

文章编号: 1000-8055(2008)07-1205-07

带壁面射流燃烧室燃烧数值模拟

明平剑, 张文平, 雷国东, 朱明刚

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 利用基于非结构化网格有限体积法对三维有壁面射流的燃烧室内两相流动和燃烧进行了数值研究. 对气相流动在 Euler 坐标系下求解, 而对液滴相则利用 Lagrange 方法进行追踪求解. 计算区域采用四面体网格进行划分, 气相流场用 SIMPL EC 计算方法, 对液滴相采用了欧拉隐式方法. 考虑了液滴相与气相的完全双向耦合作用, 分别采用了 Spalding 液滴蒸发模型和涡破碎 (EBU) 燃烧模型, 数值计算结果与文献中实验数据吻合较好.

关 键 词: 气液两相燃烧; 壁面射流; 非结构化网格; 有限体积法

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation of combustion in a wall jet combustor

MING Ping-jian, ZHANG Wen-ping, LEI Guo-dong, ZHU Ming-gang

(School of Power and Energy Engineering,

Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: The gas-liquid two phase flow and combustion in wall jet combustor was simulated numerically using finite volume method based on unstructured grid. The gas phase flow was solved in Euler coordinate, while the droplet was described with Lagrange method. The computational domain was divided with tetrahedron. SIMPL EC method was used for gas phase flow and Euler implicit method for droplet trajectory integration. The interaction between two phases was taken into account with full two way coupling method. Spalding evaporation model was used for droplet evaporating and eddy breakup (EBU) model for combustion. The numerical result is consistent with experimental data in literature.

Key words: gas-liquid two phase combustion; wall jet; unstructured grid; finite volume method

燃烧问题是航空发动机的核心技术. 因此, 燃烧设计技术水平, 也决定了航空发动机的设计水平, 所以国内外都对于流动与燃烧过程投入了很大的力量进行研究. 燃烧数值模拟是 NPSS (Numerical propulsion simulation system) 仿真计划拟解决的关键技术之一. 在 NASA Glenn 研究中心公布的研究计划中, 由 CORSAIR-CCD 程序发展而成的燃烧模拟软件 NCC (National combustion code) 占据重要地位. NASA 计划联合美国国

防部和其它研究机构, 共同研制 NCC 用于目前航空发动机和未来新型航空发动机的设计, 以及用于国民经济建设的其它燃烧问题研究^[1]. 在过去的几十年内, 无论是对航空推进还是地面发电用的燃气轮机国内外都开展了大量的研究工作, 取得了大量的研究成果, 但是要搞清发动机内流动和燃烧, 仍然有很长的路要走. 杨立军等^[2]对液体离心喷嘴喷雾场进行实验研究, 岳明等^[3]采用 VOF (Volume of fluid) 方法研究了离心式喷雾内

收稿日期: 2008-01-10; 修订日期: 2008-04-15

作者简介: 明平剑(1980 -), 男, 湖北孝感人, 博士生, 主要从事计算流体力学研究.

气液两相流动. Cameron C D 等^[4]有壁面射流的燃烧室内燃烧过程进行了实验研究. Datta A 等^[5]利用二维轴对称模型对燃烧室进行了数值模拟. 由于燃烧室壁面周向开有进气孔, 结构与二维轴对称假设存在一定的差距. 本文对同样的模型燃烧室进行了全三维数值模拟研究, 可以预测这种计算更接近真实情况.

1 物理模型

为了与已有实验数据对比, 本文采用文献中几何模型以及相同的初始条件. 对一个如图 1 所示结构的燃烧室内的燃烧与流动作了三维数值计算. 燃烧室形状为圆柱形, 直径 80 mm, 长为 320 mm. 周向 90° 间隔开有两排小孔, 左侧小孔(一次冷却)直径 7 mm, 与前壁面距离 80 mm; 右侧小孔(二次冷却)直径 9.5 mm, 与左侧小孔中心距离为 80 mm. 前壁面有旋流进口, 旋流角度为 60°, 直径为 57 mm, 中间装有直径 19 mm 的雾化装置. 进口空气被预热到 100 °C, 总流量为 163 kg/h, 燃油流量为 3.27 kg/h. 旋流进气、一次冷却、二次冷却进气空气质量分别为 25%, 35%, 40%.

