

跨音速喷管流场波系分布的数值仿真

西北工业大学 江兴宏* 浙江工业大学 陈福连 吴心平

【摘要】 应用分离系数矩阵方法对跨音速喷管流场进行数值仿真,同时计算喷管内马赫波分布。采用5151个网格点的计算结果清晰反映出喷管内膨胀波和压缩波的生成和反射。数值仿真与实验结果在宽广马赫数范围内吻合一致,并揭示了波系分区分布,反映出波系影响下跨音速喷管流场参数分布的规律性。

主题词: 跨音速喷管 数值模拟 膨胀波 压缩波

分类号: V435.23

1 控制方程和数值方法

跨音速喷管型面优化设计的理论基础之一,就是要利用和抑制内部波系,借助计算机对波系分布进行精确的数值仿真。为了获得内流场波系分布规律的详细图景,需要在计算区域稠密布置网格节点,往往导致全场收敛速度放慢,要花费很大机时和内存空间,特别是有激波存在时数值计算中容易发生数值振荡并导致发散,因此十分需要稳定高效而又节省内存的计算方法。本文在分离系数矩阵(SCM)方法^[1]基础上构造二阶精度的内点差分格式。对系数矩阵采用改造过的表达式一步分离以提高计算效率。计算无需引入人工粘性、调和系数这样的人工参数而收敛过程稳定。长期以来,大部分文献中对轴对称跨音速喷管流场只用到800~1500个网格点,本文的数值解使用了5151个网格点,耗用的内存资源不足620K,计算程序在普通微机上均可以顺利执行。

轴对称非守恒的拟线性欧拉方程,经贴体坐标变换后,计算平面上的控制方程如下^[2]:

$$(\partial U / \partial \xi) + \bar{A}(\partial U / \partial \xi) + \bar{B}(\partial U / \partial \eta) + H = 0 \quad (1)$$

控制方程采用SCM方法^[1]求解。分离系数矩阵后的控制方程型式如下:

$$(\partial U / \partial \xi) + A^+ (\partial U / \partial \xi^+) + A^- (\partial U / \partial \xi^-) + B^+ (\partial U / \partial \eta) + B^- (\partial U / \partial \eta) + H = 0 \quad (2)$$

计算 A^+ 、 A^- 的一步分离公式参看文献[3]。方程(2)离散求解时, $\partial U / \partial \xi^+$ 、 $\partial U / \partial \eta$ 采用后差格式, $\partial U / \partial \xi^-$ 、 $\partial U / \partial \eta$ 采用前差格式。参照Beam-Warming显式二步格式构造内点二步后差和前差分离格式,可以达到时间和空间二阶精度。与不采用矩阵分离的原格式相比,该格式的等价微分方程中自然含有四阶的粘性项,能使求解时更稳定^[3]。实际计算表明,尽管超音速区域出现有斜激波,差分格式中仍然不需要引入人工粘性项。与求解守恒型方程的矢通量分裂方法^[4]不同,SCM方法在分裂特征值时,无需引入调和系数来抑制驻点和音速线附近的参数振荡。

入口需要给出来流角度、总温、总压。壁面上速度的方向与壁面相切。轴线满足对称性条件。超音速出口边界参数按外推公式计算。入口和壁面另采用参考平面特征线法补足各自的

相容性方程。

2 计算结果与分析

计算对象选用具有实验结果的 JPL 标准喷管^[5]。收敛角 $\alpha = 45^\circ$; 扩张角 $\beta = 15^\circ$; 过渡圆弧与喉径之比 $R_c/R_t = 0.625$ 。计算在 101×51 网格上进行, 终止迭代的条件为前后两次迭代的马赫数相对差值下降超过 3 个数量级。通常对 5151 个网格点的一个算例, 针对不同的网格形状, 在 486 DX/33 微机上经 3~5 小时, 600~1000 时间步迭代即可得宽广马赫数范围内与实验结果完全一致的收敛解。图 1 绘出了计算获得的轴线和壁面马赫数, 并与实验值进行了比较。图 2 绘出了等马赫数曲线。

数值仿真工作揭示出几个重要的物理现象, 分述如下。

轴线和壁面上的马赫数分布曲线沿轴向反复相交。虽然是曲率连续的简单 JPL 喷管, 沿流动方向超音速段还存在着马赫数下降的区域, 流场内部产生了斜激波。

参看图 1, 在低马赫数区域, 轴线马赫数略高于壁面。在喉部附近, 壁面上的膨胀速度 dMa/dx 超过了轴线, 壁面马赫数也很快超越轴线马赫数。在越过喉部圆弧段后, 壁面附近的气体膨胀速度明显放慢, 而轴线附近的膨胀速度 dMa/dx 则受影响不大, 最终使轴线马赫数在 C 点再次超过壁面。但随着气体的继续膨胀, 轴线上马赫数发生突降, 又使壁面马赫数大于轴线。从马赫数下降的幅度看, E 点附近有斜激波。马赫数曲线的反复相交, 与膨胀波分布不均匀有关。反复相交这一特点恰与现象 (2) 互为映证。

