当上侧壁不提供压缩时, 整个进口流场完全由单个压缩面控制。由于此类进气道有很强的三维流动效果, 三维数值计算是增进对

收稿日期: 2001- 12- 25; 修订日期: 2002- 03- 04

作者简介: 朱宇(1966-), 男, 辽宁沈阳人, 北京航空航天大学博士生, 主要从事飞机进气道内流空气动力学及 CFD 应用研究

流动认识的必要手段。

关于双后掠双压缩进气道, 国内外有过相关的研究报道^[1~6], 尤其是文献[1, 3]给出了风洞试验结果及综合的分析。文献[5]给出了设计上的准则和理论计算方法, 用于进气道初步设计。

本文采用求解 N-S 方程方法, 通过对双后掠双压缩斜板进气道、双后掠单压缩斜板进气道进口流场的计算, 较系统地概述了此类进气道的进口流场特征。澄清了有关后掠压缩面的激波覆盖面及进口面后的速度方向问题、进口倒角修形的影响问题。这些因素直接影响进气道进口型面的选择, 为今后的设计奠定了基础。

2 进气道几何参数设计

进气道的进口平面为平行四边形, 最大设计马赫数选在 2.0。通过用后掠楔面斜激波理论^[5]及数值模拟方法对 Caret 进气道及单内侧压缩双斜切式进气道的计算分析^[5], 确定了压缩斜板后掠角、有效压缩角与进口面后掠角之间的关系。综合考虑进气道溢流阻力、放气阻力及总压恢复, 选择内侧斜板在铅垂面上后掠 30°、有效压缩角 9.4°; 上侧斜板在水平面上后掠 42°、有效压缩角 11.5°(如图 1), 进气道内侧唇缘和机身侧面平行、内倾 35°。为了折衷进口捕获面积与喉道面积之间的矛盾, 将喉道设计马赫数提高到 0.78, 通过减小喉道面积, 来降低进口捕获面积过大的问题。捕获面积与喉道面积之比为 1.3。唇缘半径 5 mm。内管道采用大“S”弯设计, 管道相对长度为 6.8。

3 数值方法

3.1 方程的离散

计算采用有限体积法求解三维 Navier-Stokes 方程。时间导数项计算采用 Jameson 的多步 Runge-Kutta 法^[7]。无粘通量项的计算采用二阶精度通量差分裂方法^[8]。在单元体边界面上的数值通量形式为:

$$F = \frac{1}{2} (F_R + F_L) - \frac{1}{2} |\hat{A}| \delta v \tag{1}$$

这里 δv 是空间差分 $W_R - W_L$, 通量 $F_R = F(W_R)$ 和 $F_L = F(W_L)$ 用界面的左、右解向量 W_R 和 W_L 来计算。 $|\hat{A}|$ 的定义为:

$$|\hat{A}| = M |\Lambda| M^{-1} \tag{2}$$

式中: Λ 为特征值对角矩阵, 这里 A 是无粘通量雅可比 $\partial F / \partial v$, 当使用 Roe 平均值时, 方程(2)成

为 Roe 通量差分裂格式, 本文用算术平均的 W_R 和 W_L 来计算。

3.2 湍流模型

本文采用标准 $k-\epsilon$ 模型^[9]加壁面函数^[10]的方法。用壁面函数把完全湍流区和壁面联系起来, 可以避免由于考虑壁面的存在而修改湍流模型。

3.2.1 高雷诺数 $k-\epsilon$ 模型

标准的 $k-\epsilon$ 模型是通过求解两个独立的输运方程, 来分别确定湍流的速度尺度和长度尺度。由 Boussinesque 涡粘性模型, 雷诺应力与应变率存在线性关系, 则有效粘度近似紊流应力:

$$\overline{u_i u_j} = \frac{2}{3} \delta_{ij} k - \frac{\mu_t}{\rho} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