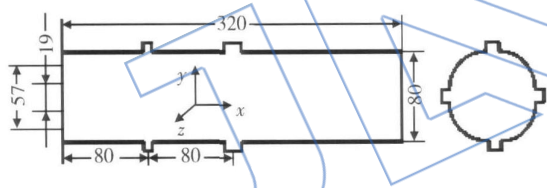


图 1 燃烧室示意图(单位:mm)

Fig. 1 Sketch of combustor

2 数学模型

2.1 气相流动控制方程

质量方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = \dot{m} \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = \nabla \cdot \{ \mu [\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T] \} - \nabla p + S_m \quad (2)$$

气相湍流使用了 $k-\varepsilon$ 模型, 湍动能输运方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} k) = \\ \nabla \cdot \left(\frac{\mu}{\alpha_k} \nabla k \right) - \rho \varepsilon + P \\ P = \mu (\nabla \cdot \mathbf{u}) : (\nabla \cdot \mathbf{u}) \end{aligned} \quad (3)$$

湍流耗散率输运方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \varepsilon) = \\ \nabla \cdot \left(\frac{\mu}{\alpha_\varepsilon} \nabla \varepsilon \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} P - C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} \\ \mu = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \end{aligned} \quad (4)$$

其中使用最为广泛的参数取值为: $C_\mu = 0.09$, $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1.92$, $\alpha_k = 1.0$, $\alpha_\varepsilon = 1.3$, 本文采用了常用数据.

对于流场计算, 进口给定速度和温度, 出口给定压力和温度, 固体壁面给定无滑移边界条件且绝热条件.

2.2 组分输运方程

$$\frac{\partial (\rho w_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} w_i) = \nabla \cdot (\mu \nabla w_i) + S_{wi} \quad (5)$$

式中 w_i 表示第 i 种组分质量分数.

计算过程中, 反应物包括燃料和空气, 生成物为二氧化碳和水蒸汽, 一共有燃料、氧气、氮气、二氧化碳和水蒸汽等 5 种组分.

能量方程

$$\frac{\partial (\rho h)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_h \quad (6)$$

2.3 液滴相输运方程

液滴运动动量守恒方程

$$m^d \frac{d\mathbf{u}^d}{dt} = \frac{\pi}{8} C_D | \mathbf{u}^g - \mathbf{u}^d | (\mathbf{u}^g - \mathbf{u}^d) \quad (7)$$

液滴质量守恒方程

$$\frac{dm^d}{dt} = - \rho^g \beta \pi d^2 (w_{fs} - w_f) \quad (8)$$

液滴能量守恒方程

$$m^d c_p^d \frac{dT^d}{dt} = h \pi d^2 (T^g - T^d) + \frac{dm^d}{dt} \Delta H_v \quad (9)$$

$$Sh(1+B) = 2 + 0.6 Re_d^{0.5} Sc_c^{0.33} \quad (10)$$

$$Nu(1+B) = 2 + 0.6 Re_d^{0.5} Sc_c^{0.33} \quad (11)$$

式中上标 d 表示离散相, 上标 g 表示气相.

2.4 燃烧模型

燃烧模型采用了 EBU 燃烧模型, 化学反应方程式为



3 数值计算方法

网格利用商用软件 Gambit 划分四面体网格, 转化为标准 CGNS 格式文件, 然后通过基于 CGNS

API 方法^[6]将网格读入计算程序.气相采用了 SIMPL EC 算法求解,液滴相采用了 Lagrange 方法求解.

数值计算方法分为两大部分,第一部分为气相(连续相)的数值求解,第二部分为液滴相(离散相)的数值求解.求解过程中考虑考虑了两相之间的动量、质量以及能量交换.整个计算过程都基于非结构化网格框架完成,离散系数计算都以单元面为循环操作对象,数值计算方法适用于任意结构形状单元.考虑到液滴追踪过程为随机过程,计算采用了时间推进方法,对时间项采用了隐式离散格式.下面给出非结构化网格 SIMPL E 算法^[7]:

根据动量方程离散得到速度的离散方程

$$A_p u^* = \sum A_i u_i^* - D \Delta p + S \tag{13}$$

质量方程离散得到

$$\frac{\partial(\rho V)}{\partial t} + \sum_{out} f_o - \sum_{in} f_i = 0 \tag{14}$$

