

文章编号:1000-8055(2012)06-1320-06

隐式耦合求解燃烧室内喷雾两相流场

郑 群, 李义进, 孙兰昕

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 在任意非结构网格下, 采用开源程序对某型涡喷发动机环形燃烧室内的喷雾燃烧过程进行数值模拟. 首先选用 $k-\epsilon$ 双方程模型、EBU(eddy break up)-Arrhenius 紊流燃烧模型、颗粒随机轨道模型等模拟流场中的物理过程. 然后用隐式耦合算法求解气相流动, 拉格朗日方法跟踪液滴相在流动区域的运动, 并考虑气相与液滴相的完全双向耦合作用. 仿真实验得到的燃烧室内温度分布、马赫数分布、速度分布、压力分布均较合理, 温度分布与文献中的基本一致, 这表明隐式耦合方法能够较好地模拟燃烧室内流场, 反映其内部流动特点.

关 键 词: 两相流; 燃烧; 喷雾; 颗粒随机轨道模型; 隐式耦合; 数值模拟

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Implicit coupled solution of the combustion chamber with the spray

ZHENG Qun, LI Yi-jin, SUN Lan-xin

(College of Power and Energy Engineering,
Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: In unstructured grid, open source was used to simulate the spray combustion process in annular combustor of a certain turbojet engine. At first, the $k-\epsilon$ two-equation model, EBU(eddy break up)-Arrhenius turbulent combustion model, and particle stochastic trajectory model were selected to simulate the physical process of flow field. Then implicit coupled algorithm was described for solving gas flow, the Lagrangian method was used to track the movement of droplets in the fluid region, and two-way coupling was used for the effect between gas phase and droplet phase. Distributions of temperature, mach number, velocity and pressure obtained from simulation experiments were reasonable, and distribution of temperature was roughly in accord with that of the literature. This shows that implicit coupled method can well simulate the flow fields in combustion chamber, and reflect internal flow features of it.

Key words: two-phase flow; combustion; spray; particle stochastic trajectory models; implicit coupling; numerical simulation

燃烧室是燃气轮机核心部件之一, 它的性能研究在整个燃气轮机的研究中起着关键作用. 燃烧研究主要有实验及数值模拟方法, 由于燃烧实验研究具有难度大、成本高及周期长等特点, 同时

随着高性能计算机的出现以及计算流体力学方法的发展, 数值模拟方法凸现出越来越大的优势, 已成为燃烧室设计的重要工具. 燃烧模拟的方法有直接模拟 (direct numerical simulation, 简称

收稿日期: 2011-08-11

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1320_017.html

基金项目: 国家自然科学基金(50776021); 国家自然科学基金(20092304110004)

作者简介: 郑群(1962—), 男, 黑龙江伊春人, 教授、博导, 博士, 主要从事叶轮机机械气动力学研究.

DNS)、大涡模拟(large eddy simulation, 简称LES)、雷诺平均模拟(Reynolds-averaged Navier-Stokes, 简称RANS). 直接模拟和大涡模拟的计算量很大, 不适合工程应用, 但对深入理解燃烧机理、检验和完善工程模型有价值. RANS 模拟是工程中广泛应用的模拟方法, 它有多种湍流燃烧模型^[1].

在任意非结构网格下, 建立了燃烧室内三维喷雾两相流燃烧过程的数学模型. 分别用 $k-\epsilon$ 湍流模型、EBU(eddy break up)-Arrhenius 燃烧模型计算气相控制方程的湍流黏度 μ_t 、组分反应率 w_i ; 选用 SD-SLAU(shock detecting simple low-dissipation advection upstream splitting method) 格式^[2] 离散气相控制方程的对流项, 中心差分格式离散其扩散项, 并用隐式格式的时间推进法处理非平衡源项、对流项、黏性项, 从而得气相方程的离散形式, 线性化处理其残差; 而后用 Krylov 子空间方法进行求解. 液相采用随机轨道离散模型, 并用拉格朗日方法跟踪液滴相在流动区域的运动. 两相耦合计算采用单元内颗粒源法^[3](particle source in cell, 简称 PSIC 法). 采用上述方法对某型涡喷发动机的环形燃烧室进行数值模拟, 得到了燃烧室的温度分布、马赫数分布、速度分布、压力分布等.

