

二元矢量喷管流场的 N-S 方程计算

西北工业大学 封建湖*

【摘要】 对二元矢量喷管在不同工况下的流场进行了数值模拟。求解的控制方程为三维非定常 N-S 方程。空间方向用有限体积离散, 时间方向用 Runge-Kutta 法推进。粘性项的计算上采用了一种有限体积框架下新的离散化方法。湍流模型采用了广泛使用的 Baldwin-Lomax 代数模型。计算表明, 本文方法能准确地计算二元矢量喷管、非矢量喷管在设计与大设计落压比下的流场。

主题词: 喷管 矢量场 数值计算
分类号: O242.4

先进的军用飞机应具有良好的内特性、机动性和隐身能力, 以适应战斗技术的需要。近年来, 人们对非轴对称喷管、二元矢量喷管产生了极大的兴趣, 并大力开展这方面的研究^[1]。本文用三维 N-S 方程的 Runge-Kutta 有限体积法^[2]计算了二元矢量喷管不同工况下的粘流流场, 得出了一些有意义的结果。

1 控制方程、有限体积法及边界条件

本文采用积分形式的 N-S 方程:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} \rho d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho \vec{q} \cdot d\vec{S} = 0, \quad \int_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{q}) d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho \vec{q} (\vec{q} \cdot d\vec{S}) = \oint_{\partial\Omega} \vec{\tau} \cdot d\vec{S}$$
$$\int_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} e d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho e \vec{q} \cdot d\vec{S} = \oint_{\partial\Omega} \vec{\tau} \cdot \vec{q} d\vec{S} + \oint_{\partial\Omega} C \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{p}{\rho} \right) dS \quad (1)$$

$$p = (\gamma - 1) [e - (1/2) \rho \vec{q} \cdot \vec{q}], \quad [\eta] = - \{ p + (2/3) \mu \operatorname{div}(\vec{q}) \} [I] + 2\mu [\epsilon]$$

其中 $\partial\Omega$ 为控制体 Ω 的边界曲面, μ 和 C 采用下列公式计算:

$$\mu = \mu_l + \mu_t, \quad C = [\gamma/(\gamma - 1)] (\mu_l/P_{rl} + \mu_t/P_{rt})$$

式中 μ_l 、 μ_t 分别表示层流和湍流的粘性系数, P_{rl} 和 P_{rt} 分别表示层流与湍流的 Prandtl 数, μ_t 用 Sutherland 公式确定, μ_t 由 Baldwin-Lomax 模型确定。

将计算区域 Ω 剖分成许多小六面体单元, 在每个小六面体 $\Omega_{i,j,k}$ 上应用 (1) 式进行离散, 得

$$\frac{d}{dt} (V_{i,j,k} \vec{W}_{i,j,k}) + \vec{Q}_{i,j,k} = 0 \quad (2)$$

其中 $\vec{W}_{i,j,k}$ 代表守恒量 $\vec{W} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^T$ 在单元 $\Omega_{i,j,k}$ 中心的值, $V_{i,j,k}$ 为 $\Omega_{i,j,k}$ 的体积, $\vec{Q}_{i,j,k}$ 为数值通量, 按下式计算:

$$\vec{Q}_{i,j,k} = \sum_{l=1}^6 \vec{E}_l = \sum_{l=1}^6 (\vec{E}_{iw} + \vec{E}_{vis})_l$$

这里, $(\vec{E}_{iw} + \vec{E}_{vis})_l$ 表示六面体 $\Omega_{i,j,k}$ 的第 l 面 $\vec{S}_l$ 上无粘与粘性通量之和。 $(\vec{E}_{iw})_l$ 是由以 l 面为

公共面的相邻两单元中心处的有关量的算术平均而得, $(\vec{E}_{vis})_l$ 的计算见文献[3, 4]。

上述格式相当于中心差分格式, 当网格充分光滑时, 可以证明为二阶精度格式^[2]。本文采用文献[2]中的自适应耗散通量修正公式辅之于文献[5]中的改进技术, 对(2)式进行了修正, 以避免二阶中心差分格式的振荡。修正后的有限体积离散公式为

$$\frac{d}{dt}(V_{i,j,k}\vec{W}_{i,j,k}) + \vec{Q}_{i,j,k} - \vec{D}_{i,j,k} = 0 \quad (3)$$

