

文章编号:1000-8055(2009)03-0483-05

多旋流器阵列贫油直喷燃烧室流场的数值模拟

张 群^{1,2}, 徐华胜², 钟华贵², 侯敏杰²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 采用雷诺应力模型(RSM)对于同旋向多旋流器阵列贫油直喷(LDI)燃烧室流场进行了数值模拟. 计算结果表明, 9 个旋流器产生的回流区迅速变形衰减, 在远离旋流器阵列的下游, 形成了一个大的总体旋流. 流场中存在的多个回流区及强湍流表明该燃烧室有潜力实现良好的燃烧性能. 通过将 RSM 的模拟结果与激光多普勒测速仪(LDV)测量值进行比较发现, RSM 准确描述了绝大部分流动特性, 较好地求解了回流区和高速度梯度问题.

关 键 词: 雷诺应力模型(RSM); 贫油直喷 (LDI) 燃烧室; 离散射流; 旋流器

中图分类号: V231.21

文献标识码: A

Numerical simulation of flowfield in a multi-swirler array lean direct injection combustor

ZHANG Qun^{1,2}, XU Hua-sheng², ZHONG Hua-gui², HOU Min-jie²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnic University, Xi'an 710072, China;

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

Abstract: The flowfield in a lean direct injection (LDI) combustor with co-rotating multi-swirler array was investigated using Reynolds stress model (RSM) computationally. The computational results indicate that the recirculation zones generated by nine swirlers deform and decay rapidly, and a unified and large swirling flow is formed far downstream of the swirler array. The existence of recirculation zones and strong turbulence levels indicate the potential for excellent combustion performance and low NO_x emissions. The RSM-computed results were compared with laser doppler velocimeter (LDV) measurements. The results indicate that the RSM accurately describes most of the flow characteristics, contributing to solve recirculation zones and high velocity gradients.

Key words: Reynolds stress model (RSM); lean direct injection (LDI) combustor; discrete jet; swirler

航空燃气轮机燃烧室中由于存在复杂的几何结构、壁面效应、旋流、流动分离等诸多因素的影响作用, 因此其内部的流场总是具有强湍流和高速度各向异性的特点. 在这些流动现象中, 旋流是

必须的燃烧室设计特性. 现代燃气轮机燃烧室使用强旋流来促进燃油\空气的混合并产生稳定火焰的回流区, 从而达到改善燃烧室性能的目的. 在贫油直喷(Lean direct injection, LDI)燃烧室中,

收稿日期:2008-03-08; 修订日期:2008-08-01

基金项目:中国博士后科学基金(20060400302); 西北工业大学“英才培养计划”(05XE0125)

作者简介:张群(1976—),男,辽宁鞍山人,副教授,博士,主要从事燃烧学及脉冲爆震燃烧的应用基础研究.

一个重要的设计特点是将精细雾化的燃油直接喷入高度旋流的气流中来产生均匀的贫油混气,这将能够提高燃烧效率,同时降低 NO_x 和其它污染物的排放量^[1-3]. LDI 燃烧室的另一个优点是通过合理设计旋流器结构来缩短燃烧室长度. 因此,为了实现 LDI 燃烧室的潜在优点,必须充分理解燃烧室内复杂的湍流旋流流动.

为了有效模拟存在旋流、壁面效应、流动分离和回流区的流场,应该使用高精度湍流模型. 目前使用最为广泛的湍流模型是 $k-\varepsilon$ 模型^[4-6],这是由于 $k-\varepsilon$ 模型易于使用,对处理器和内存要求不高. 然而 $k-\varepsilon$ 模型在求解具有高速度梯度和旋流的流动问题时存在很大的缺陷. 这是由于 $k-\varepsilon$ 模型在模拟涡粘性时具有各向同性的特点,因此对于复杂流动容易产生不一致和发散的结果;此外, $k-\varepsilon$ 模型通常也很难描述旋流和回流中存在的较大梯度. 与 $k-\varepsilon$ 模型不同,雷诺应力模型 (Reynolds stress model, RSM) 适于求解各向异性、流线弯曲、应变率突变及旋流等流动,因此,为了更好地理解 LDI 燃烧室内复杂的流动机理,这里采用雷诺应力模型对于带有离散射流同旋向旋流器阵列的 LDI 燃烧室非反应流场进行了数值模拟.