由界面两侧单元中心速度 u^* 插值得到界面流量,为了解决压力 - 速度失耦问题,程序采用了 Rhie-Chow^[8] 插值方法

$$u_r^* = u^* + \left[\frac{D}{A_p} \right] (\Delta p - \overline{\Delta p}) \tag{15}$$

$$f^* = \rho(A \cdot u^*) \tag{16}$$

$$A_p u' = - D \Delta p \tag{17}$$

其中

$$u' = u^* - u^*, \quad p' = p^* - p$$

根据单元中心速度更新确定界面流量更新

$$f = f^* + f' = f^* + \rho(A \cdot u^*) \tag{18}$$

根据质量守恒

$$-\sum \rho \left[A \cdot \left[\frac{D}{A_p} \right] \Delta p \right]' = \sum f^* - \frac{\partial(\rho V)}{\partial t} \tag{19}$$

以上给出的 SIMPL E 算法以矢量形式给出,与具体坐标系及网格形式无关,适用于任意混合网格.接着计算液滴在新的流场作用的速度和位置,并计算液滴运动对其经过的气相单元作用,并以源项的形式加入到气相场的求解过程中.

4 计算结果及分析

4.1 速度场分布

文献中在 $z = 0$ 平面上取了一系列位置进行了轴向速度与温度的测量,本文对相应位置的数值结果与其实验数据进行了对比如下.图 2~图 4 给出了 $z = 0$ 平面上不同 x 坐标位置上轴向沿 y 坐标变化曲线,并与实验值进行了对比.从图 2 可以看出,在

喷嘴附近区域,轴向速度与实验值基本吻合.由于进口旋流器的作用,在喷嘴附近产生旋流,燃烧室壁面处轴向速度高,而中心形成回流.图 3 为 $x = 45 \text{ mm}$ 处轴向速度沿 y 轴变化曲线,计算值变化更强烈,其主要原因复杂的湍流流动引起.图 4 为 $x = 100 \text{ mm}$ 处轴向速度分布,与实验值吻合较好.

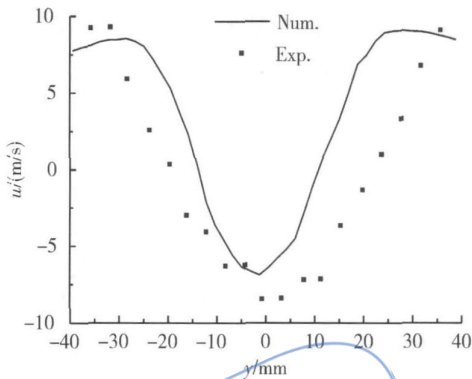


图 2 $x = 20 \text{ mm}$ 轴向速度分布
Fig. 2 Axial velocity component distribution at $x = 20 \text{ mm}$

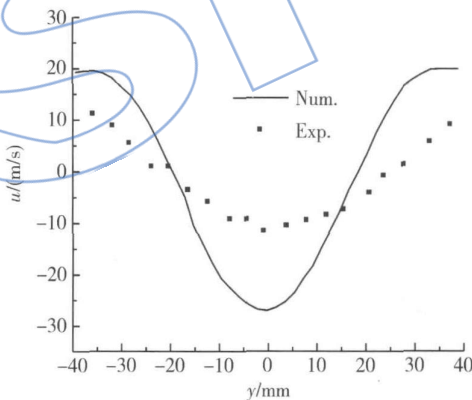


图 3 $x = 40 \text{ mm}$ 轴向速度分布
Fig. 3 Axial velocity component distribution at $x = 40 \text{ mm}$

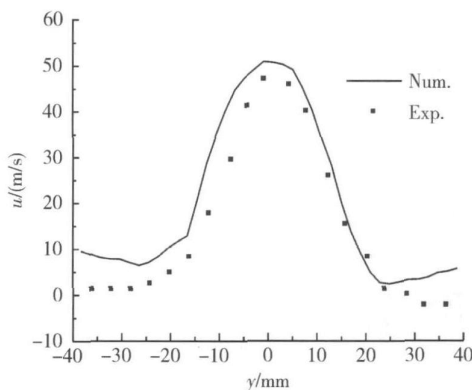


图 4 $x = 100 \text{ mm}$ 轴向速度分布
Fig. 4 Axial velocity component distribution at $x = 100 \text{ mm}$

