

发动机加力燃烧室湍流流场数值计算*

叶桃红 过明道 陈义良 章 诚

(中国科学技术大学热科学和能源工程系, 合肥, 230026)

摘 要: 采用非正交曲线坐标系下非交错网格的 SIMPLE 方法, 对航空发动机加力燃烧室气相燃烧的湍流流场进行了数值计算, 湍流模型采用 $k-\epsilon$ 双方程模型, 平均化学反应速率采用涡旋破碎模型 (EBU) 计算, 对 EBU 模型的缺陷作了讨论。差分网格采用分区方法生成, 计算时对整个流场进行分区迭代直至得到收敛结果, 数值计算结果合理。

主题词: 航空发动机, 加力燃烧室, 湍流燃烧, 流动分布, 数值计算

分类号: V231.21

NUMERICAL COMPUTATION ON TURBULENT REACTING FLOW IN AEROENGINE AFTERBURNER

Ye Taohong Guo Mingdao Chen Yiliang Zhang Cheng

(Dept. of Thermal Science and Energy Engineering, China Univ.
of Science and Technology, Hefei, 230026)

Abstract: The turbulent reacting flow in an afterburner with stabilizers was calculated using the SIMPLE method under curvilinear coordinate with zonal grid. The turbulence model was $k-\epsilon$ model and the average chemical reacting rate was calculated using the EBU model. Computation was conducted on all zones until the iteration was arrived. The turbulent reacting flow in an aircraft afterburner with three V-stabilizers was computed and the results were reasonable.

Subject terms: Aircraft engine, Afterburner, Turbulence combustion, Flow distribution, Numerical calculation

1 引 言

在航空发动机加力燃烧室中, 由于有了火焰稳定器和中心锥, 使得流场的几何结构变得十分复杂。以前对此类流场的数值计算主要采用笛卡尔坐标系, 对曲线型的固壁边界作台阶近似处理, 这不符合实际的物理情况, 给数值计算带来相当大的误差。Rai^[1]提出了通量守恒的分区计算方法, 为用曲线坐标系计算复杂的多通道流场提供了可行的方法; Lee^[2,3]用此方法计算了含有两个稳定器的相对简单的冷态和气相燃烧的流场, 取得了较好的结果。作者曾用分区方法对通道中含有两个稳定器冷态湍流流场和加力燃烧室无化学反应的流场进行了数值计算^[4,5], 用三个区对流场进行差分网格划分, 采用 Spalding 提出的涡旋破碎燃烧模型 (EBU)^[6], 对管道中含有钝体的火焰稳定器的预混燃烧数值计算取得了一定的成功。Ravichandran, Lee Bai 等也采用 EBU 模型数值计算带稳定器的燃烧问题^[3,7,8], 取得了较好的

* 收稿日期: 1998-02-28, 收回日期: 1998-08-28, 本课题系中国科学技术大学青年基金资助项目

结果。本文用通量守恒的分区计算方法对实际航空发动机加力燃烧室气相燃烧流场进行了数值计算,用 $k-\epsilon$ 双方程模型和涡旋破碎模型 (EBU) 对湍流和燃烧进行模拟,对 EBU 化学反应的模型进行了讨论,结果表明本文的计算程序能够较好地计算加力燃烧室的燃烧及流场。

2 理论分析

2.1 控制方程及其离散

文献 [4] 已表述,二维稳态气相燃烧问题的控制方程转换到任意曲线坐标系 (ξ, η) 下,积分后得离散方程。差分格式采用混合格式^[9],整理后得到离散方程的形式为:

$$A_p \phi_p = A_E \phi_E + A_W \phi_W + A_N \phi_N + A_S \phi_S + b \quad (1)$$

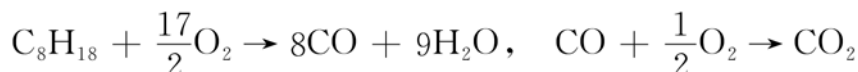
压力修正方程形式同式 (1),源项为下式:

$$b_p = - [(\rho U^*)_e - (\rho U^*)_w + (\rho V^*)_n - (\rho V^*)_s] \quad (2)$$