式中, 紊流粘度 $\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \epsilon$, 其中紊流动能 k 以及它的耗散率 ϵ 可由 Jones 和 Launder^[9]提出的微分方程求解:

$$\begin{aligned} \rho \frac{Dk}{Dt} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon - Y_M \\ \rho \frac{D\epsilon}{Dt} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \\ &\quad C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} G_k - C_{\epsilon 2} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned}$$

式中, σ_k 为普朗特-施密特数(下标代表 k 和 ϵ); 紊动能生成率 $G_k = -\rho \overline{u_i u_j} \partial u_i / \partial x_j$, 它反映了通过大尺度的紊流涡和平均应变场之间相互作用引起的从平均过程到脉动过程的能量传递。 Y_M 代表在可压湍流里波动扩张对整个耗散率的贡献, 由 Sarkar^[11]提出的建议:

$$Y_M = \rho \epsilon M a_t^2$$

式中 $M a_t$ 是湍流马赫数, 定义为:

$$M a_t = \sqrt{k/a^2}$$

这里 $a (\equiv \sqrt{\gamma R T})$ 是音速。

方程中的常数:

$$C_\mu = 0.09, \quad \sigma_k = 1$$

$$\sigma_\epsilon = 1.3, \quad C_{\epsilon 1} = 1, \quad C_{\epsilon 2} = 1.3$$

3.2.2 湍流的近壁处理

基于 Launder 和 Spalding^[10]提出的平均速度的壁面律为:

$$U^+ = \frac{1}{K} \ln(E y^+)$$

式中:

$$U^+ \equiv \frac{U_p C_\mu^{1/4} k_p^{1/2}}{\tau_w / \rho}, \quad y^+ \equiv \frac{\rho C_\mu^{1/4} k_p^{1/2} y_p}{\mu}$$

式中: K 为 von Kaman 常数(= 0.42), $E = 9.81$,

U_P 为 P 点的平均速度, k_P 为 P 点的湍动能, y_P 为点 P 到壁面的距离, μ 为动粘性系数。对数律在 $y^+ > 30 \sim 60$ 是有效的, 在平衡湍流边界层内, y^+ 和 $y^+ (\equiv \rho u_{\tau} y / \mu)$ 是近似相等的。

由动量和能量输运的雷诺相似, 对于平均温度可以给出类似的对数律。在 $k-\epsilon$ 模型中, k 方程在整个计算域求解, 包括与壁面相邻的单元。在壁面处, 给 k 施加边界条件:

$$\partial k / \partial n = 0$$

这里: n 是垂直壁面的局部坐标。

在和壁面相邻的单元, 动能的产生 G_k 和耗散率 ϵ , 在 k 方程中它们是源项, 通过局部平衡的假设来计算。在这个假设下, 动能的产生 G_k 和耗散率 ϵ 在和壁面相邻的控制体是相等的。因此, 湍动能 k 的产生由下式给出:

$$G_k \approx \tau_w \frac{\partial U}{\partial y} = \tau_w \frac{\tau_w}{\lambda \rho C_{\mu}^{1/4} k_P^{1/2} y_P}$$

$$\epsilon \text{ 的计算为: } \epsilon_P = \frac{C_{\mu}^{3/4} k_P^{3/2}}{\lambda y_P}$$

在和壁面相邻的控制体内不用 ϵ 方程计算, 而用上述公式计算。求解所需要的壁面边界条件包括: 平均速度、温度、 k 和 ϵ , 这些都由壁面函数给出。

4 网格及边界条件

数值模拟了单独进气道内管道型面及外罩几何形状。由于飞机的唇缘半径只有 5 mm, 进口的当量高度为 800 mm, 进口附近的网格尺度为 40 mm。风洞模型缩比后变成极尖的前缘(图 1)。

