

国外得到了广泛应用。国内由于三维粘性流场计算量的异常庞大和计算机硬件限制,数据模拟技术一直无法有效地应用到进气道的工程设计上。

本文参照已有的进气道三维粘性流场计算程序,结合先进的多重网格算法,重新发展了一种适于现有计算机硬件的先进工程用S形进气道内流场计算方法,我们利用SPARC工作站(PE/75、32M内存)使用该算法从零初场出发,求解约10万计算网点的某型号S形进气道内流场,计算时间约20h,若采用相似初场(相近的S形进气道流场结果),计算时间更可压缩至12h以内;设计S形进气道造型用的CADD5软件输出的数据文件经简单处理后可直接作为程序的输入数据文件,计算完成的结果可在显示器或打印机上以图形或数据方式输出,这样就使得进气道的设计、造型、流场计算、结果显示、型面修正等工作在计算机上实现了流水线操作,大大提高了工作效率,满足了进气道的工程设计需求。

2 数学模型

2.1 控制方程

雷诺平均的三维可压非定常N-S方程在贴体曲线坐标系下,无量纲化守恒形式为:

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{H}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{H}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

式中:

$$\begin{aligned} \hat{Q} &= \frac{1}{J} Q = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix} & \hat{F} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (e + p)U \end{bmatrix} & \hat{G} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (e + p)V \end{bmatrix} \\ \hat{H} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (e + p)W \end{bmatrix} & \hat{F}_v &= \frac{1}{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \end{bmatrix} \\ \hat{G}_v &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \end{bmatrix} & \hat{H}_v &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

U, V, W 为逆变速度, τ_{ij} ($i = x, y, z; j = x, y, z$) 为粘性应力分量, q_i ($i = x, y, z$) 为热流导数, 具体定义见文献[1]。式中 p 为压力, ρ 为密度, T 为温度, r 为单位体积内能, κ 为热传导系数, U, V, W 为对应 $x-y-z$ 坐标系的速度分量, (ξ, η, ζ) 为计算域坐标系, u 为动力粘性系数, J 为

Jacobian 矩阵。

2.2 差分格式和湍流模型

差分格式采用 Beam-Warming 矢通量分裂格式, 湍流模型为 Jones-Launder 的 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型, 方程具体解法参见文献 [3]。

湍流模型中的经验常数取值为: $C_1=1.14$, $C_2=1.92$, $C_\mu=0.99$, $\sigma_k=1.0$, $\sigma_\epsilon=1.3$ 。

2.3 边界条件

进口给定总压 p_t , 总温 T_t , 进口速度方向; 内流场为亚音流动, 出口只给定背压 p_b ; 壁面边界取无滑移条件和绝热条件; 由于采用放射型网格, 进气道中心取小内核管边界, 内核管上所有参数认为均相等, 实际计算时该数值由周向 KN 个点流量加权平均而得。

2.4 数值解法

控制方程 (1) 经 Beam-Warming 格式分裂后, 可写为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F^+}{\partial \xi} + \frac{\partial F^-}{\partial \xi} + \frac{\partial G^+}{\partial \eta} + \frac{\partial G^-}{\partial \eta} + \frac{\partial H^+}{\partial \zeta} + \frac{\partial H^-}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} + \frac{\partial H_v}{\partial \zeta} \right) \quad (3)$$

在上式两端分别填加人工粘性项和耗散项后, 最终可写为隐式分解多步迭代格式, 方程详细求解过程可详见文献 [1]。

3 多重网格算法

多重网格算法是从 70 年代开始逐渐兴起的一种有效的计算加速技术, 其基本理论依据是: 一般迭代法 (单层网格) 仅能有效地去除那些与网格尺寸相对应的误差分量, 对于过高或过低频率的误差分量消除效率很差。因此, 若采用不同大小尺寸的网格一起计算就可以同时有效地消除不同频率的误差分量, 从而明显加快收敛速度。

3.1 一般形式

多重网格计算过程可分为两个基本步骤: (1) 生成不同粗细的多层网格 (一般粗网格与临近细层网格的间距是倍数关系); (2) 在细网格层上迭代计算消除与此网格尺度相对应的高频误差, 在粗网格层上消除细网格难以消除的低频误差。交替在粗细网格间迭代求解最终可得到接近理论值的收敛解。为了抑制网格层间变换引入的误差, 插分的阶次应不低于差分方程的阶次。

3.2 三维粘性计算用多重网格法

在三维粘性计算中采用的多重网格法与 Jameson 求解二维 Euler 方程^[6]的方法类似, 只是需特别注意边界点值传递与内点稍有不同, 经过多次数值试验摸索, 边界点可作如下处理, 固壁边界: 对于独立解向量, 采用“冻结法”, 即仅保留在粗细网格中重合的点; 对于残差, 可“冻结”处理也可用周围网格加权平均处理。进出口边界: 只对独立解向量做加权平均处理, 残差不处理。

