

不同矢量偏角下二元喷管内 流特性的数值研究

北京航空航天大学 杨弘炜** 李椿萱

【摘要】 应用多重网格 MacCormack 显式格式对不同矢量角下二元喷管的内部流动进行了模拟分析。计算时,在细网格上采用了雷诺平均 N-S 方程与 $k-\epsilon$ 湍流模型方程;在粗网格上则采用 Euler 方程。数值计算给出了较清晰的流谱,壁面压力分布的计算也与实验结果相吻合。通过计算结果分析了矢量喷管几何参数对流场的影响,并对矢量喷管的推力特性进行了数值研究。

主题词: 二元喷管 矢量推力 多重网格 N-S 方程

分类号: V231.3 O241.3

1 前言

采用矢量喷管可以加强飞机的机动性能和短距起落能力;而应用二元矢量喷管则可进一步地实现喷管和机身的一体化设计,从而降低飞机的超音速巡航阻力,以及提高飞机的隐身性能。当前国外对二元矢量推力喷管的研究主要依赖实验手段,并以取得所需的总体特性数据为主。机理研究,特别是应用数值模拟进行参数研究的工作进展不大^[1]。

本文通过已建立的显式多重网格算法^[2]对具有圆方过渡段、矢量偏角为 0-30 的二元喷管内部流动进行了三维雷诺平均 N-S 方程模拟。湍流计算采用了 $k-\epsilon$ 模型。为节约机时,以 MacCormack 显式格式作为计算的基本格式。根据多重网格算法的特点作了进一步的加速措施。通过对不同工况、不同矢量角下二元喷管内流流场及内特性的模拟计算,给出了一些有实用意义的结果。

2 数学模型及数值方法

本项工作以雷诺平均 N-S 方程为基本方程,湍流模拟采用 $k-\epsilon$ 模型方程^[3]。在一般曲线坐标系下,两组方程具有相同的无量纲守恒形式

$$\partial/\partial\alpha + \partial(C_e^k + C_v^k)/\partial\xi^k = H(Q); k = 1, 2, 3 \quad (1)$$

式中中场变量 Q 、无粘项 C_e 、粘性项 C_v 以及非齐次项 H 在两组方程中的具体形式参见文献[2]。

为了节约计算机时以利于参数研究的开展,统一采用了 MacCormack 显式格式作为多重网格的基本格式。通过引入 ADI 技术把多维问题简化为单维问题的迭代,单维形式的方程组(1)具有以下具体离散类比:

$$\delta Q = -\lambda_1(d_1 C^1 + d_2 C^2) + \lambda H \quad (2)$$

式中 $\delta d_i (i = 1, 2)$ 分别为时间推进与空间差分算子。它们被定义为

$$\delta Q = Q^{n+1} - Q^n, \text{d}C^1 = (1/2)(\text{d}\overline{C_i^{n+1}} + \text{d}C_i^{n+1}) \quad (3)$$

$$\text{d}C^2 = D[\epsilon^{(2)} \nabla \zeta \Delta \zeta Q_i - \epsilon^{(4)} (\nabla \zeta \Delta \zeta)^2 Q_i] \quad (4)$$

其它参数的定义见文献[2], 而强制项 $\hat{H}$ 则取前一迭代值。

在进行多重网格计算时, (2) - (4) 式给出了不同尺度的网格序列 $D_h, D_{2h}, \dots, d_{mh}$ 中最细网格的差分类比, 并记为

$$(\Delta Q)_h = L_h(C) = -\lambda_h(\text{d}C^1 + \text{d}C^2) + \lambda_h \hat{H} \quad (5)$$

则较粗网格 D_{2h} 上误差修正的差分类比具有以下形式:

$$(\Delta Q)_{2h} = L_{2h}[I_h^{2h}(\Delta)_h - I_h^{2h}L(C)] \quad (6)$$

式中, I_h^{2h} 为由细网格 D_h 向较粗网格 D_{2h} 过渡的转换算子。若需要进行更粗网格上更低频的误差修正, 可按(6)式类推。待完成误差修正后, 将修正值按 $(\delta Q)_h = I_h^{2h}(\Delta Q)_{2h}$ 关系式依次转换到原细网格 D_h 上, 从而求出该时间步长的解

$$Q^{n+1} = Q^n + (\delta Q)_h \quad (7)$$

由于最细与最粗网格 D_h 与 D_{mh} 上的网格点受到准则 $p = (q-2)2^{(m-1)} + 1$ 的制约, p 与 q 分别为 D_h 与 D_{mh} 的网格点数, 在计算中只取三重网格。同时, 为提高计算效率, 在误差修正步的两重网格 D_{2h} 与 D_{3h} 上采用了 Euler 方程组。