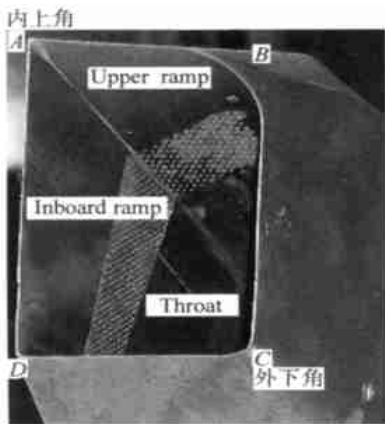


图 1 试验模型: 进气道进口形状

Fig 1 Test model

因此, 计算时也把唇缘当成尖前缘处理, 但外罩表面真实模拟。图 1 和图 2 为试验模型及计算网格

生成的进口外形。计算域外边界及内管道型面如图 3。试验模型在压缩斜板上打有附面层抽吸孔, 计算没有模拟抽吸孔。计算采用非结构网格, 在管道内部加了 6 层附面层网格(图 4), 第一层网格 $y^+ = 40 \sim 220$ 之间, 满足壁面函数对数律的要求。

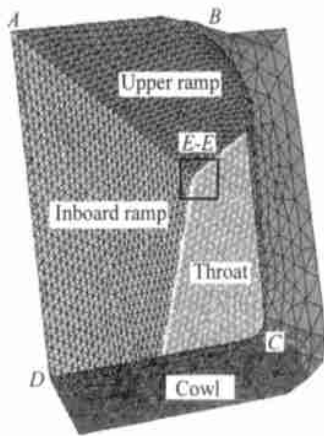


图 2 计算网格生成的进口形状

Fig 2 Computational grid

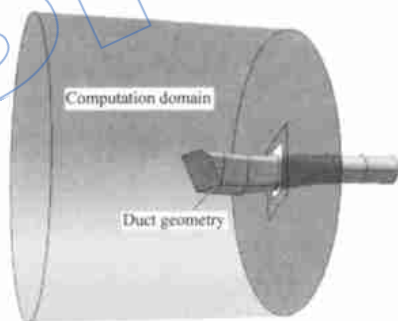


图 3 计算域外边界及内管道型面

Fig 3 Computational domain and duct geometry

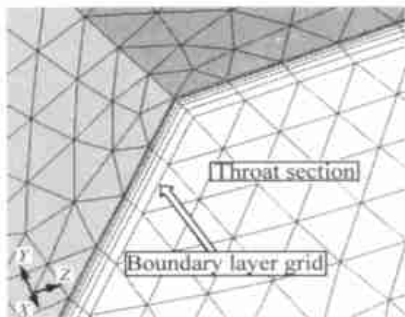


图 4 内管道截面网格(图 2 中的 E-E 的放大)

Fig 4 Duct section grid
(enlarging in E-E of Fig 2)

边界条件在进口及外边界施加远场边界条件; 进气道出口给反压边界条件, 可以用来控制正激波的位置; 在外边界的出口给反压边界条件, 由于本文只计算超音速来流, 因此, 此处的边界条件实际上由上游决定。

5 结果分析

通常进气道的设计马赫数选在飞机最大飞行速度, 设计攻角选为零度。本文给出来流马赫数 2.0、攻角为零的计算结果。

5.1 Caret 进气道进口的流动特性

图 5 为进口几何示意图, 图中标出的 A, B,

C, D 四点为进口前缘四个角点, 其它图也标出了对应的角点。其中 AD 线为内压缩面的前缘, AB 线是上压缩面的前缘。把 A 点称为内上角, C 点称为外下角, 图 6~ 图 8 均为如图 5 表示的立体图。图 6 为超临界情况, 即正激波位于喉道之后状态, 内压缩面、上压缩面及喉道截面静压比 (P/P_∞) 分布, P 及 P_∞ 为管道内及自由来流的静压。在内压缩面上, 沿前缘 AD 线往 D 点方向, 压比在增加, 压比值要大于按后掠斜激波理论计算的波后压比 1.61^[5]。同样, 在上压缩面上, 沿前缘 AB 线往 B 点方向, 压比也在增加, 压比值接近于按后掠斜激波理论计算的波后压比 1.86^[5]。图 7