多重网格法在每层网格计算时, 可有多种迭代方案选择。在文献 [2] 中 Brandt 提出的适应性算法是根据在网格上的收敛情况来判断向更粗网格或更细网格或原网格上传递计算。这种方法在处理比较复杂的非线性问题时, 很难找到理想的判断流向依据。如果流向判断依据不合适, 会使多重网格法计算的精度和效率大为下降, 严重情况下可导致计算不收敛。本算法因而没有采用上述网格传递方法, 而是直接选择了固定时间步方法, 即在粗网格上均固定迭代次数, 在整体上采用“锯齿式”迭代策略。根据试算, 此法每迭代步所用计算时间和迭

代次数均很少,可以满足工程设计要求,“锯齿式”迭代方法可参见图1。

本文除采用多重网格法计算外还采用传统单层网格进行了对比验证计算,最终得到的流场计算结果与多重网格法完全一致,但计算所用迭代步数和所花机时大大超过前者。

4 计算结果与分析

应用本算法对某型号大转角S形进气道在来流 $Ma=0.7$ 状态下的内流场进行了数值模拟,取得了较为满意的计算速度和计算结果精度。

算例:A进气道,轴向长度650mm,进气道中心线最大转折角 60° ,进口总压 $p_t=0.1\text{MPa}$,雷诺数 $Re=530000$,进口总温 $T_t=288\text{K}$, $Pr=0.72$, $Pr_t=0.9$,出口背压 $p_b/p_t=0.41$ 。

计算用最细层网格点数:轴向 \times 周向 \times 径向 $=57\times 57\times 33$ 和 $29\times 29\times 17$,物理域网格见图1,图2。最细层网格总网点数为107217。计算设备:Sparc工作站(486/75芯片,32M内存)。

进气道纵向剖面速度矢量图见图1,从该图可看到清晰的进气道子午面场流:首先在进气道和一转弯的上壁处出现气流分离区,该分离区沿流向逐渐长大,至第二转弯处又因主流的压迫逐渐缩小;而第二弯段下壁处的分离区随流向一直增大,至进气道出口截面已增长至三分之一流通通道高,显然该分离区对进气道出口截面的总压恢复系数影响很大。产生上述现象的主要原因是该进气道过短,而中心线转折角很大,使得前分离区在主流的强烈冲撞下趋于消失,而后分离区因受主流带动而增大。

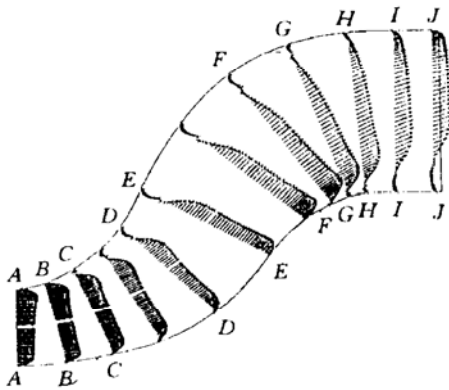


Fig. 1 Velocity vector of meridional plane (A# inlet $Ma=0.7$)

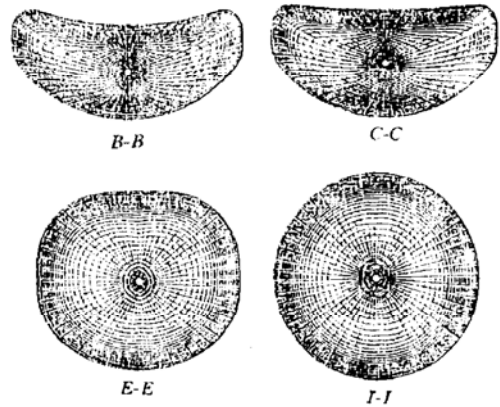


Fig. 2 Typical cross section mesh of S shape inlet

图3为进气道出口横截面二次流图谱,左右两图分别为速度矢量和流线。从图3可以看出:一般S弯流管出口截面对旋涡在短S形进气道中没有同时出现,分析原因可能是第一对内旋涡对在主流强烈冲击和第二对外旋涡对强挤压下,未扩展至出口截面就已消失,为了证明上述想法和验证程序的可靠性,我们重又利用该程序计算了另一较长(轴向长度1000mm)进气道在稍低来流流速($Ma=0.6$)下的流场,结果得到了清晰的两对旋涡(见图4),间接证明了程序的可靠性。

