

加力燃烧室单相燃烧模型及其应用*

朱祚金 韩 百 陈义良

(中国科学技术大学热科学和能源工程系, 合肥, 230026)

张 孝 春

(沈阳航空发动机研究所, 沈阳, 110015)

摘 要: 提出了描述航空发动机加力燃烧室内气相湍流燃烧的模型方程, 并考虑了加力燃油效应。通过结合双时间尺度 $k-\epsilon$ 湍流模型、热通量高温辐射模型及 SIMPLE 方法, 对实际运行的加力燃烧室内的湍流燃烧进行了数值模拟, 得到了数值流场图及温度、组分浓度的等值线分布, 给出了燃烧效率和总压恢复系数, 数值解证明了湍流燃烧模型的可解性与合理性。

主题词: 航空发动机, 加力燃烧室, 湍流燃烧, 湍流模型

分类号: V231.2

SINGLE PHASE COMBUSTION MODEL AND ITS APPLICATION IN A JET ENGINE AFTERBURNER

Zhu Zuojin Han Bai Chen Yiliang

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

Zhang Xiaochun

(Shenyang Aeroengine Research Inst., Shenyang, 110015)

Abstract: The turbulent combustion model in an aeroengine afterburner is presented. More attention is paid to the important effects of fuel injection in an afterburner. By employing the multiple time scale turbulent $k-\epsilon$ model, the high temperature heat flux radiation model and SIMPLE algorithm, the numerical study of turbulent combustion process in a practical jet engine afterburner is carried out, and the numerical velocity field, temperature and concentration contour distribution, the efficiency of burning and recovery coefficient of total pressure are obtained. The result indicates that there is a great solvability and reasonability with the presented turbulent combustion model.

Subject terms: Aircraft engine, Afterburner, Turbulent combustion, Turbulence model

1 引 言

近几年来, 有关航空发动机加力燃烧室内的湍流与燃烧现象的研究取得了重要进展。计算分析了加力室内火焰与空气-燃料比的关系、双环稳定器绕流、加力燃烧室内的化学反应流动、扩压器通道中的气液两相湍流蒸发流动等^[1~5], 但以上工作大都采用 $k-\epsilon$ 湍流模型。本文提出了加力燃烧室内单相湍流燃烧新的物理模型, 并结合双时间尺度 $k-\epsilon$ 湍流模型^[6]、高温辐

* 收稿日期: 19960908, 修回日期: 19970401, 本课题为航空工业总公司资助项目

射热通量模型,用经典的 SIMPLE 方法数值研究了三环稳定器交叉排列,带内锥与扩压外壁的涡喷加力燃烧室内的湍流燃烧。计算结果给出了加力室在实际运行工况下的燃烧效率及总压恢复系数,还给出了流场速度矢量及温度、组分浓度的等值线分布。

2 加力燃烧室中湍流燃烧模型

2.1 燃烧模型

采用二维轴对称的柱坐标系 (x, r) , 则通用变量 ϕ 的控制方程具有统一形式:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho U \phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho V \phi) = \frac{\partial}{\partial x}(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(\Gamma r \frac{\partial \phi}{\partial r}) + S_{\phi} \quad (1)$$

左边为 ϕ 的对流变化项,右边为湍流扩散项与源项之和,其中源项用 S_{ϕ} 表示(表达式略)。为考虑加力室喷油现象,在方程源项中多出与 β 相乘的一项,当在控制体 τ 中有喷嘴注入纯燃料时, $\beta = 1$; 否则 $\beta = 0$ 。 M_0 为喷油流量,假定喷油喷出便立刻蒸发成可燃燃料, $C_{pl} T_l H_u$ 分别是喷油的比热容、温度和热值。 Q_R 是辐射换热率, $Q_R = 2K_a \cdot \sum_j (q_j - E_b)$, $E_b = \sigma T^4$ 为黑体辐射力, σ 为斯蒂芬波耳茨曼常数, $\sigma = 5.669 \times 10^{-8} \text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 。辐射热流 q_j 的控制方程是常微分方程。气相化学反应速率的公式为:

$$\begin{aligned} R_{fu} &= -\min(R_{fu}, R_{fu, EBU}) \\ R_{fu} &= Z \rho^2 T^{\frac{1}{2}} m_{fu} m_{o_2} \exp(-E/RT) \\ R_{fu, EBU} &= C_{EBU} \rho m_{fu} \epsilon_p / k \end{aligned} \quad (2)$$