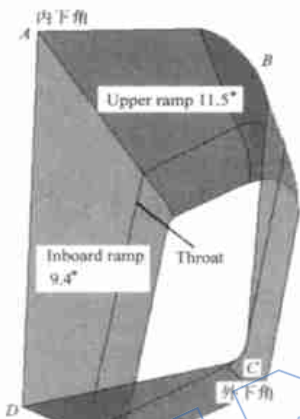


图 5 进口内型面几何示意图
Fig 5 Schematic configuration of the inlet

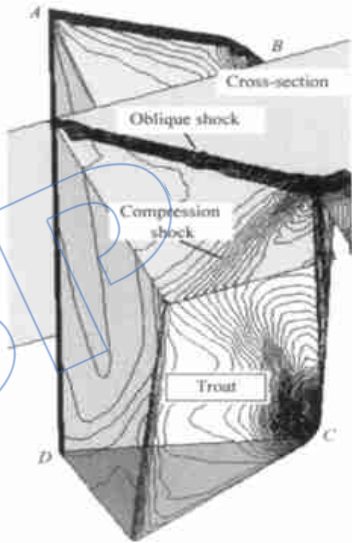


图 7 进口斜激波为一道波
Fig 7 One oblique shock at the entrance of the inlet

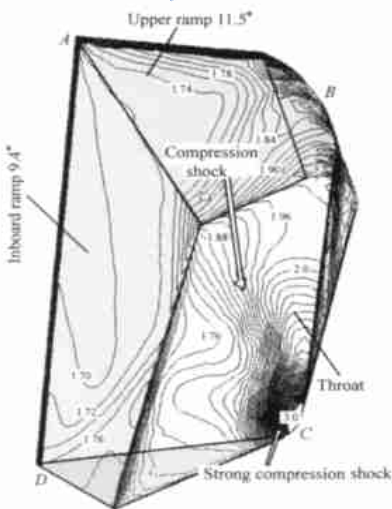


图 6 超临界下内、上压缩面及喉道截面压比 (P/P_∞)
Fig 6 Pressure ratio on the unpper, inboard compression ramps and throat section at supercritical case

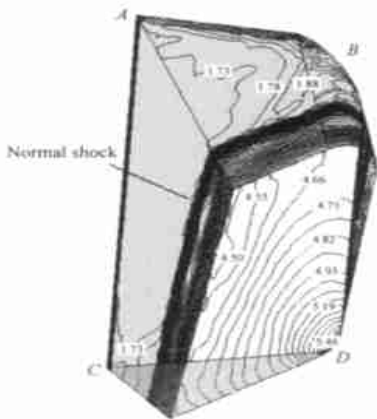


图 8 亚临界下内、上压缩面及喉道截面压比 (P/P_∞)
Fig 8 Pressure ratio on the unpper, inboard compression ramps and throat section at subcritical case