式(3)是一组常微分方程, 可用 Runge-Kutta 法求解以增加 CFL 条件数^[2]。

在求解过程中, 也采用了一些加速收敛技巧, 如当地时间步长、隐式残量平均等。对于亚音速入口条件, 以来流气体的总温、总压和气流方向角作为喷管入口当地的总温、总压和方向角, 根据特征理论, 速度的大小放开, 由内场外推而得。对于超音速出口边界条件, 所有守恒量均由内场参数外推得到。在处理亚音速出口条件时, 本文根据喷管落压比给定出口反压 p_b , 利用等熵关系 $\rho_{Nx,j,k} = \rho_{Nx-1,j,k} (p_b/p_{Nx-1,j,k})^{1/\gamma}$ 确定 $\rho_{Nx,j,k}$ 后, 用外推得到 $(\rho\vec{q})_{Nx,j,k}$, 然后用状态方程求得 $e_{Nx,j,k}$ 。这里 Nx 表示轴向最后一个单元的编号。对于固壁, 有限体积法只用到壁面的压力 p_w 和应力 τ_w , p_w 可用 $\partial p / \partial n|_w = 0$ 而得, τ_w 采用修正的 Baldwin-Lomax 模型和壁面函数律修正结合而得, 详见文献[3]。

2 算例及结果分析

算例1取自文献[6, 7]中称之为 A2FS 图形的单侧延伸斜板二元喷管, 其几何图形见图1。所采用的网格为 $71 \times 61 \times 29$ 。本文对这种喷管进行了落压比 $NPR = 6.6, 4.0, 2.0$ 工况下的流场计算(图2、图3中○上壁面实验值, —上壁面计算值, □下壁面实验值, - - -下壁面计算值)。图2表示上侧斜板偏转 0° 时各工况下沿轴向的壁面压力分布与等 Mach 线图($NPR = 4.0$ 的图从略)。图3表示上侧斜板偏转 11° 时各工况的壁面压力与等 Mach 线图($NPR = 4.0$ 的图从略)。可以看出, 在 $NPR = 6.6$ 工况下, 气流在出口附近得到充分膨胀, 计算结果与实验数据^[6] 非常接近。 $NPR = 4.0$ 时, 总体来看, 计算结果是比较理想的, 只是在出口处二者稍有差异。在 $NPR = 2.0$ 工况下, 由于喷管上壁面产生大范围分离, 出现激波与附面层相互干扰这样复杂的流动现象, 此时计算值与实验值相差较大。引起这一差异的原因, 一是在中小落压比情形喷管出口的气流得不到充分膨胀, 出口处的流动比较复杂; 二是分离现象出现时, 附面层理论不再适用; 三是计算网格在出口区正交性很差, 回流区仍按出口条件处理, 导致数值不稳定。另外还有湍流模型的适用性等问题。文献[7]在出口回流区采用了入流边界条件的处理办法, 结果也不理想。

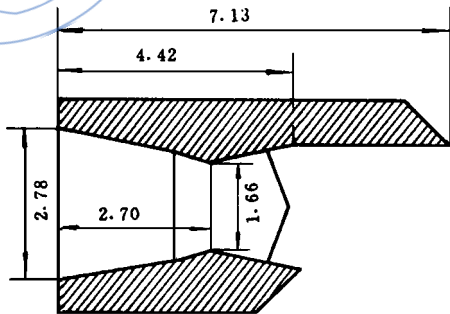
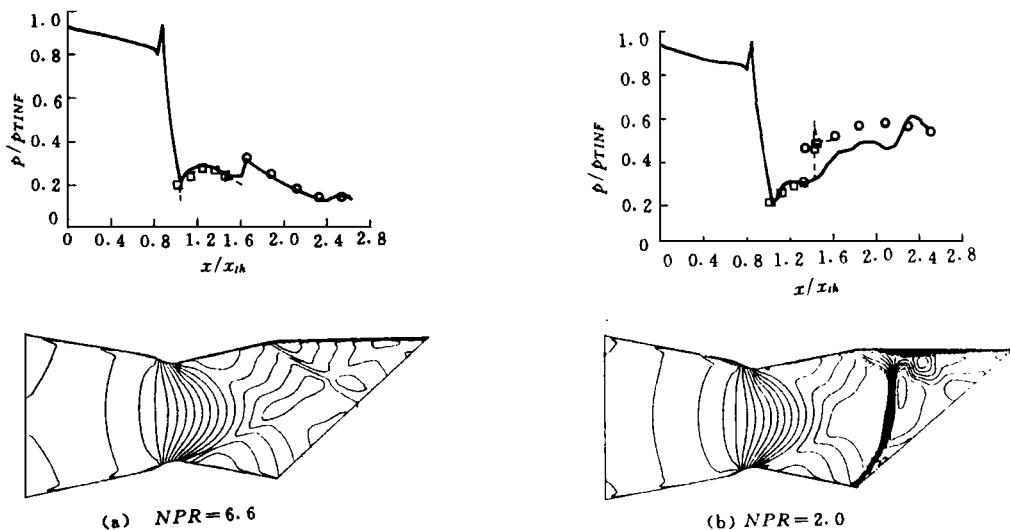