1 燃烧室中的燃烧模型

燃烧室内喷雾两相流是一个复杂的物理和化学过程, 对这一过程的模拟要建立燃烧过程的数学模型, 以及复杂两相流动系统的偏微方程组.

1.1 气相控制方程

将燃烧室中的燃烧过程简化处理成三维、单步、不可逆无限快反应, 即采用单步化学反应机理. 反应物包括燃料和空气, 生成物为二氧化碳和水蒸气, 所以计算过程中一共有燃料、氧气、氮气、二氧化碳和水蒸气 $N_s (=5)$ 种组分, 需要建立如下方程^[4-6]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \oint [F_1 - F_V] \cdot dA = \int_V S_c dV + \int_V S_d dV \quad (1)$$

其中矢量 W 、对流项 F_1 、耗散项 F_V 分别为

$$\begin{aligned} W &= [\rho, \rho v_1, \rho v_2, \rho v_3, \rho E, \rho k, \rho \epsilon, \rho Y_1, \dots, \rho Y_4]^T; \\ F_1 &= [\rho v_i, \rho v_i v_1 + p \delta_{1i}, \rho v_i v_2 + p \delta_{2i}, \\ &\quad \rho v_i v_3 + p \delta_{3i}, \rho v_i E + p v_i, \rho v_i k, \\ &\quad \rho v_i \epsilon, \rho v_i Y_1, \dots, \rho v_i Y_4]^T; \end{aligned}$$

$$F_V = [0, \tau_{i1}, \tau_{i2}, \tau_{i3}, \tau_{ij} \omega_j + q_i, \tau_{ik}, \tau_{i\epsilon}, q_{Y_1}, \dots, q_{Y_4}]^T;$$

其中 ρ 为密度, p 为压力, v_1, v_2, v_3 三个方向速度; E 为内能; k, ϵ 分别为湍流动能、湍流扩散率, $Y_1, \dots, Y_4$ 为各组分质量分数; δ_{ij} 为克罗内克符号, τ_{ij} 为应力张量; q_i 为导热率; $\tau_{ik}, \tau_{i\epsilon}$ 分别为湍流动能、湍流扩散率的耗散量, $q_{Y_1}, \dots, q_{Y_4}$ 组分的耗散量; S_c, S_d 分别为气相场与燃油液滴产生的源项.

1.2 液相控制方程

液相采用随机轨道离散模型. 在 Lagrange 坐标系下, 该模型可追踪油珠群蒸发完全前各自的运动轨迹、质量损失及能量变化^[7].

1) 控制油滴运动的方程为

$$m_d \frac{dU_{i,d}}{dt} = \frac{\pi}{8} \rho_g D_d^2 C_d |U_{i,g} - U_{i,d}| (U_{i,g} - U_{i,d}) \quad (2)$$

油滴轨道方程为

$$\frac{dx_i}{dt} = U_{i,d} \quad (3)$$

其中 m_d 是油滴质量; $D_d, U_{i,d}$ 分别为油滴的直径、速度; $U_{i,g}$ 是瞬时气相速度; C_d 是油珠的阻力系数.

2) 当油滴温度高于沸点时, 油滴受热蒸发, 其直径随时间变化的速率为

$$\frac{dD_d}{dt} = -\frac{4k_g}{\rho_d c_{p_g} D_d} (1 + 0.3 Re_d^{1/2} Pr^{1/3}) \ln(B + 1) \quad (4)$$

式(4)中 B 是蒸发率常数; k_g, c_{p_g} 分别为气相的导热系数、比定压热容; ρ_d 为液相密度; Re 为油滴相对雷诺数; 当油滴直径 D_d 小于某一尺寸时可认为全部蒸发, 并与气体完全混合.

3) 当油滴温度低于沸点时, 周围的高温气体将对它进行加热, 此时温度随时间变化的规律为

$$\frac{dT_d}{dt} = 6k_g Nu \frac{(T_g - T_d)}{\rho_d D_d^2 c_{p_d}} \quad (5)$$

其中, 采用 Ranz-Marshall 公式计算 $Nu; C_{p_d}$ 为油滴比定压热容; T_d 为油滴温度.

2 数值模拟方法

计算包括两部分: 第一部分为气相(连续相)的数值求解^[8], 第二部分为液滴相(离散相)的数

值求解. 求解过程中考虑了两相之间的动量、质量及能量交换.

