

非对称型 DCR 进气分流流场 数值分析*

马继华 吴斌 胡晓煜

(北京航空航天大学热动力研究所, 北京, 100083)

摘 要: 采用矢通量分裂法对非对称型二维 DCR 进气分流流场进行了数值模拟, 通过求解 N-S 方程组, 获得了全场清晰的物理图象, 文中对计算结果进行了分析讨论。

主题词: 亚音速燃烧, 超音速燃烧, 冲压喷气发动机, 流动分布, 数值模拟

分类号: V235.2, V231.3

A NUMERICAL ANALYSIS OF A NONSYMMETRIC DCR DIVISION-FLOW INLET FIELD

Ma Jihua Wu Bin Hu Xiaoyu

(Inst. of Thermo-Power Engineering, Beijing Univ. of
Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Abstract: A nonsymmetric 2-D Dual Combustor Ramjet (DCR) division-flow inlet field is simulated numerically with flux vector splitting method. By solving N-S equations a clear physical image of the whole field is obtained. The computation results are also analyzed and discussed.

Subject terms: Subsonic combustion, Supersonic combustion, Ramjet engine, Flow distribution, Numerical simulation

1 引 言

超音速燃烧使高超音速飞行采用吸气式动力装置成为可能, 亚燃/超燃双燃烧室冲压发动机 (Dual Combustor Ramjet 简称 DCR) 则有效地解决了超燃冲压发动机中液体碳氢燃烧不易着火的问题, 因此 DCR 的研究在国外受到高度重视, 美国海军近十多年来一直致力于发展这种具有巨大潜力的动力装置^[1], 图 1 与图 2 中列出了两种在研的 DCR 构形图^[2]。本文对具有广泛应用前景的非对称型 DCR^[3] 进气分流流场进行数值分析, 为分流进气道的设计和组织亚燃室的点火和稳定燃烧提供流场的物理信息。

* 本文 1994 年 8 月 7 日收到, 本课题系国家自然科学基金资助项目

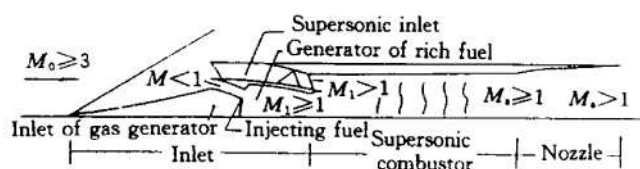


Fig. 1 Schematic of axisymmetric DCR

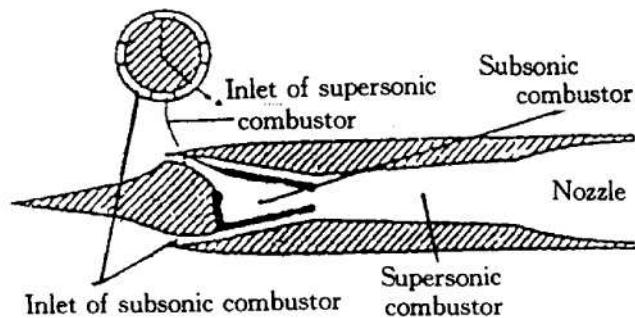


Fig. 2 Schematic of nonsymmetric DCR

2 控制方程

在直角坐标系下, 当忽略彻体力、化学反应和外热源时, 守恒型的二维可压 N-S 方程组为:

$$\bar{U}_t + \bar{F}_x + \bar{G}_y = \bar{R}_x + \bar{S}_y \quad (1)$$

则

$$\bar{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{bmatrix} \quad \bar{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (E + p)u \end{bmatrix} \quad \bar{G} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (E + p)v \end{bmatrix}$$

$$\bar{R} = \begin{bmatrix} 0 \\ 2\mu u_x + \lambda(u_x + v_y) \\ \mu(u_y + v_x) \\ kT_x + [2\mu u_x + \lambda(u_x + v_y)] + \mu(u_y + v_x)v \end{bmatrix}$$

$$\bar{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(u_y + v_x) \\ 2\mu v_y + \lambda(u_x + v_y) \\ kT_y + \mu(u_y + v_x)u + [2\mu v_y + \lambda(u_x + v_y)]v \end{bmatrix}$$

