

DCR 进气分流与掺混流场的数值模拟

北京航空航天大学 马继华* 张帆 吴斌

【摘要】 采用矢通量分裂法求解 2D-Euler 方程组,对亚燃/超燃双重燃烧冲压发动机(DCR)进气分流流场及其双重燃烧的冷态掺混流场进行了数值模拟。计算结果给出了全流场清晰的激波结构,并提供了超燃室中两股高速气流掺混的物理图像。本文的数值结果对于亚燃/超燃双重燃烧室的点火燃烧研究提供了一些有用的信息。

主题词: 数值模拟 掺混 流场

分类号: O351.2 V235.21

解决超音速燃烧问题是高超音速飞行的重要技术关键,亚燃/超燃双重燃烧室的应用,则是解决这一关键技术的途径之一。美国 Johns Hopkins 大学的应用物理试验室致力于发展亚燃/超燃双重燃烧冲压发动机(DCR)^[1],DCR 解决了超音速燃烧中燃油雾化和掺混这个技术难题,使得采用碳氢燃料成为可能。

本文在文献[2,3]工作的基础上,进一步研究进气分流与超燃室中两股高速射流的掺混过程,通过数值实验模拟 DCR 真实的冷态流动特征,为组织超音速燃烧提供更多的流动信息。

1 基本控制方程组

不考虑外部加热、化学反应及重力影响,物理平面的二维守恒型可压流 Euler 方程组的向量形式:

$$\vec{U}_t + \vec{F}_x + \vec{G}_y = 0 \quad (1)$$

为了将流场复杂的物理边界变成具有直线正交网格的计算域,采用如下坐标变换: $\xi = \xi(x, y, t)$; $\eta = \eta(x, y, t)$; $\tau = t$ 。将方程组(1)进行无量纲化处理,然后经过坐标转换,用逆变速度 $\tilde{u} = \xi_t + u\xi_x + v\xi_y$, $\tilde{v} = \eta_t + u\eta_x + v\eta_y$ 。替代向量 $\vec{F}$ 和 $\vec{G}$ 中的物理速度 u 和 v ,最后获得在 $\xi-\eta-\tau$ 坐标系下的 Euler 方程组:

$$\vec{U}_{\tau} + \vec{F}_{\xi} + \vec{G}_{\eta} = 0 \quad (2)$$

式中 $\vec{U} = J\vec{U} = J \begin{bmatrix} p \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{bmatrix}$, $\vec{F} = J \begin{bmatrix} \rho \tilde{u} \\ \rho u \tilde{u} + p \xi_x \\ \rho u \tilde{v} + p \xi_y \\ (E + p) \tilde{u} - p \xi_t \end{bmatrix}$, $\vec{G} = J \begin{bmatrix} \rho \tilde{v} \\ \rho u \tilde{v} + p \eta_x \\ \rho v \tilde{v} + p \eta_y \\ (E + p) \tilde{v} - p \eta_t \end{bmatrix}$

式中 $E = \rho[(\gamma - 1)] + (1/2)\rho(u^2 + v^2)$, $J = x\xi_y\eta_x - x\eta_y\xi_x$ 。对式(2)中的矢通量 $\vec{F}$ 和 $\vec{G}$ 进行分裂,即得最终求解的矢通量分裂形式的 Euler 方程组:

$$\vec{U}\tau + \vec{F}_{\xi}^+ + \vec{F}_{\xi}^- + \vec{G}_{\eta}^+ + \vec{G}_{\eta}^- = 0 \quad (3)$$