2.1 气相控制方程的离散和求解

考虑到低马赫数和不可压流动时数值刚性的影响, 采用时间导数预处理方法, 这就重新标度了解方程系统的声速(特征值), 对方程组(1)进行预处理得^[9]

$$\Gamma \frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint [F_I - F_V] \cdot dA = \int_V S_c dV + \int_V S_d dV \quad (6)$$

其中

$$Q = [p, v_1, v_2, v_3, E, k, \epsilon, Y_1, \dots, Y_4]^T,$$

$$\Gamma = \frac{\partial W}{\partial Q}$$

与结构网格相比, 非结构网格更适合复杂几何模型的网格划分, 因此计算采用非结构网格. 采用 SD-SLAU 格式离散对流项^[2], 用高阶格式重构网格界面上的左右两侧的流场参数值; 离散耗散项时, 采用体积加权平均的方法求解界面上相关物理量的梯度^[10].

气相控制方程的离散形式如下:

$$\Gamma V_i \frac{\Delta Q_i^n}{\Delta t} + R_i^{n+1} = 0 \quad (7)$$

将残差 R_i^{n+1} 线性化处理, 并代入式(7)得 $Ax = b$, 其中

$$a_{ii} = \frac{V_i}{\Delta t} \Gamma + \sum_{m=1}^{nb(i)} \left[\frac{\partial (F_I - F_V)_m \Delta S_m}{\partial Q_i} \right] - \frac{\partial (V_i S)}{\partial Q_i},$$

$$a_{ij} = \sum_{m=1}^{nb(i)} \left[\frac{\partial (F_I - F_V)_m \Delta S_m}{\partial Q_j} \right],$$

$$A = (a_{ij}),$$

$$x = \Delta Q_i^n = Q_i^{n+1} - Q_i^n,$$

$$b = -R^n$$

采用 Krylov 子空间方法求解方程组 $Ax = b$. Krylov 子空间方法最主要的优点是不必精确计算雅可比矩阵, 因此可用有限差分方法求解界面上通量的雅可比矩阵 $\frac{\partial (F_I - F_V)_m}{\partial Q_i}$ 及 $\frac{\partial (F_I - F_V)_m}{\partial Q_j}$, 但是有限差分需要额外计算一次通量数值^[10].

2.2 液相控制方程的离散计算

假定喷嘴雾化滴径尺寸服从 Rosin-Rammler 分布

$$R = 1 - \exp \left[- \left(\frac{d_k}{\bar{d}} \right)^n \right] \quad (8)$$

式(8)中, R 为直径小于 d_k 的液滴质量占液滴总质量的百分数; $\bar{d}$ 是液滴的特征尺寸; n 是均匀度

指数. 将滴径分成 L 个尺寸组, 则根据式(8)可计算出颗粒进口质量浓度分布、初始粒径分布. 同时给出各个颗粒的初始速度方向和初始位置. 用 4 阶 Runge-Kutta 法求解式(2), 可求得油滴新的速度 $U_{i,d}$, 然后由油珠轨道方程(3)可确定油滴在计算区域内的运动轨迹, 最后根据当前时刻颗粒位置和颗粒所在网格单元以及下一时刻颗粒位置确定下一时刻颗粒所在网格单元, 此时采用高效稳定的颗粒追踪算法^[11-13].

2.3 计算流程

通过液相离散求得计算区域内的油滴位置、速度、尺寸和温度, 然后再计算每个控制容积中质量、动量和能量的变化, 从而求得油滴相与气相相互作用的源项. 将每个初始尺寸组的油珠各自源项迭加, 得出每个控制容积中油珠和气体相间相互作用的总源项. 迭代过程中, 气液两相交替计算, 最终达到收敛标准, 即可得到气液两相流场分布结果, 整个迭代过程为 PSIC 法. 燃烧室非结构网格是由 ICEM-CFD(integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics)软件生成的. 对 FreeCFD 进行二次开发, 并在此基础上增加燃烧的部分, 得流场计算的开源程序.

3 数值实验

3.1 计算对象

对如图 1 所示的某型涡喷发动机的环形燃烧室进行了数值模拟. 该型发动机的工作过程是, 空气在压气机增压后经过扩压器减速增压, 从燃烧室前部进入环形通道, 然后依次通过火焰筒壁面的各种进气孔(掺混孔、主燃孔等)进入火焰筒, 剩余的空气最后由火焰筒头部的锥罩装置以及旋流器进入燃烧室头部. 喷嘴利用轴向旋流器在火焰筒头部产生的旋流和主燃孔射流的共同作用造成中心回流区来稳定火焰, 后面再接燃气透平.