式中上标 * 表示上一轮迭代的值。由于采用非交错网格,压力和速度的耦合采用文献 [10] 的方法处理。

2.2 湍流和化学反应模型

湍流模型采用 $k-\epsilon$ 双方程模型。化学反应假定为双步反应模型:



设 C_8H_{18} 的生成速率为 R_1 , CO 的生成速率为 R_2 , 则:

$$\overline{w_{\text{C}_8\text{H}_{18}}} = -R_1, \quad \overline{w_{\text{O}_2}} = -\frac{272}{114}R_1 - \frac{4}{7}R_2, \quad \overline{w_{\text{CO}}} = -R_2 + \frac{112}{57}R_1$$

$$R_1 = -\min(R_{\text{fAR1}}, A_1 \rho \min(\overline{Y_{\text{C}_8\text{H}_{18}}}, \frac{114}{272} \overline{Y_{\text{O}_2}}) \frac{\epsilon}{k} \quad (3)$$

$$R_2 = -\min(R_{\text{fAR2}}, A_2 \rho \min(\overline{Y_{\text{CO}}}, \frac{7}{4} \overline{Y_{\text{O}_2}}) \frac{\epsilon}{k} \quad (4)$$

$R_{\text{fAR1}}, R_{\text{fAR2}}$ 为用 Arrhenius 公式计算的化学反应速率,详见文献 [11]。涡旋破碎模型中的系数 $A_1 = A_2 = 4.0$

2.3 边界条件

进口条件为:速度按均匀给定,湍动能和耗散率按下面的经验公式给出:

$$k_{\text{in}} = (u_{\text{in}}^2 + v_{\text{in}}^2)/200, \quad \epsilon_{\text{in}} = C_\mu k_{\text{in}}^{\frac{3}{2}}/(0.03L)$$

L 为特征长度, $C_\mu = 0.09$, 下标 in 代表进口截面。进口的组份为: $\text{O}_2, \text{N}_2, \text{CO}_2, \text{H}_2\text{O}$, 其质量分数沿截面分布均匀,温度、焓和压力均匀分布,固壁假定绝热并不考虑辐射效应。计算区域的出口离稳定器很远,假定出口截面上变量沿流线的梯度为零,固壁处采用壁面函数法。由于加力燃烧室的燃料是通过喷嘴喷入燃烧室,故在喷嘴所在的网格单元,应将燃料带入的动量、质量和能量加到相应的方程中。假定燃料进入燃烧室即为气体,不考虑两相问题。

2.4 分区计算方法

采用 Rai 的通量守恒插值方法^[1],计算的步骤如下:假定初始流场,对第一区进行一次迭代计算得到该区流场的改进值;用此改进值和第二区原有的值插值求出第二区界面上的值,将

此值作为第二区的一个边界条件对第二区进行一次迭代得到第二区的改进值；再用第二区的改进的值和第一区的上一轮迭代值进行插值得到新的第一区的界面上的值，然后将此值作为第一区的一个边界值对第一区进行迭代计算；重复上面的步骤直至迭代在各个子区均收敛为止。在进行迭代计算时必须保证经过界面上的流量守恒，经过界面的变量连续。当采用多于两个区的分区时，界面上都采用通量守恒插值方法，计算时对每个区按上面的步骤进行迭代计算直到每个子区均收敛为止。

