

# 某小型发动机环形回流燃烧室流场的数值计算\*

株洲航空动力机械研究所 李概奇\*\* 赖寿昌  
西北工业大学 严传俊

**【摘要】** 采用数值模拟方法对某小型发动机回流燃烧室流场进行了计算和分析,用双方程  $k-\epsilon$  模型描述紊流特性,用二步化学反应模型模拟化学反应,并对复杂的边界条件进行了特殊处理。计算结果表明火焰筒主燃区形成了强烈的单涡回流,沿圆周方向主燃区速度场比较相似;在油雾场和速度场之间有较好的匹配,燃烧室有较好的性能。计算结果体现了回流燃烧室流场与直流燃烧室流场的较大差别,有助于指导回流燃烧室的研制工作。

主题词: 燃烧室 流场 数值模拟

分类号: V231.2 O357

目前有关燃烧室的数值计算基本上是针对结构简化的模型燃烧室或直流燃烧室<sup>[1]</sup>,本文采用小发燃烧室设计软件包<sup>[2]</sup>中的三维燃烧室性能模块对某小型发动机回流燃烧室流场进行了数值计算。

## 1 燃烧室基本结构与燃烧室性能模块概述

如图 1 所示,燃烧室由机匣、转弯式火焰筒、14 个离心式压力雾化喷嘴、2 个高能点火电嘴等组成。火焰筒外环有 56 个主燃孔、56 个中间孔、内环有 28 个掺混孔。火焰筒上各进气孔类型所对应序号为:主燃孔(8)、中间孔(4)、掺混孔(17)、鱼鳞孔(6)、喷嘴小孔(10)、冷却气膜(1-3, 5, 7, 9, 11-16, 18, 19)、涡轮冷却引气(20),各序号进气量(%)如下:1(11.73),2(1.83),3(3.54),4(10.58),5(6.5),6(1.35),7(7.39),8(3.76),9(6.61),10(1.47),11(6.44),12(2.05),13(3.74),14(4.13),15(5.73),16(5.79),17(10.18),18(2.47),19(2.49),20(2.22)。根据进气孔的流量和孔面积,可以计算孔的气流速度、密度等参数,为流场计算提供边界条件。图中  $r$  为离发动机中心线的半径。

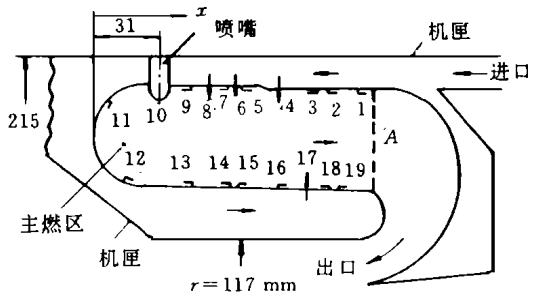


图 1 某回流燃烧室结构示意图

1996 年 3 月收稿,1996 年 6 月收到修改稿。 \* 本文所使用的软件包获 95 年部级科技进步三等奖

\*\* 湖南株洲 215 信箱十三室 412002

计算时燃烧室进口参数为设计状态的进口参数,燃油喷嘴从火焰筒外环插入,燃油几乎是沿周向喷出。

燃烧室性能模块主要计算火焰筒中的速度场、温度场及油雾场等参数,各变量  $\Phi$  的控制方程通式,  $\text{div}(\rho \vec{u} \Phi - \Gamma_{\Phi} \text{grad} \Phi) = S_{\Phi}$ , 其中  $\Gamma_{\Phi}$  为紊流交换系数,  $\rho$  为密度,  $\vec{u}$  为速度矢量,  $S_{\Phi}$  为变量  $\Phi$  源项, 按文献[3]计算。紊流特性用标准  $k-\epsilon$  模型描述<sup>[4]</sup>, 化学反应由二步反应方程模拟<sup>[3]</sup>, 化学反应速率用 EBU - Arrhenius 燃烧模型计算<sup>[5]</sup>, 辐射热交换采用六通量辐射模型; 喷嘴油雾初始尺寸分布用 R - R 公式计算。实验表明燃烧室喷嘴质量中间直径  $MMD = 76 \mu\text{m}$ , 尺寸分布指数  $n = 2.5$ , 喷雾角  $90^\circ$  用颗粒群轨道扩散模型<sup>[3]</sup>计算油雾的运动和蒸发, 油珠蒸发产生的质量源、动量源和能量源附加在相应的气相控制方程中, 以考虑气相和液相的耦合作用<sup>[3]</sup>。