式中 $\bar{U}$ 为矢恒量, $\bar{F}$, $\bar{G}$ 为矢通量, $\bar{R}$, $\bar{S}$ 为黏性通量, μ 为动力黏性系数, k 为热传导系数, λ 是由体积膨胀引起的第二黏性系数。

方程组封闭的补充方程有:

$$\text{能量方程} \quad E = \frac{p}{r-1} + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2) \quad (2)$$

$$\text{状态方程} \quad p = \rho RT \quad (3)$$

$$\text{根据 Stokes 假说} \quad \lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad (4)$$

由 Sutherland 公式
$$\mu = \frac{C_1 + T^{\frac{3}{2}}}{T + C_2} \quad (5)$$

其中 $C_1 = 1.458 \times 10^{-6} \text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s} \cdot \sqrt{\text{K}})$ $C_2 = 110.4 \text{K}$

热传导系数
$$K = \frac{\hat{C}_p \cdot \mu}{P_r} \quad (6)$$

层流时取普朗特数 $P_r = 0.72$

$C_p = 1005 \text{m}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{K})$

计算平面的 N-S 方程组

取新坐标系
$$\begin{cases} \xi = \xi(x, y, t) \\ \eta = \eta(x, y, t) \\ \tau = \tau(x, y, t) = t \end{cases}$$

对方程组 (1) 施行坐标转换和无量纲化处理, 在新坐标系 $\xi-\eta-\tau$ 下的二维可压 N-S 方程组为:

$$\hat{U}_\tau + \hat{F}_\xi + \hat{G}_\eta = \frac{1}{Re} (\hat{R}_\xi + \hat{S}_\eta) \quad (7)$$

式中

$$\begin{aligned} \hat{U} &= J \hat{U} = J \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{bmatrix} & \hat{F} &= J \begin{bmatrix} \rho \bar{u} \\ \rho u \bar{u} + p \xi_x \\ \rho v \bar{u} + p \xi_y \\ (E + p) \bar{u} - p \xi_t \end{bmatrix} \\ \hat{G} &= J \begin{bmatrix} \rho \bar{v} \\ \rho u \bar{v} + p \eta_x \\ \rho v \bar{v} + p \eta_y \\ (E + p) \bar{v} - p \eta_t \end{bmatrix} & \hat{R} &= J \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \xi_x + \tau_{xy} \xi_y \\ \tau_{yx} \xi_x + \tau_{yy} \xi_y \\ R_4 \xi_x + S_4 \xi_y \end{bmatrix} & \hat{S} &= J \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \eta_x + \tau_{xy} \eta_y \\ \tau_{yx} \eta_x + \tau_{yy} \eta_y \\ R_4 \eta_x + S_4 \eta_y \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$J = x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi$$

式中逆变速度

$$\bar{u} = \xi_t + u \xi_x + v \xi_y$$

$$\bar{v} = \eta_t + u \eta_x + v \eta_y$$

对方程组 (7) 中的矢通量 $\hat{F}$ 和 $\hat{G}$ 进行分裂, 即得最终求解的矢通量分裂后的 N-S 方程组

$$\hat{U}_\tau + \hat{F}_\xi^+ + \hat{F}_\xi^- + \hat{G}_\eta^+ + \hat{G}_\eta^- = \frac{1}{Re} (\hat{R}_\xi + \hat{S}_\eta) \quad (8)$$

3 差分格式及边界条件

求解方程组 (8) 采用的差分格式。

预估步:

$$\begin{aligned}\hat{O}_{j,k}^{n+1} = & \hat{O}_{j,k}^n - \frac{\Delta\tau}{\Delta\xi} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\xi} \hat{F}_{j,k}^{+n} + \frac{1}{2} \Delta_{3\xi} \hat{F}_{j,k}^{-n} - \frac{1}{Re} \nabla_{\xi} \hat{R}_{j,k}^n \right) \\ & - \frac{\Delta\tau}{\Delta\eta} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\eta} \hat{G}_{j,k}^{+n} + \frac{1}{2} \Delta_{3\eta} \hat{G}_{j,k}^{-n} - \frac{1}{Re} \nabla_{\eta} \hat{S}_{j,k}^n \right)\end{aligned}$$

