

文章编号: 1000-8055(2000) 04-0397-04

三维加力燃烧室两相湍流燃烧的数值模拟

章 诚¹, 叶桃红¹, 陈义良¹, 何家德², 赵周兵²

1. 中国科学技术大学 热科学和能源工程系, 安徽 合肥 230026;
2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500

摘要: 本文对涡扇发动机三维加力燃烧室内的两相湍流燃烧过程进行了数值模拟。两相流模型采用双流体模型, 湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型, 湍流燃烧采用涡旋破碎(EBU)模型, 数值方法采用 LEAGAP 算法。计算结果定性合理。

关键词: 加力燃烧室; 两相流; 燃烧; 数值模拟

中图分类号: V 231. 2

文献标识码: A

1 引言

加力燃烧室的数值模拟研究能够节约大量的试验费用, 因此在国内外受到越来越多的重视。Chuang & Jiang^[1]对有两圈环型火焰稳定器的二维加力燃烧室内的气相燃烧作了计算。Ravichandran et al^[2]对仅有两圈环型稳定器的模型加力燃烧室内的燃烧过程进行了数值模拟。朱祚金等^[3]数值研究了二维加力燃烧室内的液雾燃烧过程。本文对布置有多圈环型稳定器和径向稳定器的涡扇发动机加力燃烧室内的两相湍流燃烧进行了研究。两相流模型采用双流体模型, 湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型, 湍流燃烧模型采用涡旋破碎(EBU)模型, 数值方法采用 LEAGAP 算法。

2 加力燃烧室两相湍流燃烧的控制方程

2.1 气相的控制方程

Favre 平均后的气相控制方程在柱坐标系下可以统一写为^[4]:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x}(\rho_g \tilde{\alpha}_g \tilde{u}_{gx} \Phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho_g \tilde{\alpha}_g \tilde{u}_{gr} \Phi) + \\ & \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta}(\rho_g \tilde{\alpha}_g \tilde{u}_{g\theta} \Phi) = \frac{\partial}{\partial x} \left[\tilde{\alpha}_g \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right] + \\ & \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \tilde{\alpha}_g \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial r} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left[\tilde{\alpha}_g \Gamma_\Phi \frac{1}{r} \frac{\partial \Phi}{\partial \theta} \right] + S_\Phi \end{aligned}$$

方程中 Γ_Φ 为有效扩散系数, S_Φ 为源项。 $\Phi = \tilde{u}_{gx}$, $\tilde{u}_{gr}$, $\tilde{u}_{g\theta}$, k , ϵ , $\tilde{m}^f u$, $\tilde{m}^o x$ 及 $\tilde{h}_g$ 分别对应于气相 x 、 r 和 θ 方向的动量方程、湍流动能和耗散率方程、燃料质量分数方程、氧气质量分数方程及滞止焓方程。当 $\Phi = 1$, $\Gamma_\Phi = 0$ 时为气相的连续方程, 也即气相相容积分数 $\tilde{\alpha}_g$ 的控制方程。各方程中 Γ_Φ 及 S_Φ 的具体表达式可参见文献[4]。

2.2 液相的控制方程

Favre 平均后的液相控制方程在柱坐标系下可以统一写为^[4]:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x}(\rho_l \tilde{\alpha}_l \tilde{u}_{lx} \Phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho_l \tilde{\alpha}_l \tilde{u}_{lr} \Phi) + \\ & \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta}(\rho_l \tilde{\alpha}_l \tilde{u}_{l\theta} \Phi) = \frac{\partial}{\partial x} \left[\tilde{\alpha}_l \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right] + \\ & \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \tilde{\alpha}_l \Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial r} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left[\tilde{\alpha}_l \Gamma_\Phi \frac{1}{r} \frac{\partial \Phi}{\partial \theta} \right] + S_\Phi \end{aligned}$$

方程中 Γ_Φ 为有效扩散系数, S_Φ 为源项。 $\Phi = \tilde{u}_{lx}$, $\tilde{u}_{lr}$ 及 $\tilde{u}_{l\theta}$ 分别对应于液相 x 、 r 及 θ 方向的动量方程。当 $\Phi = 1$, $\Gamma_\Phi = 0$ 时为液相的连续方程, 也即液相相容积分数 $\tilde{\alpha}_l$ 的控制方程。各方程中 Γ_Φ 及 S_Φ 的具体表达式参见文献[4]。