1 数值模拟方法

1.1 几何模型和网格划分

图1显示了直角坐标系下多旋流器 LDI 燃烧室的几何结构及计算网格. 其中矩形进气道截面尺寸为 $72\text{ mm} \times 72\text{ mm}$, 长度为 12 mm . 头部旋流器由9个模块化单旋流器组成,并按 3×3 阵列排布,如图2所示. 其中每个单旋流器由8个离散射流组成,射流直径为 3 mm , 离散射流相对于旋流器纵轴的倾斜角为 35° . 单旋流器中径为 12 mm , 相邻两个单旋流器中心距为 24 mm , 旋流器轴向长度 6 mm . 旋流器下游的燃烧室为 $72\text{ mm} \times 72\text{ mm} \times 220\text{ mm}$ 的矩形通道. 燃烧室进口平面位于 $X = -18\text{ mm}$ 平面,进气速度方向为 X 轴正向. 整个计算域采用非结构化六面体网格,网格数量为170万. 旋流器阵列中所有旋流器的旋向相同,均为逆时针方向,如图2所示. 根据图2中旋流器阵列的分布,9个旋流器根据其各自位置被分为三类,分别为中心旋流器(A)、边壁旋流器(B)和角落旋流器(C). 根据流动机理,同类型旋流器认为是相似的. 图3显示了旋流器阵列的结构及其网格划分.

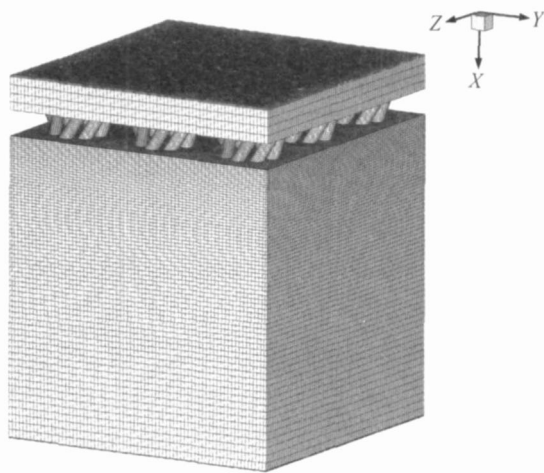


图1 燃烧室计算域网格

Fig. 1 Computational grid of combustor

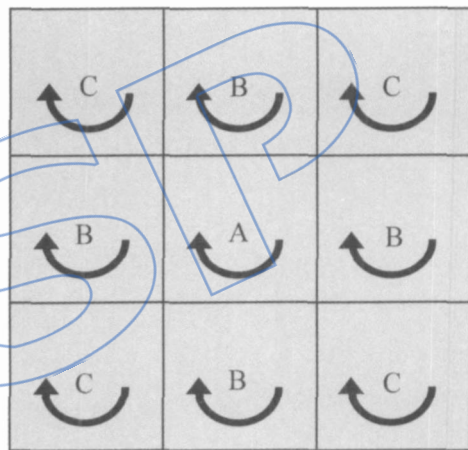


图2 旋流器阵列布局

Fig. 2 Multi-swirler array arrangement

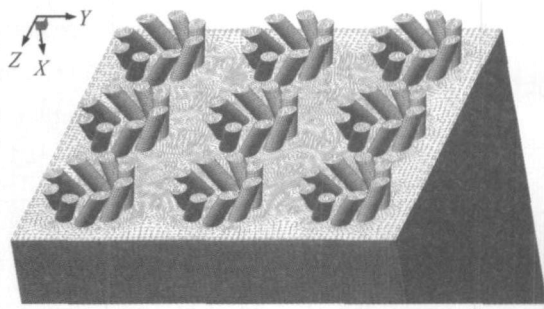


图3 按 3×3 阵列布置的离散射流旋流器

Fig. 3 Discrete jet swirlers in 3×3 arrangement

1.2 边界条件

为了进行比较,计算中采用的气流条件与 Iannetti 等人研究^[7]中的参数相同. 环境压力为1个大气压,旋流器前后的压降是大气压力的4% (4000 Pa),进口气流温度为 300 K ;燃烧室出口压力1个大气压,出口温度为 300 K .