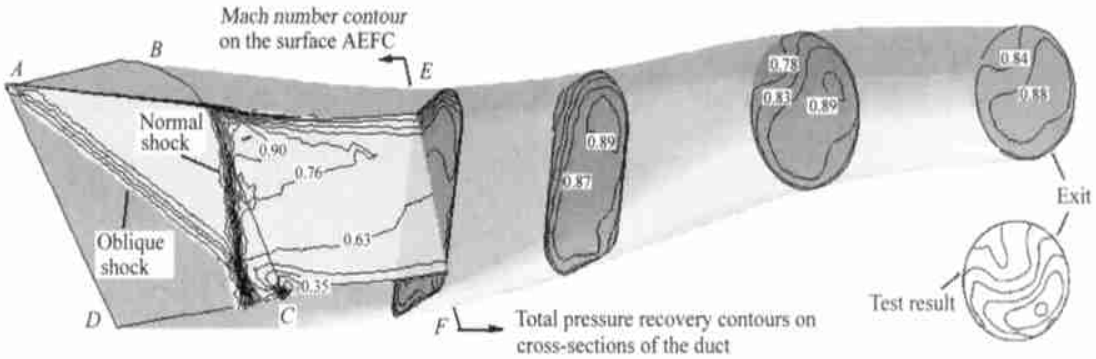


图 9 亚临界情况, 进气道 $AEFC$ 切面马赫数分布; 管道内部截面总压恢复图谱

Fig. 9 Mach number contour on the surface $AEFC$ and total pressure contours on cross-sections of the duct at subcritical case

是在进口取一横切面, 显示出进口产生一道斜激波。从上面的分析看出, 这道波在靠近 B 点(外上角)区域偏强, 而在靠近 D 点(内下角)区域强度减弱。从喉道截面及上压缩面的压比分布, 可以看出外侧壁面(BC 边)产生了较弱的离散的压缩; 同时在外下角 C 点处产生了强压缩, 压比达到 3.0。

由于进气道的工作状态一般在亚临界工况, 即正激波位于喉道之前, 图 8 和图 9 给出了这种工况的流动情况。从图 8 看, 进口斜激波强度在 B 、 D 点区域的偏差对喉道截面的压比分布没有太大影响。但在 C 点区域压比偏高, 总压恢复系数为 0.72 左右, 相当于马赫数 2.0 的正激波损失。图 9 给出了这种工况下, 进气道进口 $AEFC$ 切面的马赫数分布及管道内部截面总压恢复分布, 同时给出了稍亚临界状态单独进气道带附面层抽吸的试验结果供参考。从 $AEFC$ 切面的马赫数分布可以看出: 在上部(E 点)激波和附面层干扰, 引起局部分离。在下部(C 点)两道激波相交后拖出滑移面, 与壁面的相互干扰, 也出现局部分离。正激波后从下(C 点)往上(B 点)马赫数在增加。图 9 管道内截面显示出了总压恢复分布, 从出口截面的图谱看, 由于受进口段流动的影响(从图谱的发展过程可以看出), 在左上角(E 点)及右下角(F 点)出现两个低能量区, 其中左上角低能量区影响范围要大些。说明两个压缩斜板相交处及其延伸的几何形状对进气道出口的流场影响较大, 分离主要在此区域发生。在 C 区域让进口斜激波封口, 使得进气道稍进入亚临界工作状态, 正激波便和斜激波相交, 造成 C 区域流动变坏也不

是一个好的选择。

5.2 进口倒圆的影响

为了避免附面层的堆积, 通常在进气道进口加倒圆。上面的算例在进口 B 点处有很大的倒圆, 这样的构形和没有倒圆的相比会有多大差别, 本文做了计算, 图 10 是进口无倒圆内型面几何示意图, 图 11 和图 12 均为如图 10 表示的立体图。图 11 是将 B 、 C 点两处的倒圆全去掉之后的压比分布, 与图 6 相比, B 点处产生较集中的一道压缩波, C 点处没有了很强的压缩。