加力燃烧室内喷嘴喷出的液雾滴径很小, 一般为 $60 \mu\text{m}$ 左右, 且液相的容积分数也很小, 是稀疏颗粒悬浮体流动, 所以本文采用 LEAGAP 方法^[5]。由于计算机容量和速度的限制, 本文没有按液滴尺寸对液滴进行分组并采用多流体模型,

收稿日期: 1999- 09- 24; 修订日期: 1999- 12- 18

作者简介: 章诚(1973-), 男, 中国科学技术大学热科学和能源工程系, 博士研究生

Copyright © 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

而是采用了双流体模型,即用一组参数来描述液滴。下一步工作将考虑液滴初始滴径分布的影响。

为了使控制方程封闭,还需要一些联系气相和液相的辅助公式^[6],如液相的湍流普朗特数 α ,单位液相体积受到的阻力系数 F_D ,以及单位液相体积的质量蒸发率 m_v° 。

3 计算结果与讨论

本文研究的涡扇发动机加力燃烧室的几何结构如图 1 所示。图中 A 和 B 为环型稳定器,C 和 D 为径向稳定器,E 为分流环,F 为中心锥。加力燃烧室内涵道进口条件为:流量为 54.984 kg/s,压力为 3.081 MPa,温度为 1057 K,气体成份为主燃烧室的出口燃气;外涵道进口条件:流量为 24.987 kg/s,压力为 3.185 MPa,温度为 432 K,气体成份为空气。假定内外涵道的进口轴向速度

U_{in} 分别为均匀分布,径向及周向速度均为零。进口湍流动能 $k_{in}=0.003U_{in}^2$,进口湍流动能耗率 $\epsilon_{in}=c_\mu k_{in}^{3/2}/0.03L$ ($c_\mu=0.09$, L 为特征长度)。出口处各物理量轴向梯度为零。对称轴处径向速度为零,其它各物理量径向梯度为零。壁面速度为无滑移及无穿透条件,固壁效应采用壁面函数法处理。燃料用 C_8H_{18} 近似。计算区域在周向取 30 扇形区域,在其间布置了一个内圈径向稳定器和两个外圈径向稳定器。所选取的计算区域满足周期性边界条件,即 $\varphi=\varphi_{-1},\varphi=\varphi(N$ 为周向网格节点数)。由于本文使用柱坐标系,火焰稳定器及其它曲线形壁面需要采用台阶近似的方法来处理,即将曲线形壁面用与网格线平行的折线段来近似。作者编制的网格生成程序能有效地生成三维加力燃烧室的计算网格,并可以灵活地局部加密。本文中计算网格为 $100\times45\times25$ 。