3 计算算例及讨论

网格的划分对数值计算有很大的影响。本文对加力燃烧室的复杂几何结构，采用分三个区来生成网格，每个区的网格正交性均较好，差分的网格见图 1。

进口条件：速度分布均匀，水平方向速度 $U=300\text{ m/s}$ ，径向速度为零，温度 $T=1\ 000\text{ K}$ ，进口气体的成份为： $Y_{\text{O}_2}=0.198$ ， $Y_{\text{N}_2}=0.761$ ， $Y_{\text{CO}_2}=0.028$ ， $Y_{\text{H}_2\text{O}}=0.0129$ ， $Y_{\text{fu}}=0.0$ ，湍流动能和耗散率按公式 (4) 给出，燃料从各喷油孔喷入，进入燃烧室立刻汽化成气体。燃料和氧化剂的混合比 $F=0.8$ 。计算结果见图 2~6，图中的纵坐标 r 为燃烧室的径向尺寸，横坐标 x 为距进口的距离，单位均为 m 。

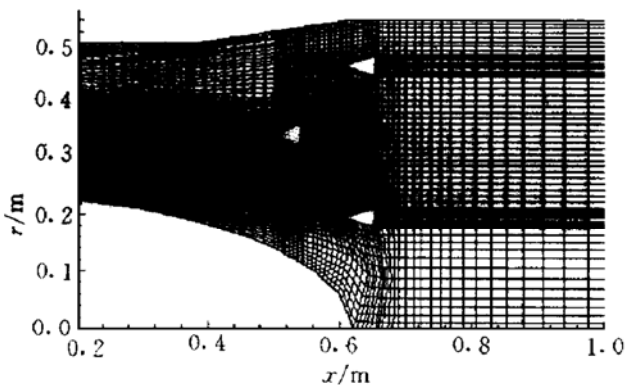


Fig. 1 Schematic of grid generation

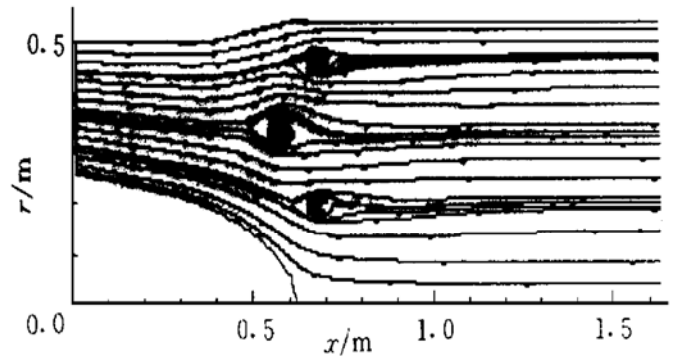


Fig. 2 Schematic of streamline

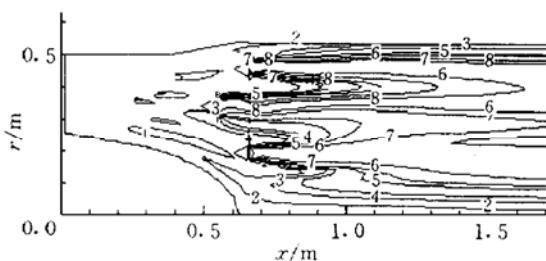


Fig. 3 The contour of temperature

1) 858 2) 1 015 3) 1 172 4) 1 328
5) 1 642 6) 1 789 7) 2 112 8) 2 280

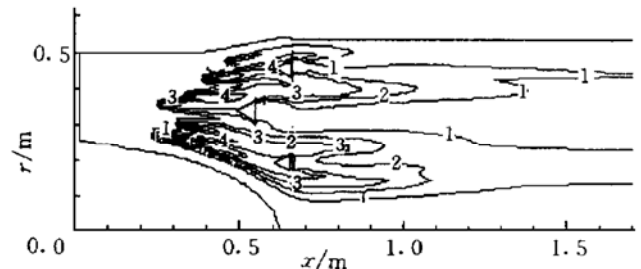


Fig. 4 The contour of fuel mass fraction

1) 0.32% 2) 2.81% 3) 5.22% 4) 7.84%
5) 10.48% 6) 13.07% 7) 15.80% 8) 18.30%

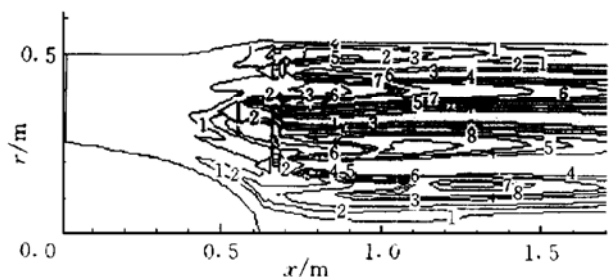


Fig. 5 The contour of CO mass fraction

- 1) 0.42% 2) 0.84% 3) 1.27% 4) 2.12%
5) 2.55% 6) 2.97% 7) 3.82% 8) 4.24%

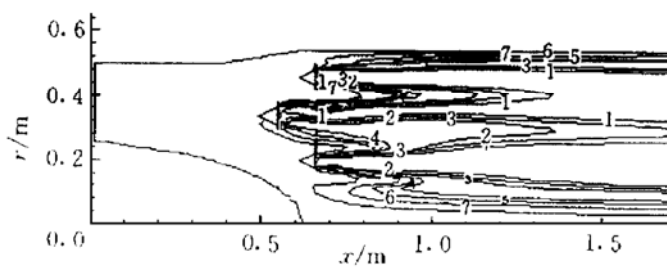


Fig. 6 The contour of oxygen mass fraction

- 1) 2.02% 2) 4.03% 3) 8.05% 4) 12.10%
5) 14.12% 6) 18.13% 7) 18.15%

计算结果表明在中心锥的头部没有明显的回流区, 在每个稳定器的后面都有明显的回流区, 它起到了稳定火焰的作用; 图 3 的温度分布说明在每个稳定器的后面都有明显的火焰面存在, 火焰的形状定性合理。图 4~6 的主要组份的质量分数的分布合理。本文在应用 EBU 模型计算时发现随着喷入燃料的改变以及模型常数改变, 火焰的形状基本不变, 但无法计算出合理的燃烧效率随油-气比变化的曲线, 这主要是由于 EBU 模型的常数随工况的改变必须改变, 说明燃烧模型有待进一步的改进。