2 边界条件和差分格式

进口边界: 来流 $u > a$, 根据特征相容条件应给定四个边界条件, 即 p 、 T 、 u 、 v 这四个参数由模拟的飞行条件 (Ma 和 H) 决定。

出口边界: 出口 $u > a$ 时, 所有参数全部线性插值外推。出口 $u < a$ 时, 给定反压 P_b , 其余参数线性插值外推。

物面边界: 物面各点应满足不穿透和相切条件, 设壁面为绝热边界, p 、 T 直接外推。

自由边界的气流参数全部由内点外推, 对称边界按物面边界处理是合理的。

用矢量分裂法对方程 (3) 进行差分求解, 在预估步和校正步中, 均采用空间一侧三点一阶差分格式, 具体格式为:

$$\text{预估步: } \vec{U}_{j,k}^{n+1} = \vec{U}_{j,k}^n - \frac{\Delta\tau}{\Delta\xi} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\xi} \vec{F}_{j,k}^{n+1} + \frac{1}{2} \Delta_{3\xi} \vec{F}_{j,k}^n \right) - \frac{\Delta\tau}{\Delta\eta} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\eta} \vec{G}_{j,k}^{n+1} + \frac{1}{2} \Delta_{3\eta} \vec{G}_{j,k}^n \right)$$

$$\text{校正步: } \vec{U}_{j,k}^{n+1} = \frac{1}{2} \left(\vec{U}_{j,k}^n - \frac{\Delta\tau}{\Delta\xi} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\xi} \vec{F}_{j,k}^{n+1} + \frac{1}{2} \Delta_{3\xi} \vec{F}_{j,k}^n \right) + \vec{U}_{j,k}^{n+1} \right. \\ \left. - \frac{\Delta\tau}{\Delta\eta} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\eta} \vec{G}_{j,k}^{n+1} + \frac{1}{2} \Delta_{3\eta} \vec{G}_{j,k}^n \right) \right)$$

式中: $\Delta_3 = -3f_i + 4f_{i+1} - f_{i+2}$ (为一阶三点前差)

$\nabla_3 = 3f_i - 4f_{i-1} + f_{i-2}$ (为一阶三点后差)

上述差分格式保留了矢通量分裂法固有的优点, 具有时间和空间二阶精度, 且有较强的激波捕获能力。

3 计算结果分析

计算模型系对美国 Johns Hopkins 大学的 DCR 原理方案简化而成 (见图 1 和图 2)。由于模型的对称型, 取对称轴的半个平面为

计算域, 网格总数为 245×37 , 全部采用等距网格。

计算模拟条件: $Ma_{\infty} = 5.0$,

$H = 12 \text{ km}$ 。

图 3、4 分别给出了算例的等 Ma 线和等压力线图, 由图可见: 进气道的锥激波及唇口内反射激波清晰可见, 内流道型面折转处亦有激波产生, 在亚燃室喉道附近, 内、外壁产生的激波相交及其在壁面的反射, 形成复杂的波系。外流道唇口角较小, 且型面变化平缓, 因此唇口激波较弱, 沿流道激波在壁面来回反射多次。

在超燃室进口处, 来自内、外流道的两股超音速气流相迁, 产生复杂的流动结构, 亚燃室喷

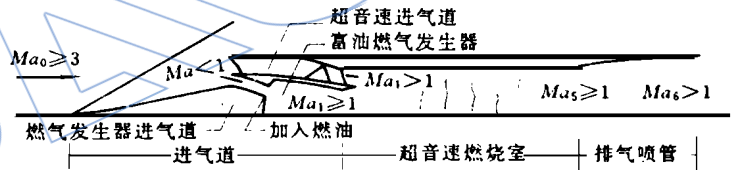


图1 DCR 工作过程图

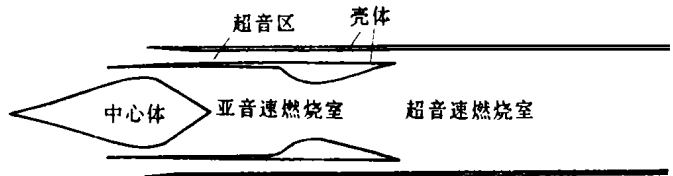


图2 DCR 简化模型



图 3 DCR 对称掺混模型等压力线

管尾缘处产生一道激波,同内流道的反射激波共同向超燃室壁面延伸,并在壁面产生一道较强的反射波打在对称轴线上。从图 4 可以看出,过该反射波后,在流场中存在一沿轴线方向伸展的等 Ma 线密集区,在这里速度梯度较大,表明内外流的速度并未掺混均匀。