图1 A2FS 型单侧延伸斜板二元喷管($\alpha = 0^\circ$)

第2个算例是文献[8, 9]中称之为 A1V20 的矢量喷管流场计算。该喷管在厚度方向上对称, 仅算了一半。该喷管的计算网格数为 $49 \times 37 \times 29$ 。对这一算例计算了 $NPR = 5.0, 3.0$ 工况下的流场。图4表示在 $NPR = 5.0$ 时对称面($Z = 0$)上下壁面压力分布和等 Mach 线图。类似于算例1, 在此工况下喷管气流在出口处得到充分膨胀, 计算值与实验值^[8] 非常吻合。为进

图 2 俯仰角 $\alpha = 0$ 时计算的壁面压力分布与等 Mach 线

一步考察本算法的三维效应, 文献[3]给出了轴向 $x/x_{th} = 1.064, 1.489, 1.809$, Z 方向上下壁面的压力分布, 结果也非常满意。仔细考察喷管出口截面上的速度矢量图示^[3]发现, $NPR = 5.0$ 时的流动基本上是二维流动。

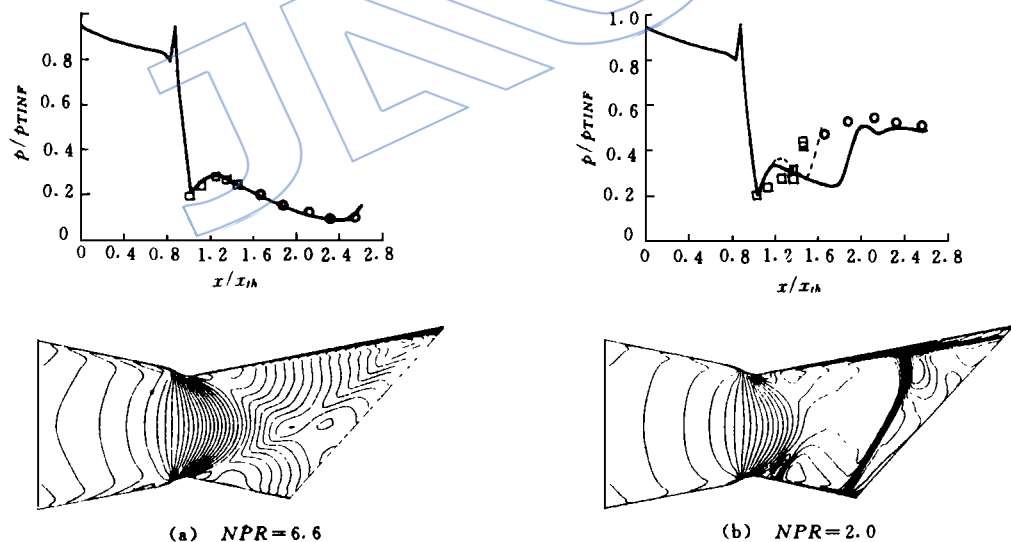
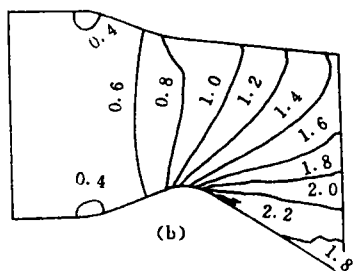
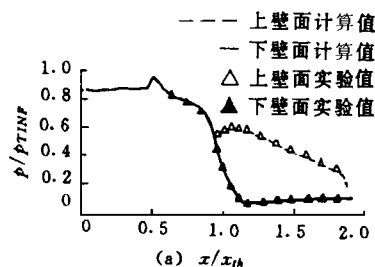
图 3 俯仰角 $\alpha = 11$ 时计算的壁面压力分布与等 Mach 线

图 5 给出了 $NPR = 3.0$ 时对称面上下壁面的压力分布与等 Mach 线图。由于此时下壁面出现严重分离, 类似于算例 1, 下壁面压力出现振荡。与文献[9]的结果对比表明, 两种结果的分离点相同, 大约在 $x/x_{th} = 1.14$ 处; 分离点以后一点, 文献[9]结果略优于本文结果, 但本文的结果与文献[10]中用有限元法计算的结果则非常相似。就两个落压比情况下的总体结果来



4 $NPR=5.0$ 对称面(a)上、下壁面压力分布
(b)等 Mach 线

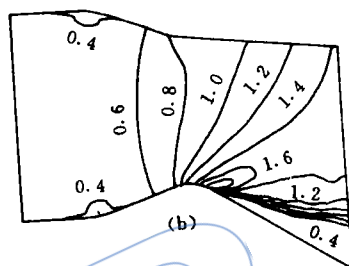
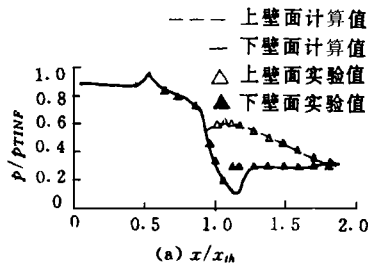