Fig. 9 Temperature distribution contour on surface $z=0$ mm

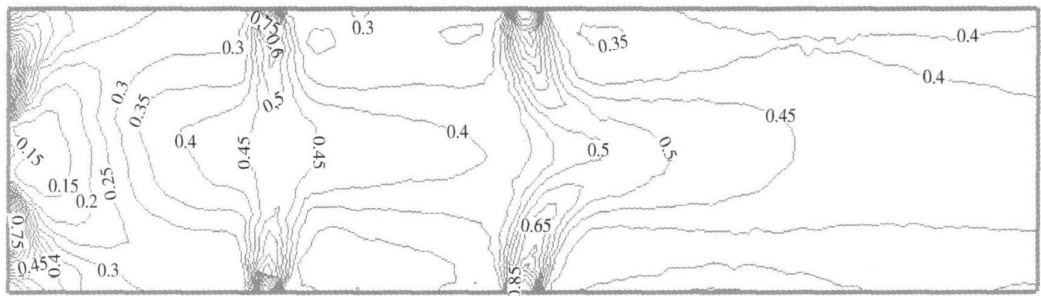


图 10 密度分布等值线图

Fig. 10 Density distribution contour on surface $z=0$ mm

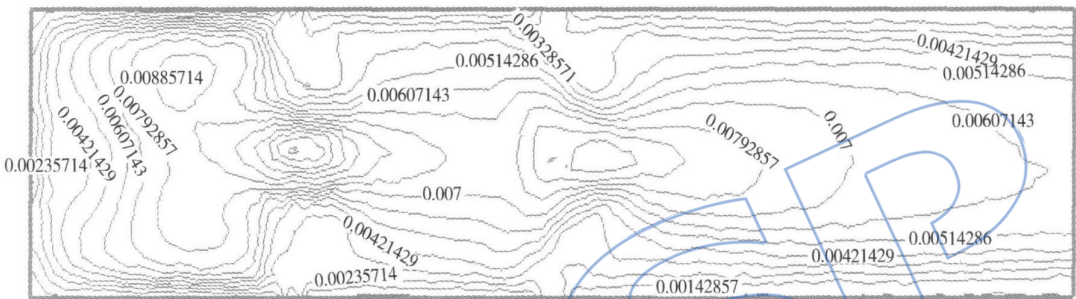


图 11 湍流粘性系数分布等值线图

Fig. 11 Turbulent viscosity distribution contour on surface $z=0$ mm

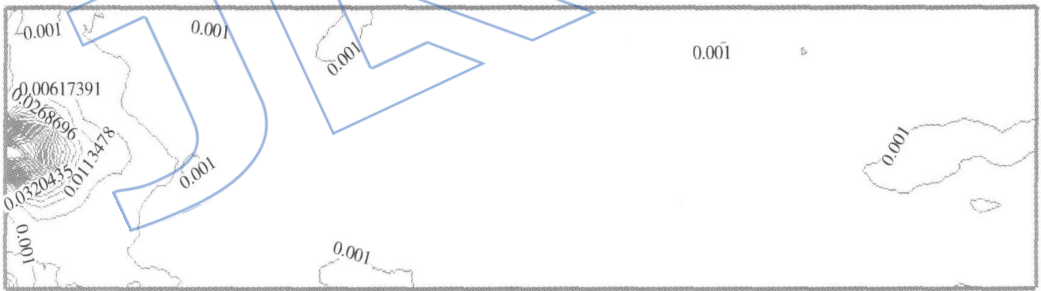


图 12 燃料质量分数分布等值线图

Fig. 12 Fuel vapor mass fraction distribution contour on surface $z=0$ mm

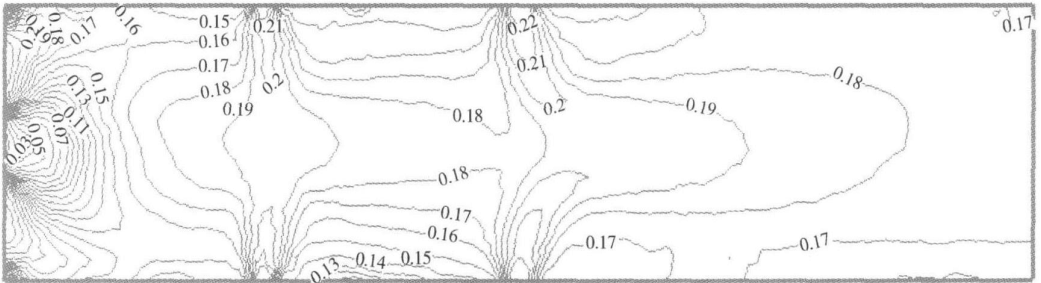


图 13 O_2 质量分数分布等值线图

Fig. 13 O_2 mass fraction distribution contour on surface $z=0$ mm