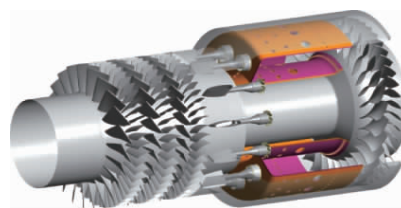


图 1 某型涡喷发动机的结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of a jet turbine

环形燃烧室的结构如图 2 所示,它的火焰环腔是由两个特殊形状的环形薄壳即内壳和外壳构成,火焰管的头部安装有 12 组喷嘴,外壳上有 5 排射流孔,内壳上有 4 排射流孔,其设计工况参数、结构参数分别见表 1 及表 2.

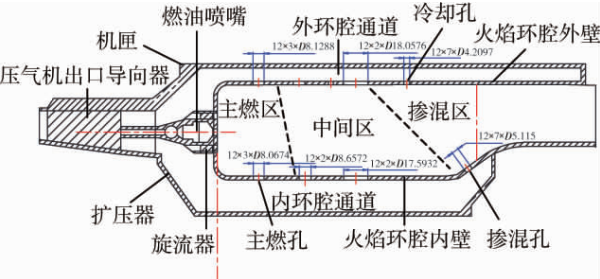


图 2 燃烧室结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of combustion chamber

表 1 燃烧室的设计工况参数

Table 1 Design condition parameters of combustion

空气流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	空气温度/ K	空气压力/ MPa	燃油流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
6.18	485.45	0.4	0.13155

表 2 燃烧室的结构参数

Table 2 Structure parameters of combustion chamber

长度/ mm	入口平均 直径/mm	出口平均 直径/mm	喷嘴数
255	230	250	12

3.2 网格划分

由于环形燃烧室的几何结构比较复杂,取一个喷嘴对应的几何区域作为计算区域,并适当的延伸进出口区域. 在计算网格方面,采用 ICEM-CFD 软件提供的网格生成技术对计算模型划分网格,所用网格主要采用四面体网格(如图 3),自行设计的燃烧室网格数为 339 438.

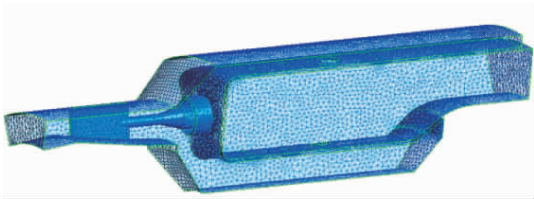


图 3 燃烧室网格

Fig. 3 Grid of combustion chamber

3.3 边界条件

燃烧室空气入口流量、静温、氧气的质量分数分别为 0.515 kg/s , 485.45 K , 0.233 ; 出口采用压力出口,等压力值为 $346\,637 \text{ Pa}$; 壁面采用绝热条件; 燃料采用平均分子式 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$, 其质量流量为 $0.010\,962\,5 \text{ kg/s}$, 速度为 10 m/s ; 液滴颗粒温度、直径分别为 300 K , $5 \times 10^{-5} \text{ m}$; 喷雾锥角为 30° .

3.4 计算结果与分析

由图 4 可见,进口处空气温度仅为 500 K , 经过燃烧后的空气温度迅速升高,高温区集中在主燃区域,覆盖近燃烧室长度的 $1/2$, 中心区域最高达 2400 K , 因此不适于直接进入涡轮导向叶片, 而是进入稀释区适当的降低燃气温度, 出口处的燃气温度降到 1200 K . 将数值模拟实验所得到的温度分布场(如图 4)与文献[14]中的图 18 温度分布场进行比较, 它们的分布规律基本一致.