图 4 DCR 对称掺混模型等 Ma 线

从等压力线图 5 可以看到,流场被激波系分割成大小不同的菱形区或三角区,气流过激波后颜色由深变浅,表明压力由低变高。在每个被分割的小区内,颜色又由浅逐渐变深,表明小区内气流是加速降压。如此反复多次直到在超燃室出口处激波消失,但流场压力尚未均匀。



图 5 DCR 对称掺混模型等压线

上述冷态计算结果表明:亚燃室内气流仍为超音速,通道内未出现正激波,这与燃烧时的工况颇不相同。超燃室进口处,两股超音速气流相迁,由于它们的速度和压力不同,在速度梯度和压力梯度作用下,两股气流进行动量和能量交换,形成强烈的掺混和复杂的波系结构。

结论 本文采用二阶精度的矢量通量分裂法,成功的计算了高 Ma 条件下的 DCR 进气分流流场和掺混流场,计算结果表明:流场内激波结构清晰,激波相互作用区内物理参数变化层次分明,形象的表示了掺混区的流场特征,计算所提供的物理信息,对于了解高速掺混流场和组织超音速燃烧有一定的参考价值。

参 考 文 献

- 1 Billig F S, Waltrup P T, Stockbridge R D. Integral Rocket Dual-Combustion Ramjets: A New Propulsion Concept. AIAA Journal Spacecraft and Rocket, 1980, 17: 416-425
- 2 马继华, 丁家喜. 亚燃、超燃双重燃烧进气分流数值模拟研究. 推进技术, 1991(3)
- 3 索建秦, 马继华, 金如山. 亚燃/超燃双重燃烧冷态掺混的数值模拟. 推进技术, 1993(5)

(责任编辑 杨再荣)

Boundary layer

RELATIONSHIP BETWEEN BLADE FLUTTER AND LEAKAGE VORTEX OF COMPRESSOR ROTOR

Li Kejian, Zhang Yangjun, Tao Deping

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

ABSTRACT

By using the Tip Vortex Method (TVM) and the Center Tip Vortex Method (CTVM) with the deforming disk method of flutter prediction respectively, the relationship between the tip leakage vortex and the blade aeroelastic stability has been studied. The results show that the tip leakage flow vortex has a great effect on the blade aeroelastic stability and large tip leakage vorticity may restrain blade flutter. The calculational results are consistent with the experimental data.

Key words Compressor Rotors Aeroelastic dynamics stability

OPTIMIZATION OF GEOMETRICAL PARAMETERS FOR A SUBSONIC AXIAL FLOW COMPRESSOR STAGE

Chen Lingen, Sun Fengrui, Peng Yiheng

(Naval Academy of Engineering, Wuhan 430033)

ABSTRACT

Design of a subsonic axial flow compressor stage has been formulated as a nonlinear multiobjective mathematical programming problem in which minimizing the aerodynamic losses and the weight of the stage, and maximizing the compressor stage stall margin are selected as the objectives. Aerodynamical and mechanical constraints are considered in the problem formulation. A model for estimating the performance of the compressor stage is also presented. Three objective functions, eight design variables and forty-six constraint conditions are involved in the optimization. A numerical optimization is given for a subsonic axial compressor stage with maximum efficiency, minimum weight, maximum stall margin, in which weighted optimum relationship between efficiency, weight and stall margin has been obtained.

Key words Subsonic flow Axial compressor stages Optimum design

NUMERICAL SIMULATION FOR MIXING FIELD OF TWO INCOMING STREAMS IN A DCR

Ma Jihua, Zhang Fan, Wu Bin

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

ABSTRACT

The flux vector splitting method is adopted to solve the 2-D Euler equations and a numerical simulation is conducted for the division-flow inlet of Dual Combustor Ramjet (DCR) as well as the cold-mixing flow field of both flows from a dump combustor and from a supersonic inlet. The computational results provide a clear shock construction of the whole flow field and physical pictures of the two mixing high-speed streams in the supersonic combustor. The numerical results of the research can be available for reference to the ignition and combustion of the DCR.

Key words Numerical simulation Mixing Flow fields