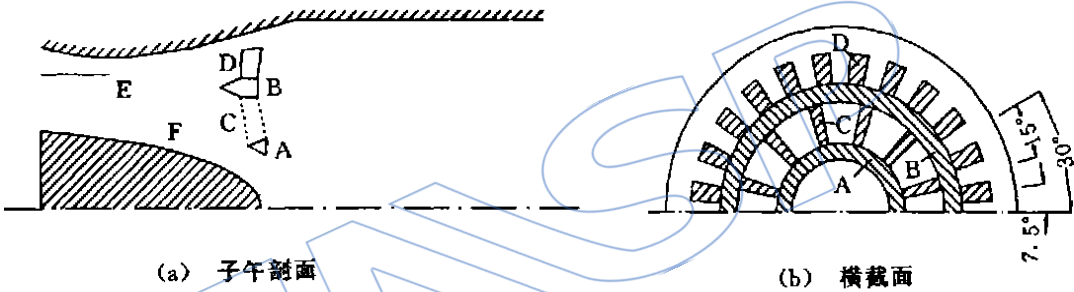


图 1 加力燃烧室几何结构示意图

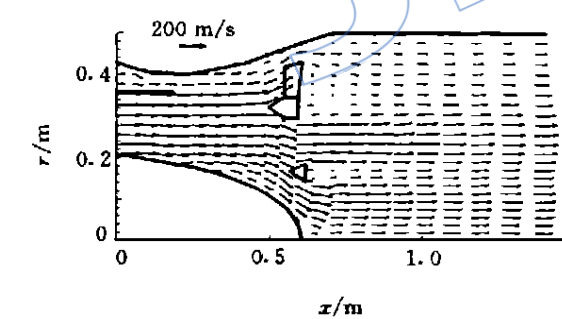


图 2 $\theta=7.5$ 的子午面内气相速度矢量图

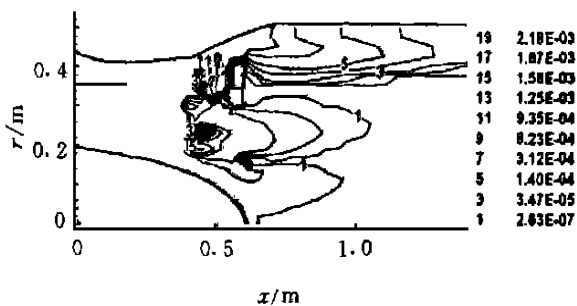


图 3 $\theta=7.5$ 的子午面内液相容积分数等值线图

图 2 为 $\theta=7.5$ 的子午面内气相速度矢量图。在中心锥的表面没有流动分离现象,避免了中心锥的烧蚀,说明中心锥的型面设计是合理的。在各稳定器后面都产生了明显的回流区,回流区内强烈的湍流混合能起到很好的稳定火焰作用。图 3 和图 4 分别为 $\theta=7.5$ 的子午面内液相容积分数

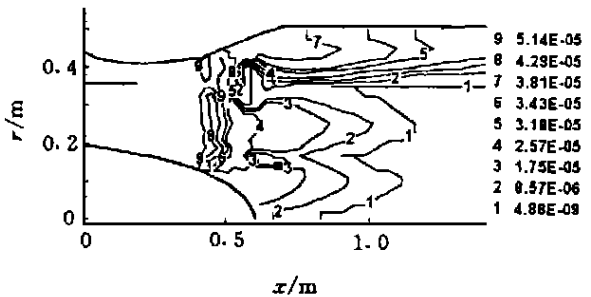


图 4 $\theta=7.5$ 的子午面内液滴平均直径等值线图

及液滴平均直径的等值线图。在两圈环型稳定器之间气相与液相之间的相对速度较大,温度也较高,因此液滴蒸发较快。外壁有少量液滴堆积,可

能是由于喷油嘴离壁面太近。

图 5 为 $\theta=7.5^\circ$ 的子午面内气相燃料质量分数的等值线图。与喷入气体燃料不同的是, 由于某些子午面内液滴被气相携带一定距离后才开始蒸发, 因此除喷油嘴附近以外还会在其它位置出现燃料质量分数的极大值。图 6 为 $\theta=7.5^\circ$ 的子午面