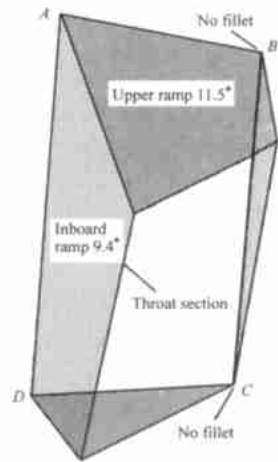


图 10 进口无倒圆内型面几何示意图

Fig. 10 Schematic configuration of inlet without fillet

5.3 后掠单压缩面的激波结构

如果将上压缩面(AB 线)的压缩角变为 0° ; 即上压缩面和来流平行, 只有内压缩面(AD 线)产生压缩(压缩角仍为 9.4°), 这时的压比分布如

图 12. 可以看到内压缩面上的压比明显呈扇形分

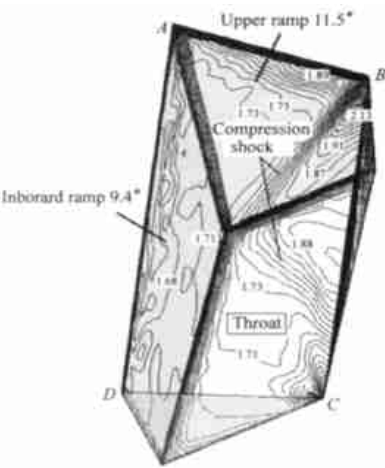


图 11 无倒圆进口超临界下的内、上压缩面及喉道截面压比分布

Fig 11 Pressure ratio on the upper, inboard compression ramps and throat section of inlet without fillet at supercritical case

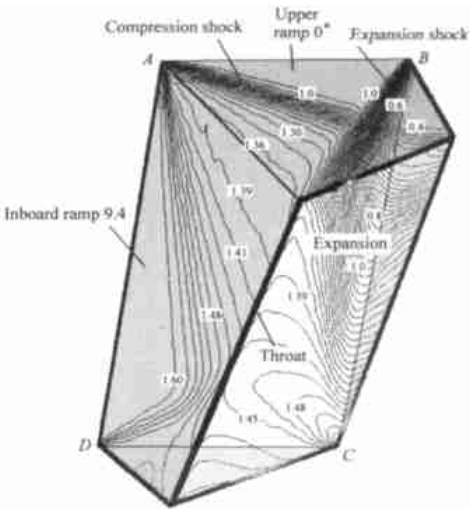


图 12 上壁面压缩角为 0 时, 超临界下的内、上压缩面及喉道截面压比分布

Fig 12 Pressure ratio on the upper, inboard compression ramps and throat section at supercritical case with compression angle 0° on upper surface

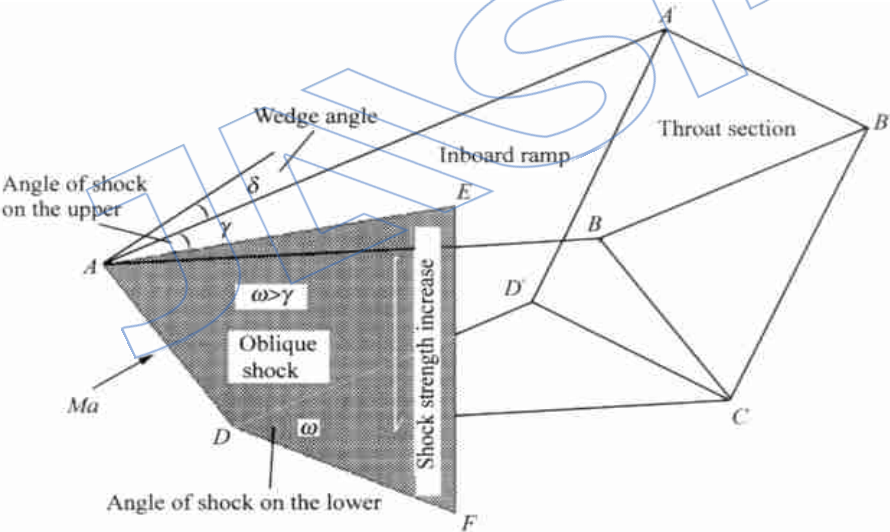


图 13 后掠单压缩面产生的曲面激波示意图

Fig 13 Schematic diagram of the oblique shock with the single ramp of the inlet

布, 而且在底部和按后掠斜激波理论计算值 1.61^[5] 非常接近, 往上走(A 点方向), 内压缩面产生的斜激波逐渐减弱, 在上壁面退化成为马赫波, 不产生压缩, 压比为 1.0, 且波面已经进入进气道, 此时, 外壁面(BC 线)已经不产生压缩波, 而是膨胀波。图 13 示意了这种后掠单压缩面产生的曲面激波(AEFD), ABCD 为进口面, A'B'C'D' 为喉道面, 下壁面的激波角大于上壁面的激波角, 在某个高度激波进入进口平面, 对上唇缘不起遮挡作