图5 $NPR=3.0$ 对称面(a)上、下壁面压力分布
(b)等 Mach 线

看, 本文的结果优于文献[9]的结果。

在大落压比情形, 计算结果非常合理可靠; 在中等落压比时, 计算结果也较理想; 但在小落压比时, 本文结果不够理想, 需作进一步改进研究。

参 考 文 献

- 1 姜正行等. 飞机内流空气动力学. 航空工业出版社, 1989
- 2 Jameson A, et al. Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes. AIAA-81-1259, 1981
- 3 封建湖. 三维进气道系统流场的数值模拟研究: [学位论文]. 西北工业大学博士学位论文, 1995
- 4 封建湖. Navier-Stokes 方程粘性项的有限体积离散法研究. 航空计算技术, 1995, (4)
- 5 Swanson R C, Turkel E. Artificial Dissipation and Central Difference Schemes for the Euler and Navier-Stokes Equations. AIAA-87-1107, 1987
- 6 Re R J, Leavitt L D. Static Internal Performance of a Thrust Vectoring and Reversing Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle with a Aft Flap. NASA-TP-2549, 1986.
- 7 Wilmonth R G, Leavitt L D. Navier-Stokes Predictions of Multifunction Nozzle Flows. SAE-871753, 1987
- 8 Re R J, Leavitt L D. Static Internal Performance Including Thrust Vectoring and Reversing of Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzles. NASA-TP-2253, 1984.
- 9 Kwon O K, Delaney R A. Navier-Stokes Solution Procedure for Analysis of Steady Two-Dimensional Transonic Nozzle Flows. AIAA-85-1597, 1985
- 10 尤迎玖. 二元矢量喷管流场的数值模拟: [学位论文]. 西北工业大学, 1994

depressed by the above measure. The results obtained from numerical simulation of one- dimensional and axisymmetric nozzle flows are presented.

Key Words Rocket engines Nozzle flow Numerical simulation

NAVIER– STOKES PREDICTIONS OF 2– D VECTORED NOZZLE FLOWS

Feng Jianhu

(*Dept. of Applied Mathematics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

In this paper, the viscous flows in the two- dimensional vectored and unvectored nozzles are numerically simulated by three- dimensional time- dependent Navier– Stokes equations in conservation forms. Finite volume discretization is used in spatial form and Runge– Kutta method in time marching direction. A new viscous terms' discretization in the frame- work of the finite volume method is used which has the advantages of less operation counts and full conservation. A modified Baldwin– Lomax algebraic turbulent model and wall function law are also adopted in the prediction. Comparison of numerical predictions with experiments shows that the Navier– Stokes code can accurately predict the flow fields in the vectored and unvectored nozzle where the flow is predominantly two- dimensional at the designed nozzle pressure ratios or above. Discrepancies between predictions and experiment are found at lower nozzle pressure ratios where separation typically occurs in a large portion of the nozzle.

Key Words Jet nozzles Vector fields Numerical computation

EFFECTS OF GEOMETRIC PARAMETERS OF SUBMERGED DELTA VORTEX GENERATOR ON VORTEX

Zhong Yicheng and Chen Xiao

(*2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016*)

ABSTRACT

The effects of the geometric variables of a submerged deltaic vortex generator on the parameters of the vortex have been experimentally studied and a type of half deltaic vortex generator has been developed. A small- size five- hole pressure probe was used to measure the velocity profiles at several transverse sections behind the vortex generators and according to the velocity profiles, the Gauss model of vortex core and quasi- Newton non- linear least square method were used to determine the parameters of single vortex such as vorticity, radius and height of the vortex core. The variation of these vortex parameters along the stream wise was analysed. In the experimental investigation the vortex parameters between the submerged deltaic vortex generator and the submerged concave vortex generator were also compared.

Key Words Swirler Velocity distribution Geometric parameters Vortex

EFFECTS OF AUTOMATICALLY POSITIONING BLADE ON FLOW CHARACTERISTICS IN AN S– SHAPED AIR INLET

Weng Peifen

(*2nd Dept. Shanghai University, Shanghai 200072*)

ABSTRACT

An automatically positioning blade with a NACA 0012- series profile was placed upstream near the throat of an S- shaped diffuser and experimented to investigate the characteristics of the flow behind it. The results show that two angular positions have been found where the blade experiences no resultant aerodynamic moment, i. e. 15° and