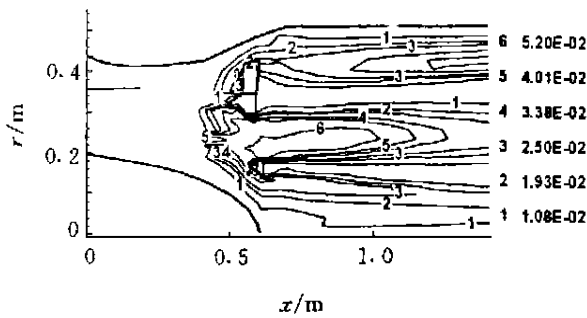


图 5 $\theta=7.5^\circ$ 的子午面内气相燃料质量分数等值线图

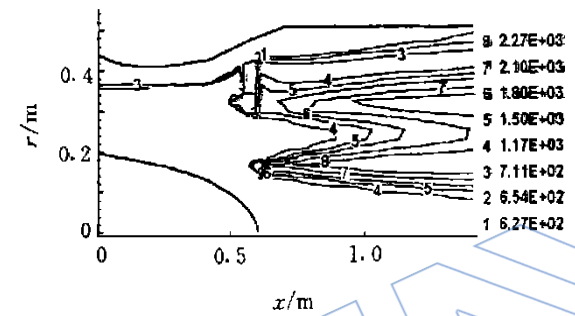


图 6 $\theta=7.5^\circ$ 的子午面内温度等值线图

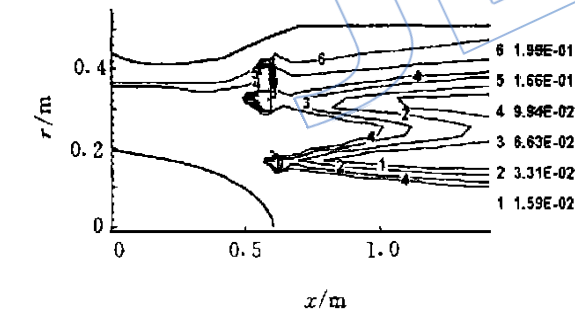


图 7 $\theta=7.5^\circ$ 的子午面内氧气质量分数等值线图

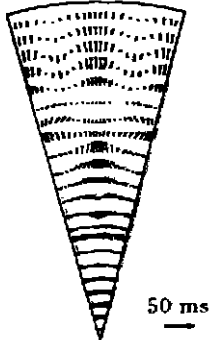
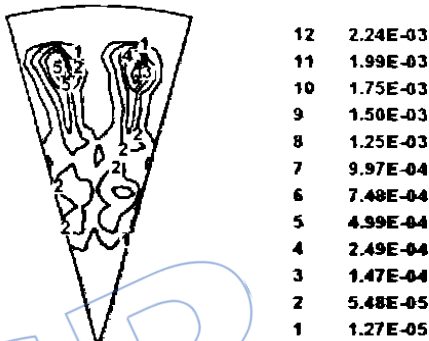
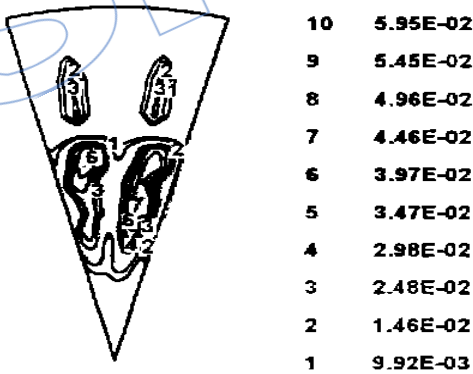


图 8 稳定器后部横截面内气相速度矢量图

内温度的等值线图。图中等值线密集处温度梯度很大, 标志了火焰面的存在。在各稳定器的边缘都有明显的火焰面存在, 并在稳定器的后部形成了高温区。温度等值线的分布表明加力燃烧室的燃烧情况良好。图 7 为氧气质量分数的等值线图。与图 6 相比较可以明显看出氧气的消耗与化学反应放热的对应关系。图 8 为稳定器后部的横截面内气相速度矢量图。环型稳定器和径向稳定器后产生了很多涡流, 这对燃料与氧化剂的混合极为有利, 从而使燃料得以充分燃烧。图 9(a) 为喷油嘴



(a) 液相容积分数等值线图



(b) 气相燃料质量分数等值线图

图 9 喷油嘴后部横截面内液相容积分数、气相燃料质量分数等值线图

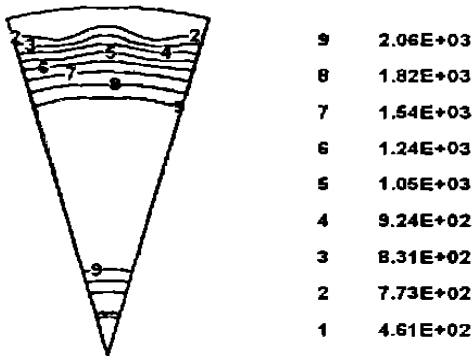
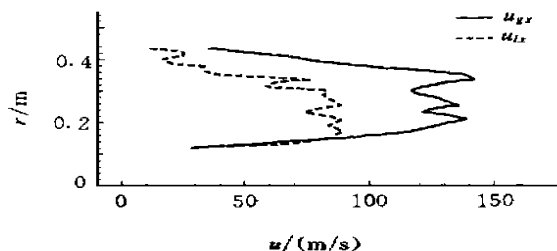