为与试验结果作可靠对比,使用该程序对前述长短两种S形进气道在 $Ma=0.6$, $Ma=0.7$ 两种状态下的流动进行了对比计算,得到了与试验值较为接近的进气道出口截面处总压恢复系数,见表1。这里需指出的是上述所有算例所用程序均采用同一湍流模型经验系

数，从计算结果看，所取经验系数粘性偏大，造成计算初的流场低速区偏厚，总压恢复系数趋小，若经过适当系数调整后，相信能获得更接近试验值的数值模拟流场。

注：本文引用进气道型面及数据均来自文献 [4, 5]。

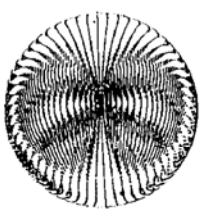


Fig. 3 Computed secondary flow typical cross section

(A# inlet, $Ma=0.7$, Left: velocity vector
Right: streamline)

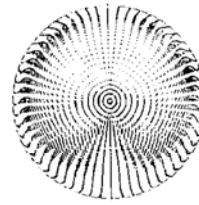


Fig. 4 Computed secondary flow in outlet cross section

(B# inlet, $Ma=0.6$, Left: velocity vector
Right: streamline)

Table 1 Experimental and computational total pressure recovery

	A		B	
	$Ma=0.6$	$Ma=0.7$	$Ma=0.6$	$Ma=0.7$
Experimental	0.965	0.965	0.982	0.982
Computational	0.921	0.919	0.952	0.949

参 考 文 献

- 1 马雪松. 亚音速 S 型进气道三维粘性内流场数值模拟: [学位论文]. 北京: 航天工业总公司 31 所, 1996.
- 2 Brandt A. Multi-level adaptive technique (MLAT) for fast numerical solution to boundary value problem Lecture Notes in Physics, 1973, 18: 82-89.
- 3 马汉东. 湍流 $k-\epsilon$ 模型方程的数值求解方法研究. 北京空气动力研究所技术报告, 1990.
- 4 李大进, 张宝生. 某型进气道型面设计报告. 航天工业总公司 31 所, 1995.
- 5 潘文予. 某型进气道模型风洞试验分析. 航天工业总公司 31 所, 1995.
- 6 Jameson A, Yoon S. Multigrid solution of the Euler equation using implicit schemes. AIAA Journal, 1986, 24 (11): 1737~1743.

可调几何腹部进气道 设计研究与思考*

杨国才

(成都飞机设计研究所, 成都, 610041)

摘要: 通过对 EF2000、F-16E 两个型号不同风格可调几何腹部进气道设计的分析, 着重总结了 F-16 多用途战斗机保形 III_B 进气道的成功设计经验, 发现其调板过程中喉道位置的较大前移, 加大了末激波的向前动程, 是大马赫数下进气道工作不稳定性增大的主因。

主题词: 腹部进气道, 性能分析, 述评, 歼击机

分类号: V235.113

THE INVESTIGATION ON THE DESIGN OF VENTRAL INLETS WITH VARIABLE-GEOMETRY

Yang Guocai

(Chengdu Aircraft Design and Research Inst., Chengdu, 610041)

Abstract: Based on the investigation on the design of the variable-geometry ventral inlets on the airplane EF2000 and F-16E, which are two different types of design, the successful and ripe design experiences of the proposed conformal III_B inlet configured on the F-16 multirole fighter are summarized and emphasised. It is found recently that with the forward movement of throat during the VGI diffuser ramp adjustment process, forward movement of the terminal shock is increased which is the main reason of the increasing instability of inlet operation at higher Mach number. It is desirable that the solving of instability problems in the similar variable-ramp inlets may be benefit from the analysis.

Subject terms: Ventral inlet, Performance analysis, Review, Fighter aircraft

1 引言

选择腹部进气布局, 是因为前机身(含边条)对进气道入口有遮蔽效应, 前机身的预压缩作用使进气道在大攻角下仍有好的性能。该布局入口处的气流较为均匀、稳定, 因而适于在 $Ma=0.8\sim 1.0$ 进行空战; 在机动飞行时, 可使发动机进口流场受外界干扰最小, 并可避免吸入机炮的烟雾。例如 F-16 腹部进气道, 在亚音速 30° 大攻角时, 未发现对压力恢复系数 σ 有不利影响, 有稳定工作到 40° 攻角的潜力; 而超音速下 σ 随攻角 α 的增大而增大。其 S 形管道可遮掩大部分发动机压气机, 使其雷达反射面积 RCS 及红外辐射特征都较小, 降低了推进系统的可探测性, 对飞机的隐身设计有利。

正由于以上的优点, 腹部进气道受到了世界各国飞机设计师的青睐, 在第三代、第四代