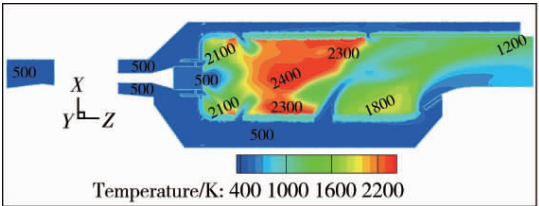


图 4 $y=0 \text{ mm}$ 平面的温度分布云图

Fig. 4 Temperature distribution contour on surface $y=0 \text{ mm}$

在 $Z=0.031 \text{ m}$, $Z=0.064 \text{ m}$, $Z=0.101 \text{ m}$ 分别取截面 Z_1, Z_2, Z_3 , 它们的温度分布见图 5. 总体上讲,三个截面的温度经历了先升高后降低的过程,这说明在截面 Z_1 上,气流与燃料混合但仅有部分燃烧,在截面 Z_2 上,气流与燃料充分混合、燃烧,从而使温度迅速升高. 在截面 Z_3 上,从射流孔进入气流的掺混作用使温度降低.

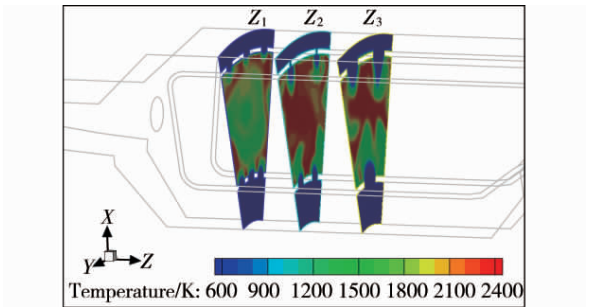


图 5 各截面的温度分布云图

Fig. 5 Temperature distribution contour on sections

由图 6 可见,燃烧室出口环腔沿径向 80% 以上区域的温度均分布在 1200 K 到 1300 K 之间,最高温度 1300 K,最低温度 950 K,温差高达 350 K,因此在燃烧室的后续设计中,还需要重新分配空气进气量。

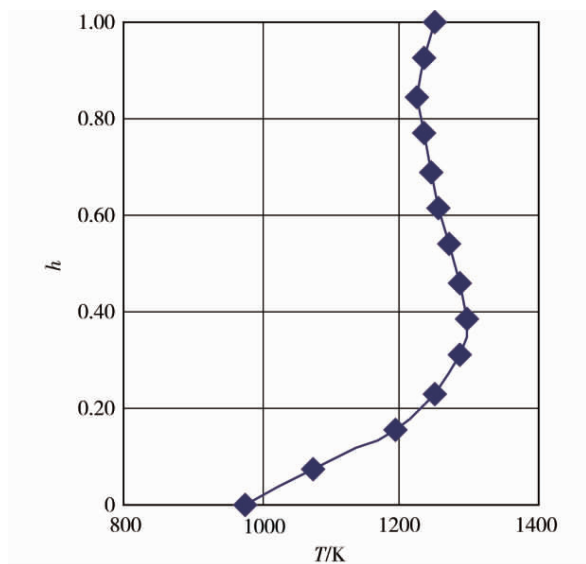


图 6 出口温度径向分布图

Fig. 6 Radial temperature on outlet section

如图 7,在主燃区形成一个低速区,在角区出现对气流突然加速现象,从内环腔上的射流孔进入气流的马赫数高达 0.4,可通过加大孔直径降低其马赫数。如图 8 所示,在主燃区中心产生低压区,并且在各喷射孔处压力梯度较大,这与图 7 结果的分析对应起来。

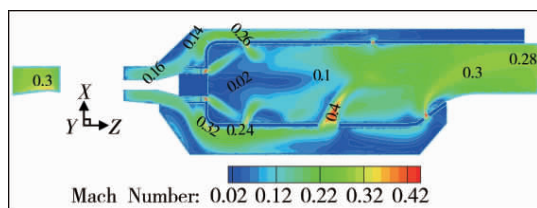


图 7 $y=0$ mm 平面的马赫数分布云图

Fig. 7 Mach number distribution contour on surface $y=0$ mm

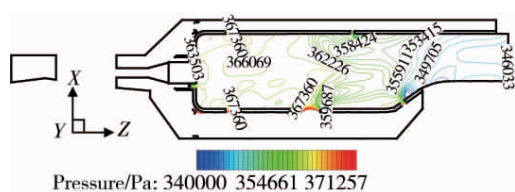


图 8 $y=0$ mm 平面的压力分布云图

Fig. 8 Pressure distribution contour on surface $y=0$ mm

空气在扩压器的两边形成一对稳定的旋涡(图 9 中分别用 A、B 标出),可使从旋流器及内外环腔进气量稳定分配,一定程度上可缓冲上游的气流,延缓喘振。在燃烧室头部的角区形成两回流区(图 9 中分别用 C、D 标出)。回流区的逆流区充满高温燃烧产物,为可燃混气提供自动点火源。由图 9 可知,二次燃烧区与主燃区的气流之间区分并不明显,因此二次燃烧区的作用未能充分体现。由图 10 可以较清楚的看到上述气流结构。