1.3 计算方法

本研究采用 Fluent 软件应用雷诺应力模型^[8]对非反应流场进行了数值模拟. 研究中应用有限体积法对控制方程进行离散. 压力速度耦合采用了 SIMPL E 算法,对壁面处理采用了壁面函数法,对流场中存在的非线性问题采用了欠松弛的方法. 收敛标准取能量方程的残差小于 10^{-6} , 其余各余项残差小于 10^{-4} . 计算中共采用 5 个节点并行计算,每个计算节点的 CPU 主频为 2.4 GHz,内存为 1 G,计算时间 48 h.

2 计算结果与分析

本文的主要目的是采用 RSM 模型对于矩形通道多旋流器 LDI 燃烧室流场特性进行数值模拟和理论分析,并通过激光多普勒测速仪 (Laser doppler velocimeter, LDV) 实验测量值^[7,9]对于计算结果进行比较验证. 由于 LDV 实验测量是在非反应流中进行的,因此这里只进行了燃烧室的非反应流场计算. 受实验数据的限制,这里对于 $X = 3, 13 \text{ mm}$ 横向剖面, $Z = 0$ 轴向剖面以及速度等值面进行了比较分析.

图 4 为下游 $X = 3 \text{ mm}$ 处的轴向速度分布图. 从图中可见,在这一轴向位置,存在四种类型的流型:环形射流区、各旋流器的中心回流区、相邻旋流器之间的低速小回流区,以及在侧壁面与端壁之间形成的角落回流区. 首先,每个旋流器的 8 个离散射流形成了环形射流区. 图中,在这一轴向位置,来自旋流器射流孔的射流流型仍然保持,射流最大轴向速度约为 50 m/s ,由于离散射流尚未发生充分的膨胀扩张,因此旋流器之间的相互作用较小,图中所有旋流器的环形射流区形状都是相似的. 第二,在每个旋流器的中心都形成了一个回流区,这些回流区是由于射流区形成的强烈旋流所产生的,所有旋流器的回流区都呈圆形. 此外,从图中还可以看出,靠近边壁 8 个旋流器的小回流区内的轴向速度分布不是围绕每个旋流器中心的轴对称结构,最高反向轴向速度位置偏离了旋流中心,这表明在回流区中的流体不仅来自自身旋流器,也来自周围旋流器. 第三,在 4 个相邻旋流器交汇处出现了低速小回流区,在这一区域最高反向速度约为 -1 m/s . 这些区域中的大部分流体来自远下游区域,在那里各个旋流器形成的旋流已经汇合在一起. 最后,在侧壁面及端壁之间的角落附近形成了一些很小的回流区,其最高反向速度为 -12 m/s . 这些区域是由高速射流诱

导的二次流产生的. 从图中可见,在这一轴向位置剖面,采用 RSM 模型计算得到的射流轴向速度与 LDV 实验测量值基本一致,此外计算的轴向速度等值线图尺寸、形状和强度都与 LDV 测量值十分吻合,说明 RSM 模型计算结果与实验结果吻合.