3 几何处理及内特性计算

二元矢量喷管一般由圆截面人口至矩形截面的过渡段和矩形截面可调矢量推力的主喷管(延伸)段组成。其几何处理、网格生成及计算时边界条件的处理直接影响参数研究的结果。

二元喷管几何处理与网格生成。所模拟的喷管采用了超椭圆过渡段, 主喷管段可被视为过渡段出口的延伸, 由主喷管段轴长、喉部截面积与喷管出口截面积之比确定。喷管内部流场的网格生成可以分为两步完成: 首先应用代数/数值混合网格生成法, 沿过渡段每一超椭圆截面, 通过求解 Poisson 方程生成二维网格后, 进行轴向代数迭加形成过渡段三维网格; 再以喉部截面为基准, 向主喷管两侧按指数形式划分截面后按比例将过渡段出口截面的网格分布递推至喷管出口截面, 形成主喷管段的网格。

喷管推力计算。若不考虑喷管泄漏、冷却等效应所带来的损失, 则定义推力系数为

$$C_{F_g} = F_g / F_i = \int m_p u_e' + p_e - p_a \text{d}A_e / F_i \quad (8)$$

式中 m_p 为喷管的实际质量流量, 下标 e 表示出口处的参数, p_a 为环境压力, F_i 为完全膨胀下的理想推力。

4 内部流动特性的数值模拟结果

应用了(2) - (8)式模拟了不同工况、不同矢量角下二元喷管内部流动的特性。所有的算例均起算自过渡段入口。计算工作在 FACOM-340S 计算机上完成。AIV10、AIV13 与 AIV20 矢量喷管流动的验证性模拟。首先对文献[4]中的 AIV10、AIV13 和 AIV20 三种矢量喷管进行了计算。其矢量角分别为 10、13 和 20°。其中 AIV10 和 AIV20 的出口与喉部截面积比 $A_e/A_t = 1.30$, AIV13 的面积比 $A_e/A_t = 1.16$ 。喉部半高 $H_{1/2}$ 皆为 2.51 cm, 喉部截面宽高比 (AR) 为 2.012。喷管的设计马赫数 $M_{ad} = 1.65$, 设计压比 DPR 为 4.65。算例的进口流场: 总压 $p_0 = 4.053 \times 10^5$ Pa, 总温 $T_0 = 300$ K, 流场雷诺数 $Re = 6.14 \times 10^5$ 。

计算以喉部半高为无量纲特征尺度, 并定位喉部截面中心为坐标系原点, ζ 轴与喷管轴线

重合。计算了 3 种矢量喷管上、下唇片(图中分别注以 a 线、 b 线)中线上的壁面压力分布计算结果与相应实验值^[4]的比较。可以看到,两者基本吻合(仅给出 AIV 13, $\alpha_0 = 13^\circ$)。其中上(内偏)唇片喉部附近压力出现明显的回升,进一步的流谱分析表明此处有一激波诱导的分离流动,而下(外偏)唇片上的分离流较弱。与零矢量角下不同扩张角二元喷管唇片上的压力分布^[4]相比,下唇片的压力分布具有相同的趋势。

不同矢量偏角下小加力工况二元矢量喷管内部流动的模拟。算例考虑了文献[5]所进行的小加力工况实验的状态。喷管面积比 $A_e/A_t = 1.27$, 喉部的面积 $A_t = 27.032 \text{ cm}^2$, 设计压比 DPR 为 4.41, 喉部截面宽高比 AR 为 1.27。对矢量角 $\alpha_0 = 10^\circ, 20^\circ$ 和 30° 时的流动进行了模拟, 入口条件选用了实验^[5]所给定的参数。