各变量  $\Phi$  的方程通式在控制容积内积分, 并对源项线性化处理, 可以得到下面离散方程的通用形式:

$$a_p \Phi = \sum a_i \Phi + S_u \quad (1)$$

式中:  $\Phi_p$  和  $\Phi_i$  分别代表变量  $\Phi$  在求解网格点  $p$  和相邻网格点的值,  $a_i$  为方程系数, 用混合差分格式计算, 方程(1)用 SIMPLE<sup>[6]</sup>算法进行求解。

$x$  方向求解区域延伸到图 1 中截面 A, 考虑到周期对称性, 周向计算了燃烧室环形的  $1/14$ , 约  $25.7^\circ$  的扇形, 各进气孔的速度由进气孔流量和面积得出, 固体壁面用壁面函数法<sup>[3]</sup>处理, 网格为不均匀的正交错位分布, 本算例网格点数为  $45 \times 22 \times 19$ 。

工程中回流燃烧室边界十分复杂, 作了特殊处理: (1) 由于喷嘴从火焰筒外环插入, 喷油方向并不是简单的水平  $x$  向, 因此必须把油珠相对于喷油起点的初始位置、速度、方向转化到计算坐标系  $x, r, \theta$  中来, 否则无法算出准确的流场。(2) 由于某些冷却气膜气流流出方向与主流方向( $x$  向)相反(图 1 中的 3, 7, 9, 13, 14, 18 气膜), 为保证流量守恒, 必须对气膜流出点( $I, J, K$ )处的密度进行下面的特殊修正, 否则计算无法收敛:

$$\rho(I, J, K) = 2m_H / (A_H u_H) - \rho(I - 1, J, K) \quad (2)$$

式中: ( $I, J, K$ ) 表示( $x, r, \theta$ )方向网格编号,  $m_H$ 、 $A_H$  和  $u_H$  分别为气膜缝流量、面积与速度。(3) 由于圆周边界周期性重复出现, 无法给出边界值和通量, 因此利用周向边界周期性条件, 用 CTDMA<sup>[3]</sup>法对  $\theta-r$  平面变量求解。(4) 控制好火焰筒弧状头部的网格分布, 并将冷却气膜分解成( $x, r$ )两个方向流出, 以便真实地模拟气膜的流动。

## 2 计算结果分析与实验比较

图 2(a) 表明周向偏离喷嘴  $3.21^\circ$  平面的速度矢量场, 可见主燃区形成了强烈回流区, 这一回流区是单涡形式, 受壁面冷却气膜(图 1 中 №7, 9, 11, 12)和弧状火焰筒头部控制, 显然单涡回流区和直流燃烧室涡流器产生的回流区差别很大。在中间区火焰筒内壁附近, 有一与主燃区回流反向旋转的小旋涡, 它由内壁第 13, 14 道气膜和从主燃区流出的气流共同作用而成, 这里的紊流强度也较大; 主燃孔后的回流则受主燃区来流和第 7 道冷却气膜的控制。图 2(b) 为两相邻喷嘴中间轴向平面上的速度分布, 可见主燃区流态沿圆周方向比较相似, 这与回流区由周向连续的冷却气膜产生有关; 此外, 主燃孔孔径较小, 进气量较少, 气流穿透深度较小也在其中起了一定作用。主燃区流态的周向相似性表明了火焰筒头部回流区在整个环形  $360^\circ$  范围处处存在, 可以保证燃油有广阔的、稳定的燃烧空间。