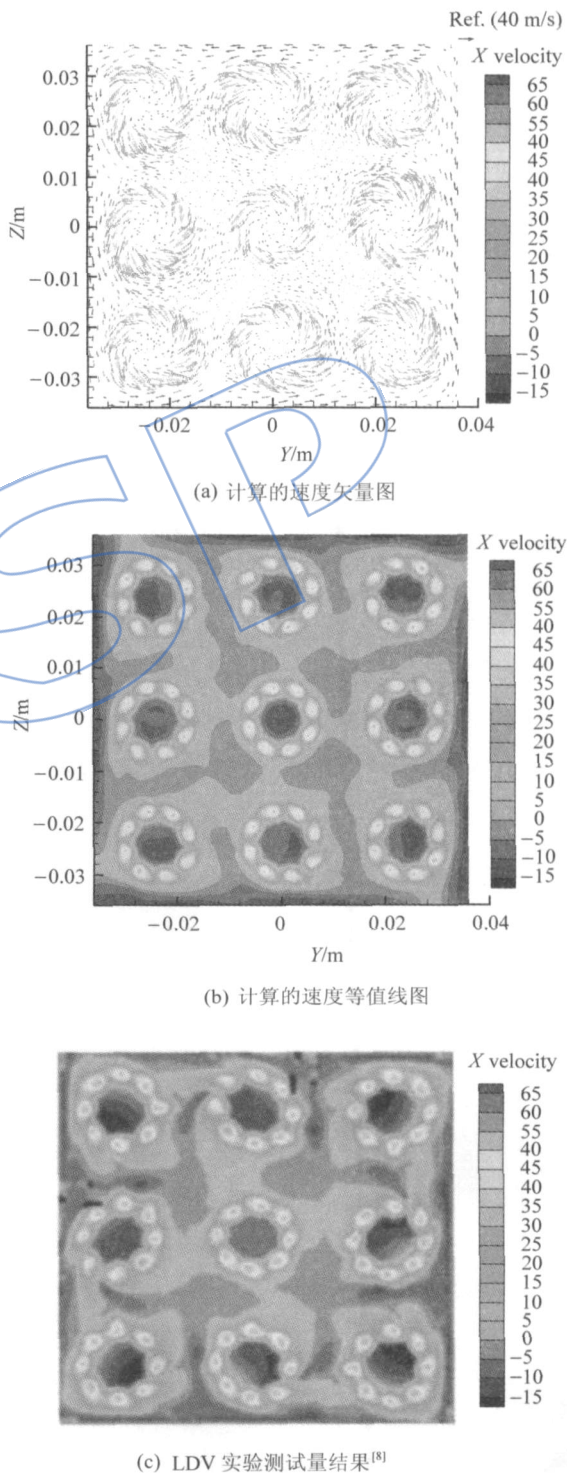


图 4 $X = 3 \text{ mm}$ 处轴向速度分布图

Fig. 4 Axial velocity distributions at $X = 3 \text{ mm}$

图 5 是下游 $X = 13\text{ mm}$ 处的轴向速度分布图. 从图中可见, 当气流从下游 3 mm 处运动至 13 mm 处时, 从旋流器射流孔喷射的射流逐渐膨胀扩张并发生相互作用, 各个旋流器的离散射流已经相互接合形成了连续的旋流. 由于射流的膨胀, 在相邻 4 个旋流器交汇处的气流速度增加, 最初射流的速度特征连同边壁附近的角落回流区消

失, 射流的衰减是由于射流下游的相互作用导致了较高的逆向压力梯度而引起的. 从图中还可以看出, 不同位置旋流器 (A, B 和 C) 所产生的旋流具有明显不同的流型. A 型旋流器的轴向速度保持了轴对称分布, 在其中心处形成了环形回流区; 然而, 靠近壁面附近的旋流器 (B, C) 的轴向速度分布不再是轴对称的, 其产生的回流区出现了变形、拉伸和扭曲, 这是由于旋流之间以及旋流与壁面之间相互作用产生的强剪切而引起的; 此外, 由于回流区的存在, 流场受到了远下游流场的强烈影响, 来自下游的反向流动与来自旋流器的旋流之间存在较强的相互作用, 反向流反馈了充足的角动量来旋转由壁面 8 个旋流器产生的回流区. 在回流区中, 流场是高度不均匀的, 并且并不是沿着每个旋流器轴线对称的. 从图中不难看出, 在这一截面位置, 本研究采用 RSM 计算的回流区形状、位置和大小与 LDV 测量结果基本吻合, 比较而言, LDV 测量的回流区结构更加扭曲.

图 6 是 $Z = 0\text{ mm}$ 轴截面处的轴向速度分布等值线图. 从图中可见, 随着射流的发展, 各旋流器产生的回流区逐渐扩大. 在距旋流器阵列出口下游 10 mm 处, 射流发生相互接合形成环形旋流