超音速流场内参数分布被强烈扭曲, 这种扭曲反映了波系的分区分布规律。参看图 2, 首先会注意到轴线附近有两块等马赫数线封闭的区域, 其中 D 区是“峰”, F 区是“谷”。马赫数的突跃形成了“峰”和“谷”。轴线上的 D、F 区与图 1 中的 D、F 点对应的。D、F 点之间的距离在一定程度上表明了激波被抹平的宽度。依照超音速区域等马赫数曲线被扭曲后的形状, 整个超音速流域可以区分成图 2 所示的 3 块区域 I、II、III。同一区域内的等马赫数线则能够按照相对均匀的步调排列发展。首先考查膨胀波系分布。在过渡圆弧几何喉部的上游, 气流已达到和超过了音速 (见图 1)。气流沿喉部过渡圆弧母线的切线方向流动并连续向外折转, 发出连续的弱膨胀波, 从壁面上任意一点 (x_0, y_0) 发出的膨胀波, 可由马赫波特征线方程描述:

$$\begin{cases} (dy/dx)^+ = \lambda_+ = \tan(\theta + \alpha) & (\text{左伸马赫线}) \\ (dy/dx)^- = \lambda_- = \tan(\theta - \alpha) & (\text{右伸马赫线}) \\ y|_{x=x_0} = y_0 \end{cases} \quad (3)$$

(3) 式是一阶非线性常微分方程, 解出喷管流场后, 可以采用欧拉方法数值求解。由过渡圆弧发出的膨胀波计算结果绘于图 3。图 3 中 B 点是过渡圆弧与出口锥切点。图 3 膨胀波 AA_1 、 BB_1 等直接从过渡圆弧发出 (左伸马赫线), 定义为“主膨胀波”。同一圆周上发出的主膨胀波在轴线上相交后互相“穿透”后再射向壁面, 如 A_1A_2 、 B_1B_2 所示 (右伸马赫线), 定义为“穿透波”。 A_1A_2 、 B_1B_2 等达壁面后被反射, 折向轴线 (左伸马赫线), 因此定义为“反射波”。这 3 类膨胀波

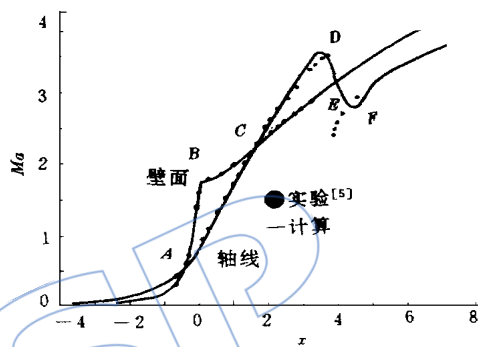


图 1 轴线和壁面马赫数

将整个超音速流域划分成 3 块区域, I 区分布有主膨胀波、穿透膨胀波; II 区分布有穿透膨胀波、反射膨胀波; III 区主要是反射膨胀波。由于各区膨胀波性质和密度不同, 因此超音速流域中各区气体膨胀速度和方向有差异, 等马赫数线走向和间距不一样, 沿法线方向膨胀速度 dMa/dn 不一致, 是马赫数线扭曲和相交的重要原因。求解(3)式后还可以发现, 在 II 区壁面靠近 B 点小区内发出的马赫波 $(dy/dx)^{\pm} = \lambda^{\pm} = \tan(\theta \pm \alpha)$ (右伸马赫线, 图 3 用虚线标出) 逐渐向 BB_1 、 BB_2 聚集, 这种弱压缩波的相交导致喷管内生成斜激波。从图 2 看, 斜激波存在于锥形回转体的表面, 在锥顶相交后互相穿透, 构成顶点相接的两个圆锥面。这与图 3 马赫波相交位置一致。