校正步:

$$\begin{aligned}\hat{O}_{j,k}^{n+1} = & \frac{1}{2} \left[\hat{O}_{j,k}^n - \frac{\Delta\tau}{\Delta\xi} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\xi} \hat{F}_{j,k}^{+n+1} + \frac{1}{2} \Delta_{3\xi} \hat{F}_{j,k}^{-n+1} - \frac{1}{Re} \nabla_{\xi} \hat{R}_{j,k}^{n+1} \right) \right. \\ & \left. + \hat{O}_{j,k}^{n+1} - \frac{\Delta\tau}{\Delta\eta} \left(\frac{1}{2} \nabla_{3\eta} \hat{G}_{j,k}^{+n+1} + \frac{1}{2} \Delta_{3\eta} \hat{G}_{j,k}^{-n+1} - \frac{1}{Re} \nabla_{\eta} \hat{S}_{j,k}^{n+1} \right) \right] \quad (9)\end{aligned}$$

其中 $\nabla = f_i - f_{i-1}$, 为一阶二点后差。

$\Delta_3 = -3f_i + 4f_{i+1} - f_{i+2}$, 为一阶三点前差。

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

当地时间步为:

$$\begin{aligned}\Delta\tau_{\xi} = & \frac{\Delta\xi}{\bar{u} + a\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2} + \frac{1}{\rho Re} \left(\frac{\bar{\mu}}{p_j} \frac{2r}{\Delta\xi} + \sqrt{\frac{2}{3}} \frac{\bar{\mu}}{\Delta\eta} \right)} \\ \Delta\tau_{\eta} = & \frac{\Delta\eta}{\bar{v} + a\sqrt{\eta_x^2 + \eta_y^2} + \frac{1}{\rho Re} \left(\frac{\bar{\mu}}{Pr} \frac{2r}{\Delta\eta} + \sqrt{\frac{2}{3}} \frac{\bar{\mu}}{\Delta\xi} \right)} \\ \Delta\tau = & C \cdot \min(\Delta\tau_{\xi}, \Delta\tau_{\eta})\end{aligned}$$

C 为克朗数。

定常推进求解的边界条件:

进口边界: 来流 $u > a$, 根据特征相容条件应给定 p, T, u, v 四个边界条件, 全部由远前方来流条件 (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。 $u < a$ 时给定出口反压, 其余三个条件线性插值外推。

物面边界: 考虑黏性影响, u 和 v 均等于零, 其余条件外推。

自由边界: 给定边界压力等于远前方压力, 其余三个条件采用一阶插值外推。

4 网格生成

采用沿径向生成不等间距指数网格, 边界层内大约有 5~6 条网格线, 沿轴向取等间距网

格。

4.1 亚音通道

$$\xi = \xi(x) = x$$

$$\eta = \eta(y) = \begin{cases} \frac{\left(y_s + (y_m - y_s) \frac{e^{y-y_s} - 1}{e^{y_m-y_s} - 1} - y_s \right)_{sb}}{(y_p - y_s)_{sb}} & y_s \leq y \leq y_m \\ \frac{\left(y_p + (y_p - y_m) \frac{e^{y-y_p} - 1}{e^{y_m-y_p} - 1} - y_p \right)_{sb}}{(y_p - y_s)_{sb}} & y_m \leq y \leq y_p \end{cases}$$

4.2 超音通道

$$\xi = \xi(x) = x$$

$$\eta = \eta(y) = \begin{cases} 1 + \frac{\left(y_s + (y_m - y_s) \cdot \frac{e^{y-y_s} - 1}{e^{y_m-y_s} - 1} - y_s \right)_{sp}}{(y_p - y_s)_{sp}} & y_s \leq y \leq y_m \\ 1 + \frac{\left(y_p + (y_p - y_m) \cdot \frac{e^{y-y_p} - 1}{e^{y_m-y_p} - 1} - y_p \right)_{sp}}{(y_p - y_s)_{sp}} & y_m \leq y \leq y_p \end{cases}$$

sb/sp 分别代表亚音/超音通道。s、p、m 分别表示通道下边界、上边界和中心线。

5 计算结果分析

计算模型为非对称楔形分流进气道, 进气道封口马赫数 $Ma=4.0$, 上通道设计成一斜一反两波系, 引导来流进入超燃室, 楔角 $\delta_1=14.5^\circ$, $\delta_{\bar{r}}=20.5^\circ$ 。下通道设计成两斜一反一正波系, 引导来流进入亚燃室, 楔角 $\delta_1=14.5^\circ$, $\delta_2=16^\circ$, $\delta_{\bar{r}}=20.5^\circ$, 网格点取为 $83 \times (21 + 21)$, 图 3 示出了求解模型的物理网格。

