

三维加力燃烧室湍流流场的数值模拟^{*}

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. 中国航空燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 采用 SIMPLE 方法, 对涡扇航空发动机加力燃烧室内无化学反应的湍流流场进行了数值模拟。该加力燃烧室带有波瓣型混合器, 并有多环稳定器及径向稳定器。湍流模型采用 $k-\epsilon$ 双方程模型。湍流流场数值计算结果合理。

主题词: 涡轮风扇发动机; 三维流; 加力燃烧室; 湍流; 数值仿真

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2000) 01-0023-03

Numerical simulation of the turbulent flow in a 3D afterburner

Zhang Cheng¹, Ye Taohong¹, Chen Yiliang¹, He Jiade², Zhao Zhoubing²

(1. Dept. of Thermal Science and Energy Engineering, China Univ.

of Science and Technology, Hefei 230026, China;

2. Aero Gas Turbine Establishment of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The turbulent non-reacting flow in a three dimensional turbofan afterburner was numerically investigated. The afterburner has a lobed mixer, two ring flame stabilizers and one row of radial flame stabilizer. The standard $k-\epsilon$ turbulence model was used. The calculation was performed using the SIMPLE algorithm. The results are reasonable.

Subject terms: Turbofan engine; Three dimensional flow; Afterburner; Turbulence model; Numerical simulation

1 引 言

航空发动机加力燃烧室中由于布置了火焰稳定器等组件, 其流场的几何结构十分复杂。很多见诸报道的研究都是针对仅有一圈或两圈环形稳定器的二维加力燃烧室^[1~8]。Ravichandran^[9]数值研究了有两圈环形稳定器和一排径向稳定器的加力燃烧室内的三维冷态流场, 同时对有两个环形稳定器的模型加力燃烧室内的燃烧过程作了计算。上述研究工作都是针对几何结构较为简单的加力燃烧室。本文将对内外涵气流之间布置了波瓣型混合器并有多圈环形稳定器和径向稳定器的涡扇航空发动机加力燃烧室进行研究, 该燃烧室的结构十分复杂。作为工作的第一步, 首先对三维无化学反应的湍流流场进行了数值研究。湍流模型采用 $k-\epsilon$ 双方程模型, 数值计算方法采用 SIMPLE 方法。

2 数学物理模型

2.1 研究的问题

本文研究的涡扇航空发动机加力燃烧室的几何结构如图 1 所示。图中 AB 和 CD 分别为波瓣型混合器的热槽和冷槽的轮廓线, H 为中心锥。 E 和 F 分别为内圈和外圈环形稳定器, G 为径向稳定器, L 为波瓣型混合器的冷槽, 它把外涵道气流引向内涵道, R 为波瓣型混合器的热槽, 它把内涵道气流引向外涵道。根据波瓣型混合器及径向稳定器的结构, 计算区域在周向取 45° (扇形区域, 在其间有一个径向稳定器, 波瓣型混合器有三个热槽和三个冷槽。所选取的计算区域满足周期性边界条件, 计算网格为 $100 \times 45 \times 25$ 。

发动机加力燃烧室内涵道进口条件: 流量为 5.446 kg/s , 压力为 0.152 MPa , 温度为 810 K , 气体

* 收稿日期: 1999-01-14; 修订日期: 1999-04-28。

作者简介: 章 诚 (1972-), 男, 在读博士研究生, 研究领域: 计算燃烧。电话 0551-3601650。

成份为主燃烧室的出口燃气;加力燃烧室外涵道进口条件:流量为2.260 kg/s,压力为0.162 MPa,温度为399 K,气体成份为空气。假定内外涵道的进口轴向速度 U_{in} 为均匀分布,径向及周向速度均为零。进口湍流动能消耗率 $K_{in} = 0.003U_{in}^2$, 进口湍流动能消耗率 $\epsilon_{in} = c_{\mu}K_{in}^{3/2}/0.03L$ ($c_{\mu} = 0.09$, L 为特征长度)。加力燃烧室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,周向边界为周期性条件,即 $\varphi = \varphi_{N-1}$, $\varphi = \varphi_2$, (N 为周向网格节点数)。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,火焰稳定器及其它曲线形壁面采用台阶近似的方法来处理。为保证台阶近似的精度,曲线形壁面附近的网格作了局部加密,直至当网格进一步加密时流场基本没有变化。