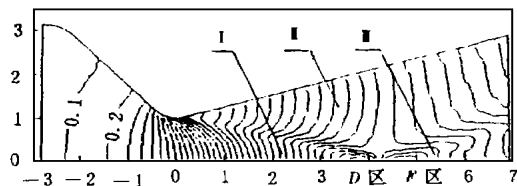


图 2 等马赫数曲线

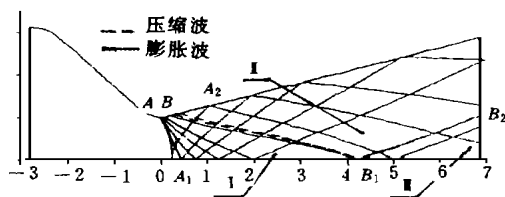


图 3 马赫波分布

波系分布对其它参数空间分布规律的影响。作为示例, 绘出了 5151 个网格点下获得的等密度线(从略), 它和图 2 的变化规律是完全一致的。

本文采用的喷管流场显式直接分离系数矩阵计算方法, 速度、精度和稳定性较好, 对内存消耗少。尽管在计算区域内布置了相对较多的网格节点, 在广泛使用的微机上能够完成计算任务。特别是摆脱了人工参数, 程序操作调试快速方便。数值仿真能够自动捕捉到流场内部的斜激波, 并且定位准确。计算结果直接输入绘图软件绘制成图, 清晰显示出波系的分布规律, 全场流动图景一目了然。从不同数目网格点的计算结果比较看, 合理地稠密布置网格节点对得到细致的喷管流动图景十分必要。从实验结果看, 对于斜激波强度的计算精度还有待继续提高。

参 考 文 献

- 1 Chakravarthy S R. The Split Coefficient Matrix Method for Hypersonic Systems of Gas Dynamic Equations. AIAA-80-0268
- 2 方丁酉. 两相流动力学. 国防科技大学出版社, 1988
- 3 江兴宏, 陈福连, 吴心平. 分离系数矩阵计算跨音速喷管流场方法改进. 固体火箭推进技术学术会议论文集, 中国宇航学会固体火箭推进专业委员会主办: 宜昌, 1993
- 4 Joseph L Steger, Warming R F. Flux Vector Splitting of Inviscid Gasdynamic Equations with Application to Finite Difference Methods. J. of Comp. Physics 40, 1981: 263- 293
- 5 Serra R A. Determination of Internal Gas Flows by a Transient Numerical Technique. AIAA J. 1972, 10(5)

(责任编辑 魏星禄)

MODIFICATION OF STATOR IN AN AXIAL FLOW COMPRESSOR— STAGE

Cao Renjing and Tao Deping

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

According to the detail analysis of the experimental results for the stator of an axial flow stage, the main factors of the stator losses have been found. The end treatment technique— hub swept technique, which can enhance the efficiency in stator hub under high blade loading, has been used in the modification. The redesigning scheme for the stator and its end treatment are presented, and the detailed through-flow calculation and blade profiling have been carried out. Optimization of stator parameters has been made in the modification. The results of the modification show that the end treatment technique and blade profiling help improve the efficiency in end-wall region.

Key words Axial flow compressors Stator blades Discharge current capability
Blade shape construction

NUMERICAL SIMULATION OF WAVES CONSTRUCTION IN TRANSONIC NOZZLE FLOW

Jiang Xinghong and Wu Xingping

(College of Aerospace, Northwestern polytechnic University, Xi'an 710072)

Chen Fulian

(Mechanical Engineering Dept., Zhejiang University of Technology, Hangzhou)

ABSTRACT

The Split—Coefficient Matrix (SCM) method is manipulated here for the numerical computation of Euler equations so as to simulate the two-dimensional axisymmetric transonic nozzle flow. The coefficient matrix is splitted directly by a set of simplified formula. A second-order accurate explicit scheme is constructed to compute inner grid points. The scheme is free of artificial viscosity and is economical in terms of computer memory. 5151 grid points are embedded into the nozzle flowfield and the computational results are in good agreement with experiments. Once the flow field is known, the Mach waves characteristic relations are numerically solved by Euler method. Based on the graphic output of the Mach number and Mach waves in nozzle, it is possible to demonstrate not only the formation and reflection of an oblique shock within a tested nozzle geometry but also its peculiar zonal distribution of expansion and compression waves. As a result excellent consistency between parameter distribution and waves construction is revealed.

Key words Transonic nozzles Numerical simulation Expansion waves Compression waves

NUMERICAL SIMULATION OF FLOW AND TEMPERATURE FIELDS IN DOUBLE CONVERGENT NOZZLES

Xia Chunlin and Liu Dezhang

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

ABSTRACT

A numerical simulation was employed to study the flow and temperature fields of hot exhaust gas mixing with cold air in exhaust ejector. In the calculation the algebraic stress model (ASM) with the effect of buoyancy forces as turbulence model was adopted. Four heat radiation flux model was taken as heat radiation model. Due to complicated geometry of the nozzles the boundary-fitted curvilinear coordinates were employed and curvilinear mesh was generated with the help of TTM method, then the blocks were put together under the given boundary conditions. A new general numerical method is developed on the basis of SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations), and a general software was compiled in the boundary-fit-