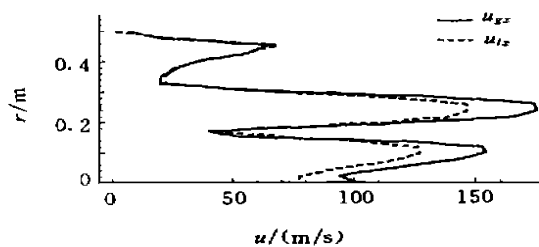
图 10 燃烧室出口横截面内温度等值线图

后部的横截面内液相容积分数等值线图。由于布置了顺时针及逆时针侧喷的喷油嘴,液滴能够较快地沿周向扩散。图 9(b) 为同一位置处气相燃料质量分数的等值线图。图中可以看到在强对流及高温环境下燃油很快由喷油嘴向周围蒸发。图 10 为燃烧室出口处温度的等值线图。除了壁面及对称轴附近,燃烧室出口为接近均匀的高温区,从而可以获得较大的推力。



(a) 喷油嘴后部的横截面

图 11(a) 及图 11(b) 分别为 $\theta = 7.5$ 的子午面内喷油嘴后部及稳定器后部气相和液相轴向速度的径向分布。在喷油嘴后部,由于喷油速度远小于燃烧室的进口速度,气相与液相之间有较大的速度差,但经过一段距离的气相携带作用,气相与液相之间的速度差逐渐减小,在外圈径向稳定器后部已经差别很小。在局部区域,如壁面附近及稳定器的回流区内,液相速度稍大于气相速度,这是因



(b) 稳定器后部的横截面

图 11 $\theta = 7.5$ 的子午面内气相及液相轴向速度的径向分布

为当流动受阻时液相由于惯性较大而反应滞后。

4 结 论

本文数值模拟了涡扇航空发动机三维加力燃烧室内两相湍流燃烧场,计算结果表明加力燃烧室的几何结构设计、稳定器布置及燃油配置基本合理,燃烧室的燃烧情况良好。本文的工作对于加力燃烧室的选型和优化设计很有意义。

参考文献:

- [1] Chuang S H, Jiang J S. Diffusion Flame Analysis of an Afterburner as a Function of the Air- Fuel Ratio[J]. Int. J. Numer. Methods Fluids, 1990, 11: 303- 316
- [2] Ravichandran M, Sampath S, Ganesan V. Numerical

Analysis of Two- Ring flame Stabilizer Flows in Aircraft Afterburners[J]. Numer. Heat Transfer, Part A, 1995, 28: 85- 101

- [3] 朱祚金, 陈义良, 张孝春. 加力室液雾燃烧的模型与应用[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 345- 349
- [4] 叶桃红. 加力燃烧室内湍流两相燃烧的数值模拟: [博士学位论文][D]. 中国科学技术大学, 1998
- [5] 周力行. 湍流气粒两相流动和燃烧的理论及数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 1994
- [6] Chan S H, Abou- Ellail M M M. A Density- Weighted Reacting Model for Multiphase Turbulent Diffusion Flames[J]. Int. J. Heat Mass Transfer, 1994, 37(1): 81- 90

(责任编辑 杨再荣)

Numerical Simulation of Two-Phase Turbulent Combustion in a 3-D Afterburner

ZHANG Cheng¹, YE Tao-hong¹, CHEN Yi-liang¹, HE Jia-de², ZHAO Zhou-bing²

1. Department of Thermal Science and Energy Engineering, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;
2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China

Abstract: The two-phase turbulent combustion in a three dimensional afterburner for a turbofan aeroengine was numerically investigated. The afterburner had two ring flame stabilizers and two rows of radial flame stabilizer. The two-fluid model was used for the two-phase flow. The standard $k-\epsilon$ turbulence model was employed. The average chemical reaction rate was approximated by the Eddy-Break-Up (EBU) model. The calculation was performed using the LEAGAP algorithm. The results indicated that the afterburner was designed reasonably, and the combustion in it was quite good.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

Key words: afterburners; two phase flow; combustion; numerical simulation