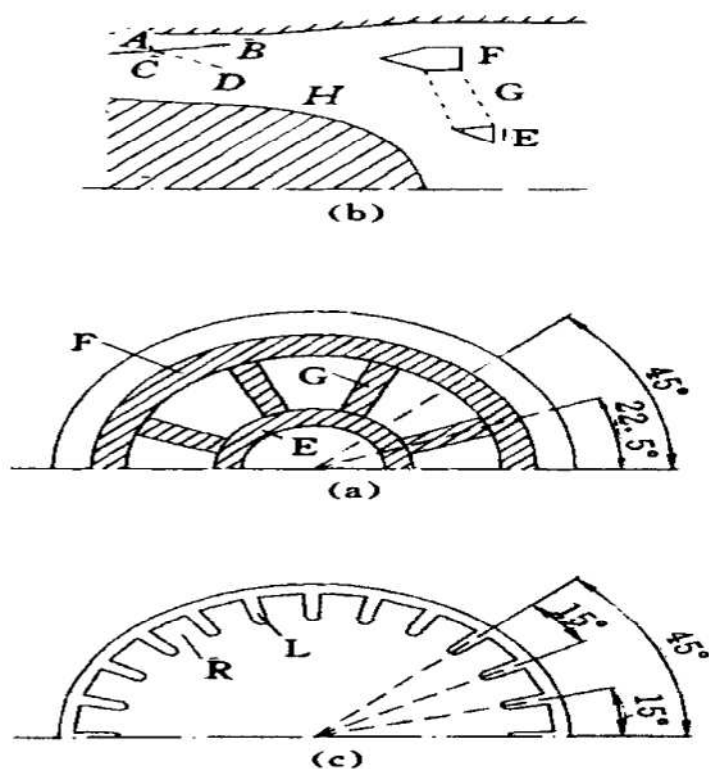


Fig. 1 Schematic diagram of the afterburner geometry

- (a) Longitudinal section
(b) Cross section
(c) Lobed mixer

2.2 控制方程

在柱坐标系下三维稳态流动的控制方程的通用形式为:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x}(\rho\mu\varphi) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\rho v\varphi) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \theta}(\rho w\varphi) = \\ & \frac{\partial}{\partial x}(\Gamma_{\varphi}\frac{\partial \varphi}{\partial x}) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\Gamma_{\varphi}\frac{\partial \varphi}{\partial r}) + \\ & \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \theta}(\Gamma_{\varphi}\frac{1}{r}\frac{\partial \varphi}{\partial \theta}) + S_{\varphi} \end{aligned} \quad (1)$$

方程中 Γ_{φ} 为有效扩散系数, S_{φ} 是源项。 $\varphi = \mu, v, w, k, \epsilon$ 分别对应于 x, r 和 θ 方向的动量方程、湍流动能和耗散率方程, $\varphi = 1, \Gamma_{\varphi} = 0$ 及 $S_{\varphi} = 0$ 时为连续方程。

差分格式采用混合格式,得到的离散化方程的形式为:

$$A_P\varphi_P = A_E\varphi_E + A_W\varphi_W + A_N\varphi_N + A_S\varphi_S + A_T\varphi_T + A_B\varphi_B + b \quad (2)$$

对方程(2)求解时,首先在各子午面内依次采用 TD-MA 方法逐线迭代求解,然后在周向用环形 TDMA 方法求解。

3 计算结果及分析

涡扇发动机加力燃烧室中纵向流场速度分布如图2所示,其中图2(a)是在没有径向稳定器的子午面内的速度矢量图。在中心锥的表面没有流动分离现象,避免了工作状态下中心锥的烧蚀,说明中心锥的型面设计是合理的。在环形稳定器后面产生了明显的回流区,回流区内很强的湍流混合能起到很好的稳定火焰作用。该子午面中布置了波瓣型混合器的冷槽。冷槽使得外涵道的空气向内偏转,从而使稳定器前有充足的氧气,以便更好地组织燃烧。图2(b)是在有径向稳定器的子午面内的速度矢量图。径向稳定器的存在使环形稳定器后面的回流区沿径向扩展,并在它们之间产生新的回流区,这说明径向稳定器确实能起到联焰的作用。该子午面布置了波瓣型混合器的热