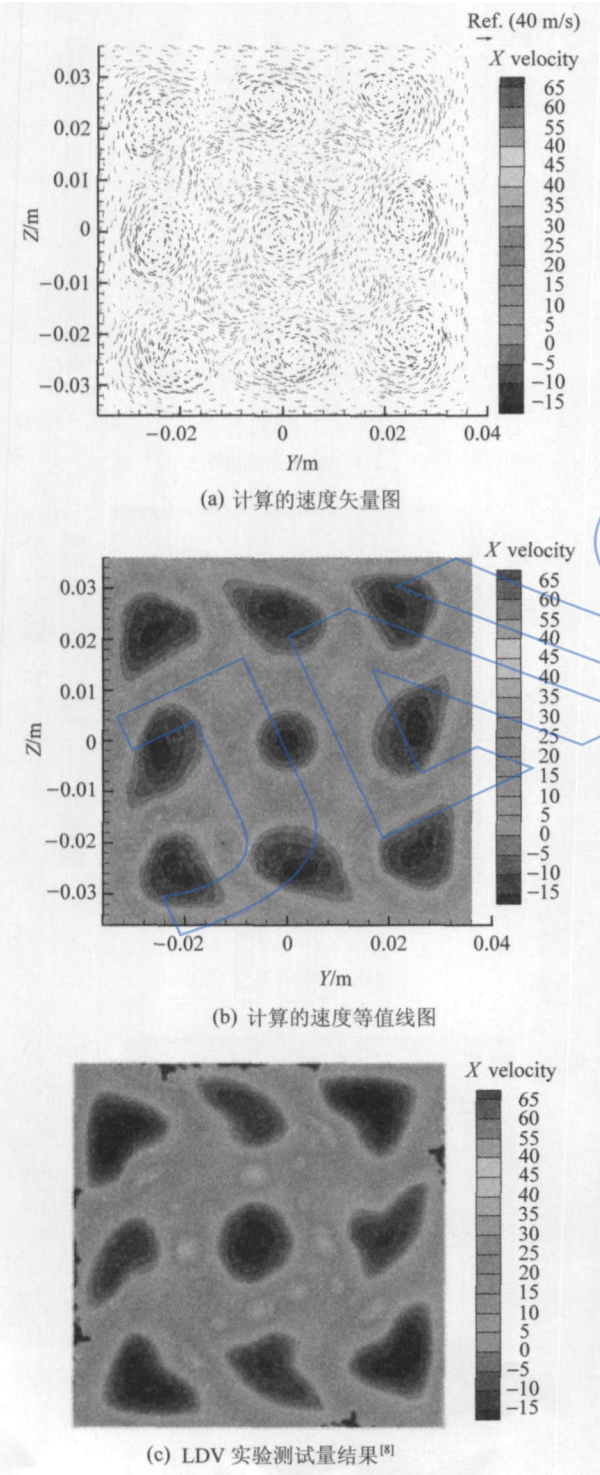


图 5 $X = 13\text{ mm}$ 处轴向速度分布图
Fig. 5 Axial velocity distributions at $X = 13\text{ mm}$

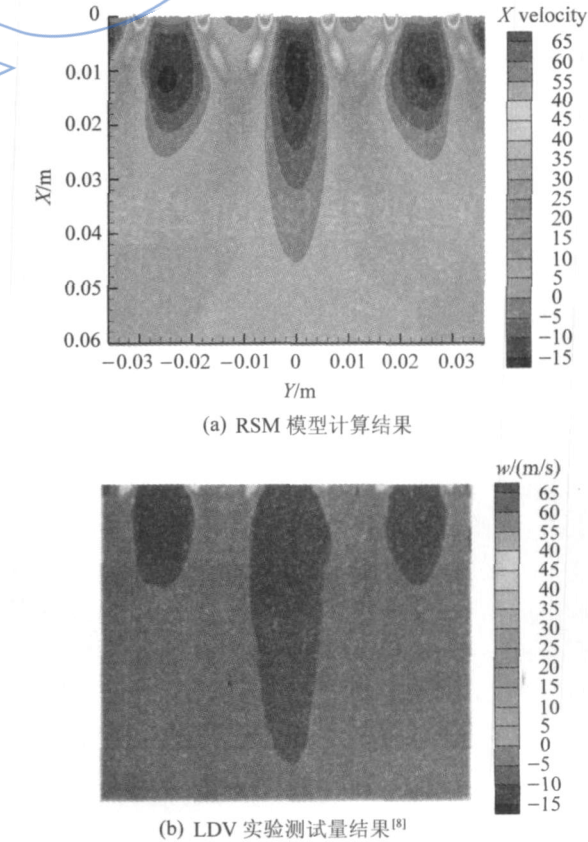


图 6 $Z = 0\text{ mm}$ 处轴向速度分布等值线图
Fig. 6 Axial velocity distributions at $Z = 0\text{ mm}$