用。由此可见, 采用双压缩面是一种必然, 否则激波将无法遮住进气道进口。

6 结 论

(1) 后掠双压缩面进气道进口曲面激波可分成三个区域(图 14): 上压缩面控制区、中间过渡区、内压缩面控制区。上压缩面控制区主要受上压缩面的影响, 且随着后掠角的增大, 控制区呈扇形减小, 内压缩面控制区也同样。

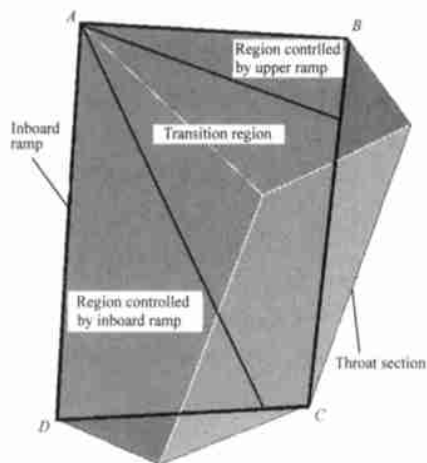


图 14 双压缩面进口激波结构示意图

Fig 14 Schematic diagram of the structure of the oblique shock at the entrance of the inlet

(2) 后掠单压缩面产生的曲面激波在上部 (AB 线) 不能够遮挡住上唇口, 因此, 采用双压缩面是一种必然。

(3) 两个压缩面交界处的流动对管道后部的流动影响较大, 超音速情况下, 往往是流动分离的根源。

(4) 进气道按设计马赫数激波封口的的方法设计, 进气道在正常工作(亚临界)情况下, 进口外下角 (C 点) 流动损失增大, 但不如两个压缩面交界处的流动对管道后部的流动影响大。

参考文献

- [1] Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S, et al Development of the F/A - 18 E/F Air Induction System [R] AIAA 93-2152, 1993
- [2] 何志强, 郭荣伟 双斜切双压缩面进气道进口波系结构的数值研究[J] 航空学报, 1999, 20(4): 339- 342
- [3] Philhower J S, Robinson D E, Brown R J. Development of a Highly Offset Induction System for a Supersonic STOVL Fighter[R] AIAA 98- 3417, 1998
- [4] 钟易成, 余少志, 陈晓 低速来流大攻角侧滑角状态下尖脊进气道气动特性试验研究[J] 航空动力学报, 2001, 16(1): 23- 27
- [5] 朱宇, 李椿萱, 李天 后掠压缩面进气道激波特性数值研究[J] 飞机设计, 2001, (4): 1- 5
- [6] 谭慧俊, 郭荣伟 一种双斜切双压缩面进气道性能的数值模拟[J] 空气动力学学报, 2001, 19(3): 338- 343
- [7] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge- Kutta Time- Stepping Schemes[R] AIAA 81-1259
- [8] Barth T J, Jespersen D. The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured meshes[R] AIAA 89-0366
- [9] Jones W P, Launder B E. The Prediction of Laminarization with a Two Equation Model of Turbulence[J] International Journal of Heat and Mass Transfer, 1972, 15: 301- 314
- [10] Launder B E, Spalding D B, The Numerical Computation of Turbulent Flows [J] Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974, 3: 269- 289
- [11] Sarkar S, Balakrishnan L. Application of a Reynolds-Stress Turbulence Model to the Compressible Shear Layer[R] NASA CR 182002, 1990