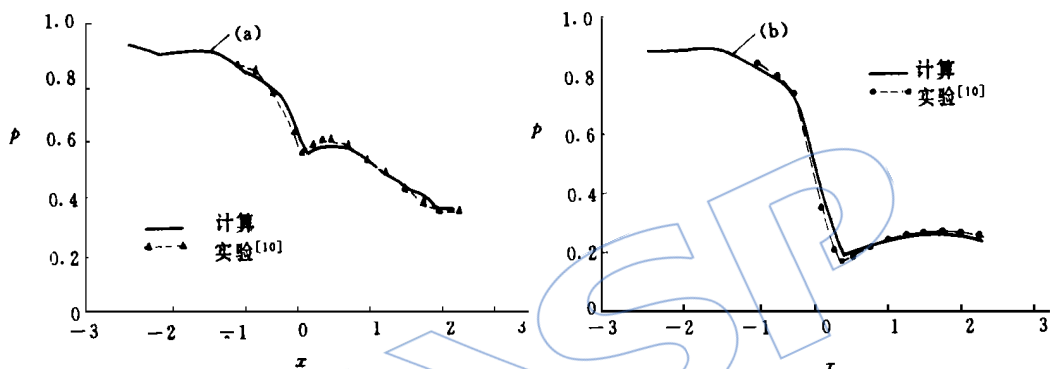


图 1 $\alpha_0 = 13^\circ$ 喷管壁面压力分布(AIV 13)

计算采用了三重网格迭代。图 2– 图 5 分别给出了 3 种矢量偏角下喷管中线对称面上的

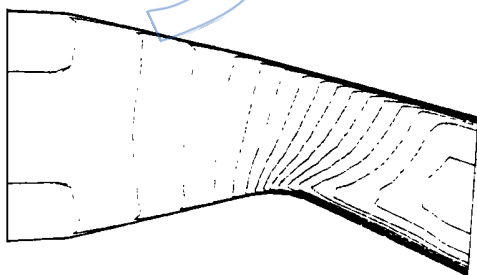


图 2 $\alpha_0 = 20^\circ$ 时喷管对称面等马赫线分布

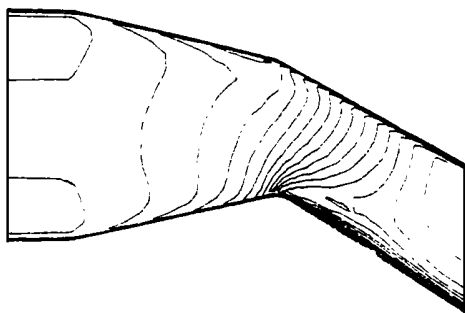
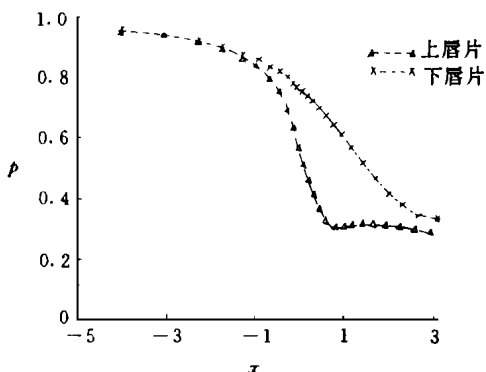
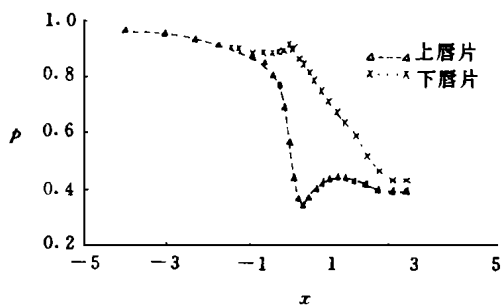


图 3 $\alpha_0 = 30^\circ$ 时喷管对称面等马赫线分布

等马赫线分布和上、下唇片上的压力分布。当 $\alpha_0 = 10^\circ$ 时,主喷管段内流动状态良好,无分离现象出现。当 $\alpha_0 = 20^\circ$ 时,喷管下唇片喉部附近出现了轻微的分流,喷管内流动仍能维持较好的品质。但在 $\alpha_0 = 30^\circ$ 时,下唇片喉部下游出现较大的分离,流动品质开始恶化。

计算得出的喷管推力系数与文献[5]的实验值基本一致。由 3 种矢量偏角下推力系数的比较。可以看到,在 $\alpha_0 = 10^\circ$ 和 $\alpha_0 = 20^\circ$ 时,喷管推力系数曲线基本重合,推力系数随压比的增加而

图 4 $\alpha_0 = 20^\circ$ 时喷管上、下唇片压力分布图 5 $\alpha_0 = 30^\circ$ 时喷管上、下唇片压力分布

增加(在压比计算范围内),表明在该二矢量偏角下喷管的静推力变化受矢量角的影响很小。当 $\alpha_0 = 30^\circ$ 时,推力系数曲线在压比 3.4 左右出现峰值;在设计压比下由于喷管内出现较大范围的分离流,其推力有显著的下降。