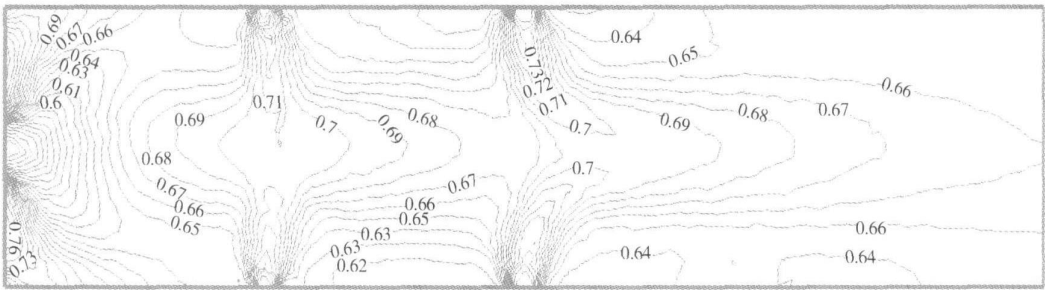


图 14 N₂ 质量分数分布等值线图

Fig. 14 N₂ mass fraction distribution contour on surface $z=0$ mm

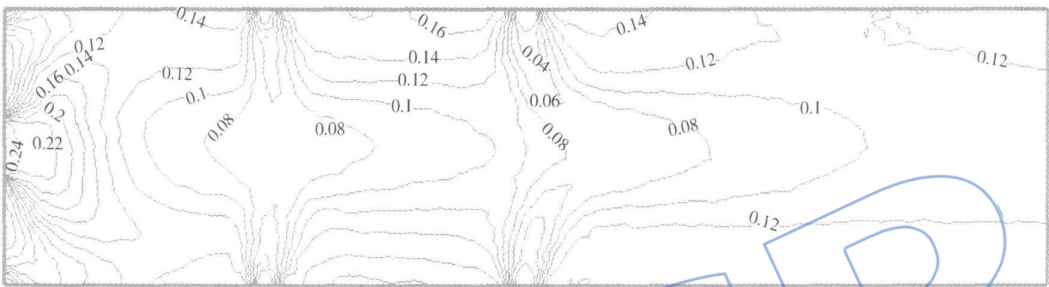


图 15 CO₂ 质量分数分布等值线图

Fig. 15 CO₂ mass fraction distribution contour on surface $z=0$ mm

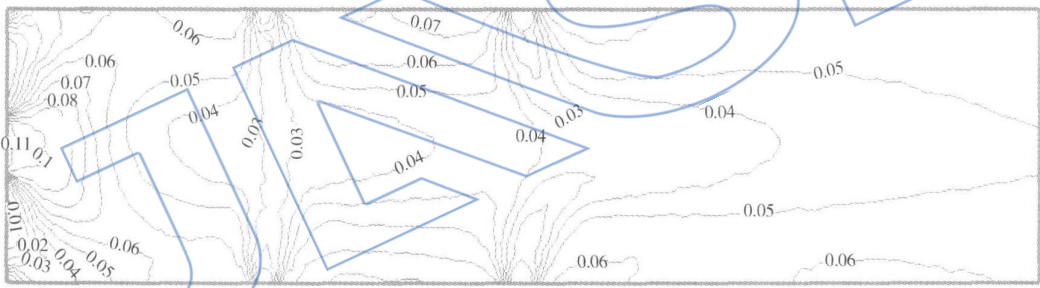


图 16 H₂O 质量分数分布等值线图

Fig. 16 H₂O mass fraction distribution contour on surface $z=0$ mm

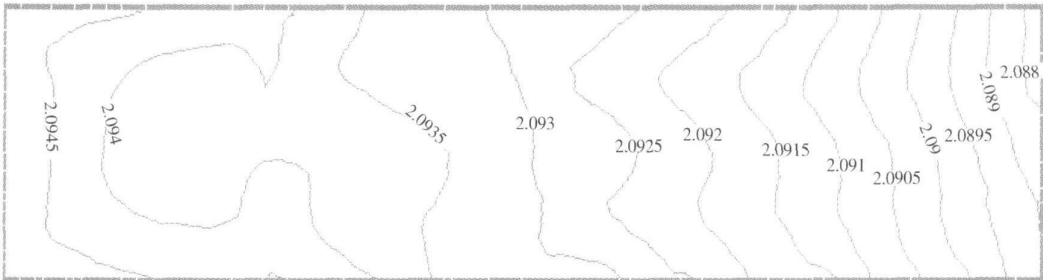


图 17 CO₂ 与 H₂O 质量分数比值分布等值线图

Fig. 17 Ratio of CO₂ and H₂O mass fraction distribution contour on surface $z=0$ mm