参 考 文 献

- 1 Rai M M. A conservative treatment of zonal boundaries for Euler equation calculations. J Comput Phys, 1986, 62: 472~503
- 2 Lee D, Lin J S. Computation of nonreacting flows of a two-ring flame stabilizer using a zonal grid method. Numerical Heat Transfer, Part A, 1991, 20: 65~79
- 3 Lee D, Yeh C L. Computation of reacting flame stabilizer flows using a zonal grid method. Numerical Heat Transfer, Part A, 1993, 24: 273~285
- 4 叶桃红, 过明道, 陈义良. 通道中有稳定器的湍流流场的分区计算方法. 推进技术, 1998, 19 (2)
- 5 叶桃红, 过明道, 陈义良. 用非正交曲线坐标系数值计算航空发动机加力燃烧室无化学反应的湍流流场. 工程热物理学报, 1998, 19 (3)
- 6 Spalding D B. Mixing and chemical reaction in steady unconfined turbulent flames. Process. 13th Symp. (Int.) on Combustion, Pittsburgh, Pennsylvania: The Combustion Institute, 1971: 649~657
- 7 Ravichandran M, Sampath S, Ganesan V. Numerical analysis of two-ring flame stabilizer flows in aircraft afterburners. Numerical Heat Transfer, Part A, 1995, 28: 85~101
- 8 Bai Xuesong, Laszlo Fuchs. Sensitivity study of turbulent reacting flow modeling in gas turbine combustors. AIAA Journal, 1995, 33 (10)
- 9 陶文铨. 数值传热学. 西安: 西安交通大学出版社, 1988.
- 10 Majumdar S. Role of underrelaxation in momentum interpolation for calculation of flow with nonstaggered grids. Numerical Heat Transfer, 1998, 13: 125~132
- 11 Westbrook C K, Dryer F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames. Combust Sci Technol, 1981, 27: 31~43