为保证收敛,将其线性化,具体作法见文献 [7]。通用变量用 SIMPLE 方法求解,该法的数值稳定性及对应的边界条件取法可见文献 [8, 9]。

假定燃烧过程为单步进行性反应,燃油分子式为 $C_n H_m$,氧化剂为空气,1kg 的燃料与 Skg 的空气完全反应的方程式为:

$$1. C_n H_m + S \cdot \{a_1 O_2 + (1 - a_1) N_2\} \rightarrow (1 + S) \cdot \{b_1 CO_2 + b_2 H_2O + (1 - b_1 - b_2) N_2\} \quad (3)$$

S 是化学当量比, $a_1 = 0.232$ 是空气中氧气的质量分数,由质量守恒可知:

$$\begin{aligned} S &= 8(4n + m) / [a_1(2n + m)] \\ b_1 &= 4n / [12n + m + 8(4n + m)/a_1] \\ b_2 &= 9n / [12n + m + 8(4n + m)/a_1] \end{aligned} \quad (4)$$

通过求解混合分数 f 和燃料 m_{fu} 的方程,可得各组分的质量分数如下:

$$\begin{aligned} m_{O_2} &= (m_{fu} - f) / (s a_1), m_{CO_2} = (1 - m_{fu} - m_{O_2}/a_1) \cdot b_1; \\ m_{H_2O} &= (1 - m_{fu} - m_{O_2}/a_1) \cdot b_2, m_{N_2}, m_{N_2} = 1 - m_{fu} - m_{O_2} - m_{CO_2} - m_{H_2O} \end{aligned} \quad (5)$$

数值计算采用的一些参数的数值:

燃油用 $C_8 H_{16}$ 近似;燃油的温度 $T_l = 420 \text{K}$ 。比热容: $C_{pl} = 2076 \text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 热值: $H_u = 4.31 \times 10^7 \text{J/kg}$ 。

2.2 加力室工况参数

(1) 入口截面:气流速度 $U_{in} = 3035 \text{m/s}$, $V_{in} = 0.0 \text{m/s}$ 。静温静压 $T_{in} = 850 \text{K}$, $p_{in} = 2.79 \times 10^5 \text{Pa}$ 。氧气质量分数 $m_{O_2, in} = 0.1586$ 。

(2) 喷油位置与流量:表 2 的供油位置与表 1 (a) 相同,但喷油流量为表 1 (a) 中的 3/

4 倍。

**Table 1 (a) The position and mass flow rate of fuel injection
by first fuel pole. (in one radian)**

x/cm	78.00	73.87	73.87	69.75	69.75	65.62
r/cm	8.40	9.40	12.35	13.33	17.25	18.24
$M_0/(\text{g/s})$	19.35	16.13	19.35	25.90	26.54	40.33

**Table 1 (b) The position and mass flow rate of fuel injection
by second fuel pole. (in one radian)**

x/cm	63.56	67.69	82.25	71.81	80.12	73.87	75.94	80.12
y/cm	21.90	22.74	26.08	26.08	28.58	29.42	31.07	31.90
$M_0/(\text{g/s})$	35.37	31.93	35.31	29.03	35.31	29.03	31.93	48.40

**Table 2 The position and mass flow rate of fuel injection
by first fuel pole. (in one radian)**

x/cm	78.00	73.87	73.87	69.75	69.75	65.62
r/cm	8.40	9.40	12.35	13.33	17.25	18.24
$M_0/(\text{g/s})$	14.51	12.10	14.51	19.43	19.91	30.21

3 计算结果与讨论

在数值模拟带有三圈环形火焰稳定器的加力燃烧室的湍流燃烧时, 采用了非均匀交错网格, 总的节点数为 $NI \times NJ = 65 \times 45$, 这里 NI 和 NJ 分别是主流方向 x 和径向 r 的节点数。流动数值模拟的范围是 $D \in 0.00014 \times 0.0004$ 。

数值流场的速度矢量表明, 进入加力室的高速气流, 绕过环形稳定器 (A、B、C) 后, 产生了稳焰回流区, 这种回流区的大小与强度在很大程度上取决于火焰稳定器的阻塞系数。还可以看出, 内锥扩压产生了明显的流动分离, 并可在内锥头部见到一个大的旋涡。在稳定器下游的主流流速欠缺, 因双环 (B, C) 和 (A, B) 之间的间隙流与燃烧膨胀效应而很快得到补偿, 但稳定器 C 产生的流动速度欠缺则很明显, 这与图 6 (a) 的速度分布图是一致的。