5 总结与讨论

(1) 与常规固定型面喷管相比,喷管形面的几何特性对二元矢量喷管流场品质的影响更大。模拟结果显示,外偏角对流场的影响与常规固定型面喷管相仿,但流场对内偏型面的几何性质相当敏感。由计算结果可以看到,由于 AIV10($\alpha_0 = 10^\circ$) 喷管喉部附近的型面设计不合适,导致内偏面上出现较严重的分离。比较两组算例结果表明,文献[5]的喷管型面要优于文献[4]的喷管型面。(2) 矢量偏角是另一个影响喷管内特性的主要参数。算例表明,当矢量角下偏 $10^\circ \sim 20^\circ$ 时,喷管内部流动仍能维持较好的品质。但随着偏角的增加,流场的品质迅速恶化,推力曲线迅速偏离,最大推力的压比相应下降(如图 8 所示)。因此,为了获取足够的矢量推力以保证给定飞行马赫数下飞机的机动性能,应通过有效途径保证在尽可能大的偏角范围内喷管内部流场的品质,如喷管唇部型面的优化设计、在喷管上设置加旋装置等。

参 考 文 献

- 1 Cal-Or B. Vectored Propulsion, Supermaneuverability and Robot Aircraft. Springer-Verlag, N. Y. 1990
- 2 杨弘伟,李椿萱. 模拟三维粘性流动的显式多重网格算法. 航空学报, 1994, 15(11), 1283-1290
- 3 Launder B E, Spalding D. B. The Numerical Computation of Turbulent Flow. Comp. Meth. Appl. Mech. Eng. 3, 269-289 1974
- 4 Re J J, Leavitt L D. Static Internal Performance Including Thrust Vectoring and Reversing of Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzles. NASA TP-2253, 1984
- 5 Cupone F J. Static Performance of Five Twin-Engine Nonaxisymmetric Nozzle with Vectoring and Reversing Capability. NASA TP-1224, 1978

(责任编辑 魏星禄)

flow on the stall flutter has been investigated experimentally. The results of experiments show that the small radial distortion of the inlet flow at blade tip can eliminate the stall flutter. This phenomenon is verified by computation with three-dimensional actuator disk method. The computed results conform with the experimental data.

Key words Axial-flow compressors Radial distortion Flutter

NUMERICAL SIMULATION OF INTERNAL FLOW IN 2- D NOZZLES WITH THRUST VECTORING

Yong Honwei and Chun- Hian Lee

(*5th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics 100083*)

ABSTRACT Numerical simulation of internal flow with thrust vectoring in two-dimensional convergent nozzles is described, which utilizes multigrid technique in conjunction with MacCormack's explicit scheme. In computations, the Reynolds averaged Navier-Stokes equations are adopted for the five grids with $K-\epsilon$ turbulence model; and on the other hand, Euler equations are solved on the coarse grids. Numerical results provide good resolution to the flow fields, and the computed pressure distributions are found in good agreement with the experimental data. The influences of geometric parameters upon the flow quality and thrust coefficient are also analyzed. It is demonstrated that the multigrid technique adopted here is reliable and suitable for parametric study.

Key words Jet nozzles Thrust vector control Numerical simulation

COMPUTATION OF 2- D TRANSONIC AND SUPERSONIC FLOW FIELDS USING TVD SCHEME AND FOUR- STAGE RUNGE- KUTTA TECHNIQUE

Wang Shangjin, Ni Mingjiu, Xi Guang

(*SER Research Center, Xi'an Jiaotong University 710049*)

ABSTRACT Harten's TVD scheme is extended to 2- D general curvilinear coordinates by local rotation matrix translation. A new fully explicit solving method based on Four- Stage Runge- Kutta technique is developed to predict 2- D supersonic and transonic flow field. Comparison between computation and experiment is presented for both supersonic and transonic flow. The numerical results show that this scheme is not only convenient to solve the supersonic flow, but also capable of predicting the transonic flow.

Key words Euler motion equation Supersonic flow Transonic flow

INVESTIGATION ON FLOW RESISTANCE AND HEAT TRANSFER IN COOLING PASSAGES OF GAS TURBINE BLADE

Gu Weizao, Tu Jianping, Liu Wenyan, Wang Zhifang

(*Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica 100080*)

Zhao Dongmei, Sheng Rongchang, Liu Xiaofeng, Ling Jinru

(*Nanhua Powerplant Research Institute*)

ABSTRACT An enlarged test blade of gas turbine has been investigated experimentally for flow resistance and heat transfer in its cooling passages. Air entered the radial cooling channel inside the leading part of the blade and contrary flowed downward into the passage between two plates while the air flow reached to the top. The bulk of the air stream