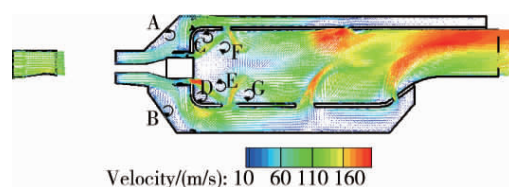


图 9 $y=0$ mm 平面的速度矢量图

Fig. 9 Vectorgraph of velocity on surface $y=0$ mm

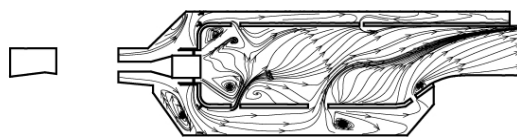


图 10 $y=0$ mm 平面的流线图

Fig. 10 Graph of streamlines on surface $y=0$ mm

4 结 论

采用欧拉-拉格朗日方法对燃烧室气液两相喷雾燃烧进行数值模拟。选用 $k-\epsilon$ 方程模型模拟湍流黏性,颗粒轨道模型模拟两相喷雾燃烧过程中油珠的加热、蒸发及与空气的相互掺混过程,EBU-Arrhenius 燃烧模型估算化学反应速率。数值模拟结果表明:隐式耦合方法求解的温度分布、马赫数分布、速度分布、压力分布均较合理,温度分布和文献中分布情况基本吻合,因此该方法能够较好地模拟燃烧室内流场,反应实际燃烧室中的流动与两相喷雾燃烧过程。在接下来的研究中,将考虑热辐射、液滴的破碎,使整个模型与燃烧室的实际情况符合更好。

参考文献:

- [1] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009.
- [2] Shima E, Kitamura K. On AUSM-family scheme for all speeds with shock detection for carbuncle-fix[R]. AIAA Paper 2009-3544, 2009.
- [3] 蔡文祥, 胡好生, 赵坚行. 涡流器燃烧室头部两相反应流数

- 值模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 837-842.
- CAI Wenxiang, HU Haosheng, ZHAO Jianxing. Numerical investigation of two-phase reacting flows in annular combustor domes with swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 837-842. (in Chinese)
- [4] Amsden A A, Orourke P J, Butler T D. KIVA-2: a computer program for chemically reactive flows with sprays[R]. Los Alamos National Laboratory Report LA-11560-MS, 1989.
- [5] 蔡文祥. 环形燃烧室两相燃烧流场与燃烧性能数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- CAI Wenxiang. Research on numerical simulation of two-phase reacting flow field and combustion performance of annular combustors[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [6] 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.
- [7] 蔡文祥, 赵坚行, 胡好生, 等. 数值研究环形回流燃烧室紊流燃烧流场[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 993-998.
- CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, HU Haosheng, et al. Numerical research of turbulent combustion in reversed-type annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 993-998. (in Chinese)
- [8] Kumar A, Mazumder S. Coupled solution of the species conservation equations using unstructured finite-volume method[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2010, 64(4): 409-442.
- [9] Chen K H, Shuen J S. Three-dimensional coupled implicit methods for spray combustion flows at all speeds[R]. AIAA Paper 1994-3047, 1994.
- [10] Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. UK: Elsevier, 2001.
- [11] Haselbacher A, Najjar F M, Ferry J P. An efficient and robust particle-localization algorithm for unstructured grids[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 225(2): 2198-2213.
- [12] 刘永丰, 明平剑, 张文平, 等. 一种固定网格上拉格朗日点追踪的快速算法[J]. 计算物理, 2010, 27(4): 527-532.
- LIU Yongfeng, MING Pingjian, ZHANG Wenping, et al. An efficient lagrange point tracking algorithm for fixed grids[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2010, 27(4): 527-532. (in Chinese)
- [13] 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(1): 31-35.
- [14] Woo S P, Jeung I S. A study on the flow characteristics of gas turbine engine combustor on/off the operation envelope[C]// Asia-Pacific Conference on Combustion, 5th. Adelaide, Australia: The University of Adelaide, 2005: 161-164.