加力室内的数值温度分布见图 1。环形稳定器 B, C 产生的火焰结构比较明显, 由于环 B 和 C 之间的间隙流动, 温度等值线向下游方向凸。然而由于内锥头部有回流结构, 局部回火现象使该地区形成了“热岛”, 这是人们所不期望的。最高温区可见于稳定器 B 的下游。

图 2 (a) 是燃料质量分数 m_{fu} 的等值线图。可见在近外壁处燃料的浓度相对比较低, 说明环形稳定器 C 的位置的确定比较合理, 它使得上游喷入的燃料得以充分燃烧, 但是在加力室的核心区 (近中心线区域), 燃料富裕, 造成燃烧不充分。在环 A、B 之间安装 V 型槽或改变上游的喷油配制条件, 是进一步提高燃烧效率的有效措施。图 2 (b) 是氧气质量分数的分布

图, 在内锥下游有燃料剩余的区域, 氧气的质量分数为零。从图 2 (a) (b) 可以看出稳定器产生的湍流火焰的结构决定了氧气质量分数变化剧烈的地区, 温度变化也比较大。

图 3 给出了燃烧产物二氧化碳和水蒸汽的等值分布。简单化学反应方程决定了产物的浓度用最大值归一化后的分布完全相同。二氧化碳和水蒸汽质量分数的最大值分别为 $\text{CO}_{2,\max} = 0.1886$, $\text{H}_2\text{O}_{\max} = 8.679 \times 10^{-2}$ 。因为进入加力室的气流是主燃烧室的尾气, 其燃烧产物浓度最大处也就是温度最高处。内锥头部大涡卷吸产生的局部回火, 对产物浓度的分布也是很明显的。比较图 1, 2, 3 可知, 由湍流火焰决定的标量等值线分布具有很好的相似性。

图 4 (a) (b) 给出了流量加权平均的燃烧效率与总压恢复系数与 x 的关系。第一条曲线对应于较大的喷油流量, 带标记的曲线对应于内杆喷油用表 2 给定的数值。可见喷油流量的小量变化, 尽管没有引起总压恢复系数明显的变化, 但是燃烧效率随燃油注入量的减小而有明显的增加。从图 4 (a) 可知, 燃烧效率明显偏低, 主要原因在于燃烧速率的经验公式 (2) 中的系数 C_{EBU} 的取值偏小, 如果把 C_{EBU} 放大, 并根据试验的燃烧效率进行模型系数的优化, 就可以使所得的数值模拟结果更合理。

图 5 (a) 给出了加力室内主流速度 U 在四个不同位置沿 r 的分布。在 x_1 位置, 近内锥处有较大的速度亏损, 而近外壁处, 这种扩压造成的速度欠缺则不明显。在 x_2 位置, 处于最上游的 B 环产生的回流, 靠近中心线的地区, 速度随径向的变化率接近于零, 而间隙流速随径向变化是比较大的。在 x_3 的位置, AB 环产生了回流, 以致在 x_4 位置, 还可见 C 环的引起回流对下游截面速度的影响。图 5 (b) 给出了温度与 r 的关系。固壁温度取为统一常数, 在三个稳定器的近尾迹流中, 温度比较高。值得注意的是, 最大的温度值发生在 x_4 截面中 $r = 0.15\text{m}$ 处, 核心区的温度比近外壁区高得多, 直接原因归结为逆压产生了内锥表面边界层分离, 脱落的大涡产生的卷吸可燃混气与回燃现象, 从而导致内锥头下游气流温度偏高。