计算模拟飞行条件: $Ma_\infty=4.0$, $H=12\text{km}$; 对应的大气条件: $p_\infty=19396\text{Pa}$, $T_\infty=216.7\text{K}$, $\rho_\infty=0.3119\text{kg/m}^3$, $a_\infty=295.1\text{m/s}$ 。

图 4~6 给出了进气分流流场的等压线、等 Ma 线和速度矢量图, 由图 4 等压力线分布可以清楚的看出, 上下楔面上产生的斜激波同设计要求相符, 但斜波未封口, 下楔面双斜波在唇口前相交, 喉道附近流道内出现等压线密集区, 未见到外壁面的反射波。

图 5 给出的等 Ma 线沿流向延伸, 第一道斜激波比较清晰, 斜激波亦未封口, 第二道斜激波不如等压线分布的清楚, 等 Ma 线在壁面附近比较密集, 对应的速度梯度大, 存在几处壁面没有等 Ma 线的区域, 表明气流在这里出现分离回流。

图 6 的速度矢量分布更直观地给出了流场的物理图画, 由速度矢量分布可以看出以下流场特征:

(1) 唇口前速度矢量密集并指向唇口外, 说明斜激波后出现溢流, 与等压线和等 Ma 线给出的结果一致。

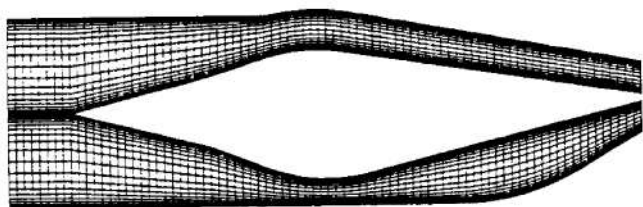


Fig. 3 Physical grids of nonsymmetric
2-D division-flow inlet

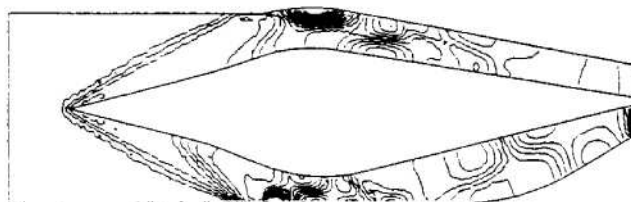


Fig. 4 Pressure contours



Fig. 5 Mach number contours



Fig. 6 Velocity vectors

(2) 上流道喉道附近楔面处出现局部分离回流, 气流方向折向外壁, 有效通过能力缩小, 喉道出现堵塞。下楔面在第二楔角处出现局部分离区, 使部分气流溢出唇口外, 喉道之后在楔面和外壁折转处均出现局部分离回流区, 使流动图画十分复杂。

(3) 在内外壁面附近由于附面层和局部分离回流区的存在, 速矢梯度大, 喉道之后上流道流动比较均匀, 下流道由于内外壁面均存在分离区, 气流方向开始向外, 然后转向内壁, 在出口比较均匀。

6 结 论

用矢量通量分裂法求解 N-S 方程组, 对非对称型 DCR 进气分流流场进行数值模拟的计算结果表明: N-S 解能捕获到楔面上的激波系, 下楔面两激波在唇口处相交。速矢分布图清晰地显示出唇口之外有溢流以及喉道附近和下流道内外壁面出现回流区。本方法计算的附面层偏厚, 造成喉道堵塞, 未能捕获到唇口壁面反射波, N-S 方程计算结果与按一元设计的波系结构不尽一致, 说明方法有待进一步完善。

参 考 文 献

- [1] Stockbridge R D, Schetz J A, Waltrup P J, et al. Combustor/Inlet Interactions and Modeling of Hypersonic Dual Combustor Ramjet Engines. AD-A162 111, 1984
- [2] Waltrup P J. Liquid-Fueled Supersonic Combustion Ramjet: A Research Perspective. AIAA-86-0158
- [3] Hsia Y C, Gross B, Ortwerth J P. Inviscid Analysis of a Dual Mode Scramjet Inlet. AIAA-89-2681