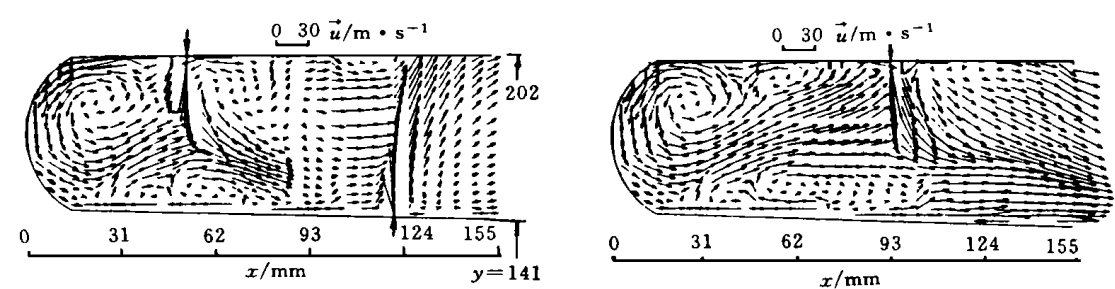


图 2 火焰筒轴向截面速度场(a.  $\theta=3.21^{\circ}$ ; b.  $\theta=12.86^{\circ}$ )

图 3 为主燃孔横截面速度场, 较小的切向速度与火焰筒头部没有涡流器有关, 也有利于给涡轮导叶形成一个适宜的速度分布<sup>[7]</sup>。

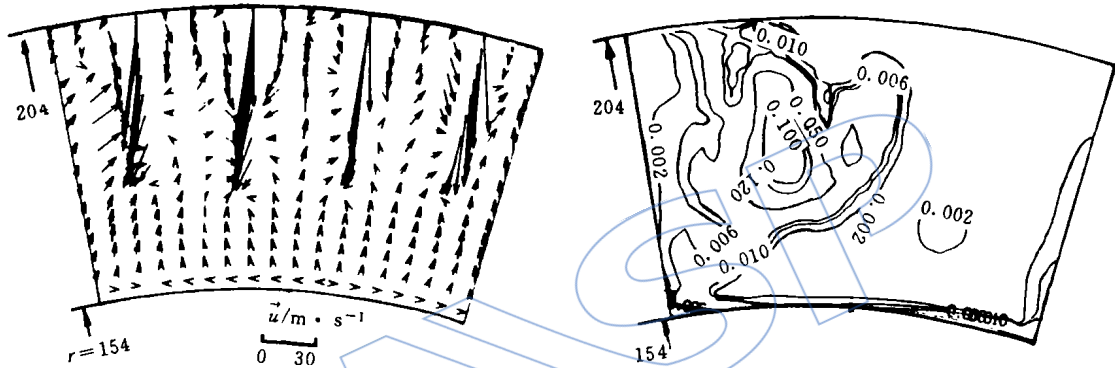


图 3 主燃孔横截面速度分布( $x=55\text{ mm}$ )

图 4 主燃孔横截面总油气比分布( $x=55\text{ mm}$ )

图 4 为主燃孔横截面总油气分布, 由于喷嘴几乎沿切向供油, 所以顺燃油喷射方向油气比较高; 图 5 为两喷嘴中间轴向平面总油气比, 由于燃油油雾经过较长距离的蒸发、扩散和气流卷吸, 主燃区里有一个浓度较高的富油区, 显然, 主燃区中回流沿周向的相似性为这一富油区的高效稳定燃烧创造了有利条件。