4.3 其它计算结果分布

由于文献中没有给出其它物理量的测量值,无法进行对比,本文仅给出其它一些变量的计算值.图 10 给出了 $z=0$ mm 截面上的密度分布,由

于进口空气温度 100 °C,所以空气密度约为 0.7 左右,而燃烧室内部温度很高,密度变小.图 11 给出了湍流粘性系数分布曲线,可以看出湍流粘性系数在 $z=0$ mm 平面上, $x=40$ mm 处最大,其

主要原因是由于旋流与壁面射流的共同作用,这也是引起速度分布与实验值偏差的主要原因,因此,对于强旋流和壁面射流共同作用模型,合理的湍流模型是关键问题之一.图12给出了燃料蒸汽质量分数分布曲线,燃油蒸汽在喷嘴附近含量较高,因为采用了(Eddy breakup, EBU)模型,几乎所有的燃烧在喷嘴附近局部区域完成.图13和图14分别给出了氧气和氮气分布等值线图,氧气含量较低的区域也出现在燃料燃烧区域,其它区域变化较为平缓,而氮气在0.6~0.73范围内变化,梯度较小.图15和图16分别给出了二氧化碳和水蒸气分布等值线图,两图分布趋势基本相似,而由图17可以看出二氧化碳与水蒸气质量分数的比值也在2.095左右,与其化学反应中的质量一致.

5 结 论

本文对有壁面射流燃烧室内的燃烧过程进行了计算,得出了以下主要结论:

1) 采用基于非结构化网格的有限体积方法模拟了气液两相燃烧过程,解决了基于非结构化网格上的欧拉坐标系下的流动方程求解与拉格朗日液滴追踪问题;

2) 本文使用的计算方法可以模拟壁面有射流的燃烧室模型内的燃烧过程,计算结果与文献中实验值基本吻合;

3) 计算结果表明,标准 $k-\varepsilon$ 在模拟强旋流与射流共同作用区域存在较大偏差,引起了流场分布与实验值的偏差;

4) 二氧化碳和水蒸气的质量分数比值在全流场几乎不变,说明文中计算格式能很好的模拟标量输运方程.

参考文献:

- [1] 金捷.美国推进系统数值仿真(NPSS)计划综述[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(1):57-62.
JIN Jie. A summary of numerical propulsion simulation system(NPSS) by NASA[J]. Journal of Gas Turbine Experiment and Research, 2003,16(1):57-62. (in Chinese)
- [2] 杨立军,葛明和,张向阳.液体离心喷嘴喷雾场动态特性的初步研究[J].航空动力学报,2005,20(6):1083-1087.
YANG Lijun, GE Minghe, ZHANG Xiangyang. Preliminary investigation on dynamic characteristics of swirl injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2005,20(6):1083-1087. (in Chinese)
- [3] 岳明,徐行,杨茂林.离心式喷嘴内气液两相流动的数值模拟[J].工程热物理学报,2003,24(5):888-890.
YUE Ming, XU Hang, YANG Maolin. Numerical study of two phase flow in atomizer [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003,24(5):888-890. (in Chinese)
- [4] Cameron C D, Brouwer J, Wood C P, et al. A detailed characterization of the velocity and thermal fields in a model can combustor with wall jet injection[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1989, 111:31-35.
- [5] Datta A, Som S K. Combustion and emission characteristics in a gas turbine combustor at different pressure and swirl conditions [J]. Applied Thermal Engineering, 1999, 19: 949-967.
- [6] 雷国东,柳贡民,明平剑.CGNS API 和 FVM 在非结构混合网格计算中的应用[J].计算物理,2007,24(3):277-281.
LEI Guodong, LIU Gongmin, MING Pingjian. CGNS API and FVM in unstructured hybrid grid computational method[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2007, 24(3):277-281. (in Chinese)
- [7] Ferziger J H, Peric M. Computational methods for fluid dynamics[M]. 3rd ed. Berlin: Springer Press, 2002:107-112.
- [8] Rhie C M, Chow W L. Numerical study of the turbulent flow past an airfoil with trailing edge separation [J]. AIAA Journal, 1983,21(11):1525-1532.