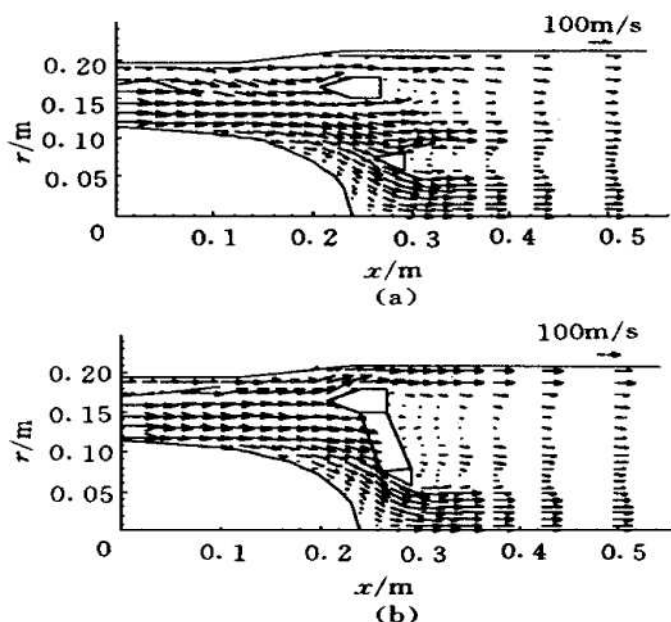


Fig. 2 Longitudinal velocity vectors

- (a) Section without radial stabilizers
(b) Section with radial stabilizers

槽。热槽使得内涵道的高温燃气向外偏转,从而使外涵道的低温空气的温度升高。图 3 (a) 是在波瓣型混合器后一个横截面内的速度矢量图。混合器后产生了明显的涡流,使内外涵道气流之间的混合加快。图 3 (b) 是在火焰稳定器后一个横截面内的速度矢量图。环形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 4 (a) 和 4 (b) 分别为有径向稳定器的子午面内稳定器后轴向速度和湍流动能的径向分布。图中可以看出环形稳定器和径向稳定器产生的回流区及强烈的湍流混合作用。

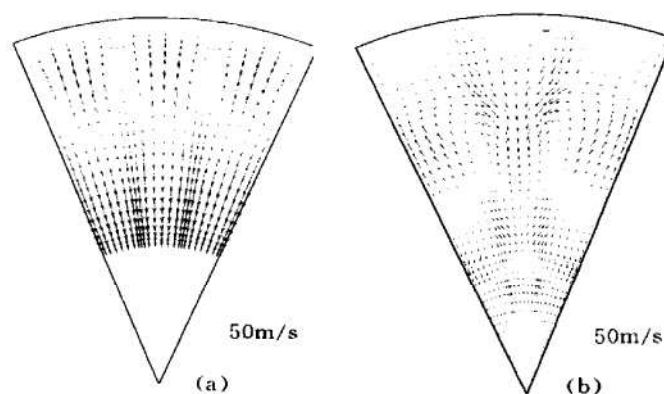


Fig. 3 Cross-sectional velocity vectors

(a) Section behind the lobed mixer

(b) Section behind the flame stabilizers

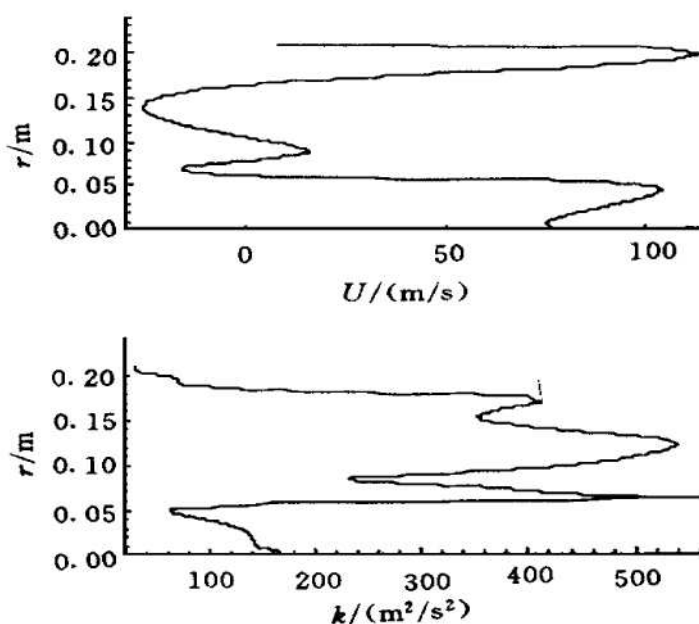


Fig. 4 Flow field behind the ring and radial flame stabilizers

(a) Radial distribution of axial velocity

(b) Radial distribution of turbulent kinetic energy

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无化学反应的湍流流场,计算结果表明波瓣型混合器使得内外涵道的进气在燃烧区前得到充分混合,对组织燃烧十分有利。环形稳定器和径向稳定器后面的回流区在工作状态下能够起到很好的稳定火焰的作用,计算的结果定性合理,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 Sampath S, Ganesan V. Experimental and theoretical investigations behind bluff bodies [J]. Inst Energy, 1981: 213~324.
- 2 Fujii S, Eguchi K. A comparison of cold and reacting flows around a bluff-body flame stabilizer [J]. ASME J Fluids Engng, 1981, 103: 328~334.
- 3 Ballal D R, Chen T H, Schmoll W J. Fluid dynamics of a conical flame stabilizer [J]. ASME J Engng Gas Turbines Power, 1989, 111: 97~102.
- 4 Elghobashi S. Unsteady combustion of fuel spray in jet engine afterburners [C]. Proc 3rd Int Symp Air Breathing Engines, AIAA Publications, Munich, Germany, 1977.
- 5 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.
- 6 Ravichandran M, Ganesan V. Aerodynamic flow investigations in an isothermal model of an afterburner [J]. Exp Fluids, 1994, 17: 59~67.
- 7 叶桃红, 过明道, 陈义良等. 发动机加力燃烧室湍流流场数值计算 [J]. 推进技术, 1999, 20 (1).
- 8 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 [J]. 推进技术, 1998, 19 (2).
- 9 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.

(责任编辑: 盛汉泉)