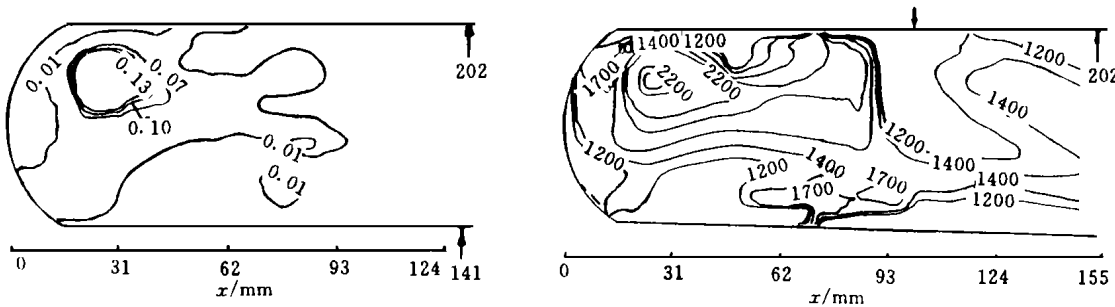


图 5 火焰筒轴向截面总油气比分布( $\theta=12.86^{\circ}$ )

图 6 火焰筒轴向平面温度分布( $\theta=12.86^{\circ}$ )

主燃孔横截面温度场, 与图 4 的油气分布相对应, 顺喷油方向温度较高。图 6 为两个喷嘴中间轴向平面温度场。主燃区大部分温度较高, 为高效燃烧形成了稳定的热源, 主燃区内壁温度较低的区域与喷嘴从火焰筒外环插入, 内环油气比偏低有关。中间孔进气与高温燃气的相互作用, 有利于改善出口温度分布品质。中间孔气流的穿透深度比较适宜, 大约在火焰筒 2/3 高

度处。由于火焰筒内高温区靠近外环壁面,加剧了高温燃气与壁面的对流换热和辐射,因此火焰筒设计时在外环安排了多道冷却气膜以保护壁面。

在小发回流燃烧室里,由于气流流道复杂,火焰筒内外环结构不对称,在速度场和油雾场之间进行良好匹配尤为困难<sup>[8]</sup>。根据压气机出口气流在燃烧室二股通道的流动方向,利用冷却气膜形成稳定回流,同时又保护了火焰筒壁面。喷嘴从火焰筒外环插入,既缩短了燃烧室长度,也便于喷嘴的安装。燃油沿周向喷射,延长了燃油在火焰筒的停留时间,有利于高效燃烧,也与主燃区回流配合较好。

对燃烧室进行了水流模拟试验和燃烧室性能台架试验,出口温度场用热电偶测量,CO、未燃油用燃气取样分析得到。图 2 的速度场计算结果与水流模拟十分符合;根据本文流场计算结果并与软件包其它模块相结合<sup>[2]</sup>,得出的燃烧室性能与实验对比如表 1。

表 1 燃烧室性能计算与实验比较

|    | $\eta$ | $\sigma$    | $PF$ | $EI_{CO}$ | $EI_{UHC}$ |
|----|--------|-------------|------|-----------|------------|
| 计算 | 0.980  | 0.98        | 0.24 | 30        | 14         |
| 实验 | 0.982  | 0.978—0.980 | 0.22 | 27        | 12         |

表中 $\eta$ 为效率, $\sigma$ 为总压恢复系数, $PF$ 为出口温度分布系数, $EI_{CO}$ 和 $EI_{UHC}$ 分别为 CO 和未燃油排放指数( $g/kg \cdot fuel$ )。由燃烧室出口一个扇形的出口温度分布看,计算与实验基本相符。

3 结 论

(1) 分析的燃烧室流场与直流燃烧室流场差别甚大,主燃区回流由火焰筒壁面冷却气膜自然形成,回流区为强烈的单涡形式,沿圆周方向,主燃区速度场比较相似。(2) 燃油喷嘴从火焰筒外环插入,燃油沿圆周方向喷出,使得油雾场与速度场有较好的匹配,有利于高效稳定燃烧。(3) 火焰筒内气流切向速度较小,为涡轮导叶进口有一个合适的速度分布创造了有利条件。(4) 计算结果合理地反映了回流燃烧室流场特性和与直流燃烧室的区别。