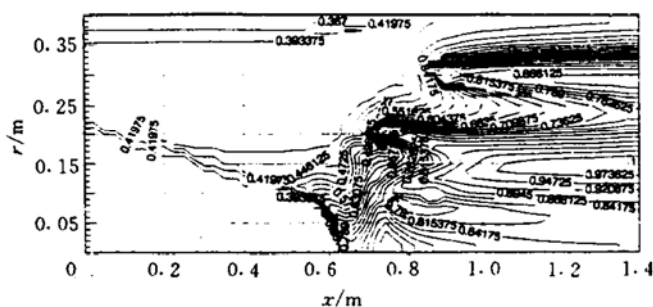


Fig. 1 Contours of normalized temperature, $T_{\max} = 2177\text{K}$

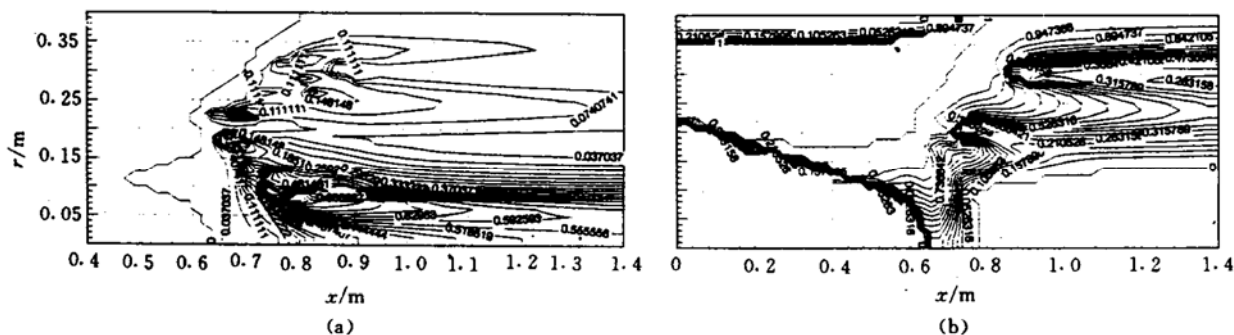
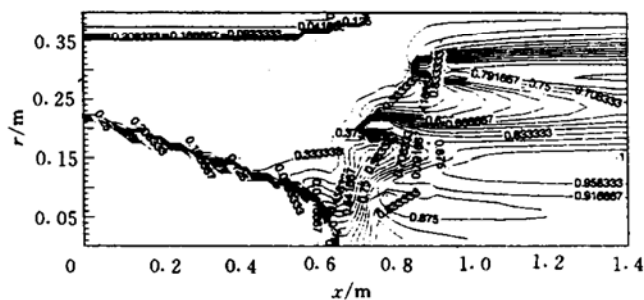


Fig. 2 (a) Contours of normalized fuel mass fraction, $m_{fu,\max} = 0.2269$
(b) Contours of normalized oxygen mass fraction, $m_{o_2,\max} = 0.1586$



- (2) 射线强度、燃烧室壁厚、粒子材料及粒径决定粒子在数字图像上的信号强度。
- (3) 实际操作中还应采用图像处理等手段才能得到满意的结果。

致谢: 感谢何洪庆教授、李葆萱教授为本研究提出建设性意见和技术指导。

参 考 文 献

- 1 Mark salita. Deficiencies and requirements in modeling of slag generation in solid rocket motors. Journal of Propulsion & Power 1995,11(1)
- 2 Paul Liaw, et al. Particulate multi-phase flowfield calculation with combustion/breakup models for SRM. AIAA 94-2780
- 3 Zhou xu, et al. A numerical analysis on 2-D two-phase turbulent flow in combustor. J of Propulsion Technology, 1995, 16(5)
- 4 Hsieh W H, Kuo K K. Erosive and strand burning of stick propellants, part I measurements of burning rates and thermal-wave structures. J Propulsion, 1989
- 5 赵荣椿. 数字图像处理导论. 西安:西北工业大学出版社, 1992

%%

(上接第 40 页)

- 2 Lee D, Lin J S. Computation of near nonreacting flows of a two ring flame stabilizer using a zonal grid method. Num Heat Transfer, Part A, 1991; 20: 65~79
- 3 Elgobashi S, Pratt D T, Spalding D B, et al. Unsteady combustion of fuel spray in jet engine afterburners. Munich Germany: 1977 Proc ■ Int Symp Air Breathing Engines, 1977, 447~471
- 4 Zhan X, Chui H. Numerical modeling of afterburner combustion. Int J Turbo and Jet Engines 1987, 4: 251~262
- 5 Lixing Z, Jian Z. Numerical modeling of turbulent evaporating gas-droplet two phase flows in an afterburner diffuser of trubofan engines. Chinese J Aeronautics. 1990, 3: 285
- 6 Cai X D, Chen Y L. Application of multiple time scale turbulent model. J. of Engineering Thermophysics. 1994, 15(4): 387
- 7 范维澄, 陈义良, 洪茂玲. 计算燃烧学. 合肥: 安徽科学技术出版社, 1987
- 8 周 钢, 刘应中. Navier Stokes 方程的适解性研究: [博士论文]. 上海: 上海交通大学, 1988
- 9 陶文铨著. 数值传热学. 西安: 西安交通大学出版社, 1988