参 考 文 献

1 Rizk N K, Mongia H C. Gas Turbine Combustor Performance Evaluation. AIAA 91- 0640

2 赖寿昌,李概奇,严传俊.小型航空发动机燃烧室设计系统软件包的研究开发.中国航空科技报告,HJB951408

3 Mongia H C, Reynolds R S. Combustor Design Criteria Validation. USARTL- TR- 78, 1979

4 Launder B E, Spalding D B. The Numerical Computation of Turbulent Flow. Comp Methods Appl. Mech. Eng., 1974, 3 (3): 269- 289

5 Hautman D J, Dryer F L, Schug K P. A Multiple- Step Overall Kinetic Mechanism for the Oxidation of Hydrocarbons. Comb Sci Tech, 1981, 25: 219- 235

6 Patankar S V, Spalding D B. A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three- Dimensional Parabolic Flows. Intern J. Heat and Mass Transfer, 1972, 15: 1787- 1806

7 Demetri E P, Topping R F. Study of Research Development Requirements of Small Gas- Turbine Combustors. NASA- CR- 159796, 1981

8 Mongia H C. An Empirical/ Analytical Design Methodology for Gas Turbine Combustors. AIAA 78- 998

(责任编辑 杨再荣)

**Key Words** Afterburners Airfilm cooling Heat transfer

## NUMERICAL CALCULATION OF FLOWFIELD INSIDE A SMALL ENGINE ANNULAR REVERSE- FLOW COMBUSTOR

**Li Gaiqi and Lai Shouchang**

(*Nanhua Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002*)

**Yan Chuanjun**

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

### ABSTRACT

Calculations of flow field with fuel injection and heat release inside an annular reverse- flow combustor of a small aeroengine have been performed with a 3- D elliptic turbulent reacting thermo- aerodynamic software. In the program the turbulence is simulated by the  $k-\epsilon$  two- equations model, the combustion after vaporization is determined by a two- step chemical reaction model, the reaction rate is calculated with Arrhenius and eddy breakup model. The SIMPLE algorithm is used to solve the finite- difference equations. The complex boundary conditions are treated particularly. Predictions of gas temperature, velocity, and fuel/air ratio show that a strong vortex emerges in the primary zone of liner; the velocity circumferential distributions have a similarity; the combustor performance is satisfactory due to favourable matching between velocity and fuel/air ratio distributions. The small circumferential velocities contribute to a reasonable velocity distribution at turbine stator.

**Key Words** Combustion chambers Flow fields Numerical simulation

## NUMERICAL SIMULATION OF HOT FLOW IN LIQUID ROCKET ENGINE COMBUSTOR WITH AND WITHOUT BAFFLE

**Zhao Wentao, Nie Wansheng, Zhuang Fengchen**

(*Aerospace Technology Dept. University of Defense Technology, Shangsha 410073*)

### ABSTRACT

The hot flow fields in liquid rocket engine combustion chamber with and without baffles are simulated numerically. The gas governing equations are described by Navier- Stokes equations in the Euler coordinates. The liquid governing equations are represented in the Lagrangian coordinates. The droplet moving tracks in the hot solutions of the two cases are investigated. The flowfield parameters of the combustion chamber are compared between the two hot solutions. It is proved that the numerical treatment of the baffle is valid.

**Key Words** Combustion chambers Liquid propellant rockets Numerical simulation

## FUZZY HYPER- BODY NEURAL NETWORK AND ITS APPLICATION TO ROCKET ENGINE FAULT ISOLATION

**Huang Minchao, Wu Jianjun, Chen Qizhi**

(*Aerospace Technology Dept. University of Defense Technology, Shangsha 410073*)

### ABSTRACT

A neural network twice classifier is provided which utilizes fuzzy sets as fault patterns of a liquid propellant rocket engine. Each fuzzy set is an aggregate of fuzzy hyperbodies. A fuzzy hyper- body is an  $n$ - dimensional hyper- sphere defined by a radius and a center with a corresponding membership function at first learning of fuzzy neural network and a part of the hyper- sphere defined by an included angle, a center and a direction vector at second learning. The training isolation accuracy of the twice learning algorithm