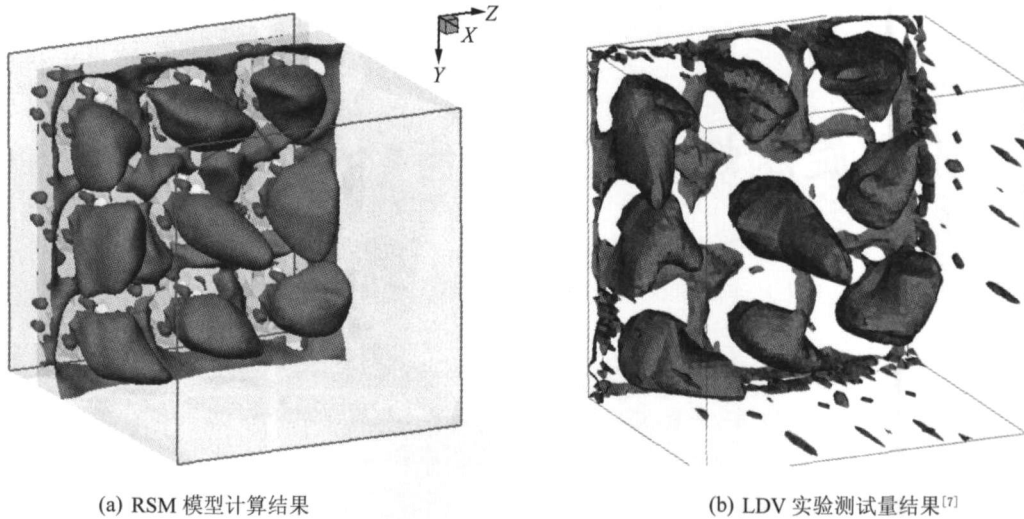


图7 轴向速度为零的等值面

Fig.7 Isosurface of axial velocity = 0 m/s

区,随着旋流区的扩张,回流区面积逐渐增大,流动结构之间的相互作用也逐渐加强.随后,在各中心旋流之间的区域,由于相邻旋流的相反的流动方向导致了流动的滞止和压力的提高,压迫旋流收缩,导致回流区面积变小.从图中可见,计算结果与LDV测量值是基本相同的,计算得到的流场形状与回流区长度都与实验测量结果十分接近,计算较为准确地预测了LDV测量的较强的流动特征.

图7是燃烧室流场中轴向速度为零的速度等值面图,从图中可见,中心旋流器产生的回流区最长,并且其形状和位置保持不变;而外围的8个旋流器产生的回流区长度明显缩短,且出现了严重的扭曲和变形.回流区长度及形状存在差别是由于旋流器的布局 and 位置的不同而引起的.此外,图中在每4个旋流器之间的区域,以及在侧壁面与边壁之间区域存在多个小回流区,这与前面的结果是一致的.从图中不难看出,计算和LDV测量得到的两个流场在总体上基本符合,等值面是相似的,说明本文采用RSM模型的计算结果在总体上对于燃烧室流场进行了准确的预测.

3 结 论

1) 建立了冷流条件下同旋向多旋流器阵列的LDI燃烧室模型,分析了与同旋向旋流器阵列相关的复杂流动机理.

2) 同旋向多旋流器阵列的LDI燃烧室具有复杂的流场特征:各旋流器生成的中心回流区出现了严重的扭曲变形;在紧临旋流器出口的上游

流场,由于空气射流的混合及相邻旋流之间的相互作用导致了流场的高湍流水平;根据旋流器位置的不同,回流区长度各不相同;在远离旋流器阵列的下游,形成了一个大的总体旋流.

3) 流场中存在的多个回流区及强湍流表明该燃烧室有潜力实现良好的燃烧性能.

4) 雷诺应力模型的模拟结果与LDV实验数据符合良好,说明雷诺应力模型准确描述了绝大部分流动特性,较好地求解了回流区和高速度梯度问题.

参考文献:

- [1] Tacina R, Wey C, Laing P, et al. A low NO_x lean_direct injection, multipoint integrated module combustor concept for advanced aircraft gas turbines [R]. NASA/ TM-2002-2111347.
- [2] Tacina R, Mao C P, Wey C. Experimental investigation of a multiplex fuel injector module with discrete jet swirlers for low emission combustors[R]. AIAA Paper 2004-135.
- [3] Tacina R, Mao C P, Wey C. Experimental investigation of a multiplex fuel injector module for low emission combustors[R]. AIAA Paper 2003-0827.
- [4] Shih T H, Chen K H, Liu N S. A non-linear $k-\varepsilon$ model for turbulent Shear flows[R]. AIAA Paper 1998-3983.
- [5] Stubbs R M, Liu N S. Preview of the national combustion code[R]. AIAA Paper 97-3314.
- [6] Launder B E, Spalding D B. The numerical computation of turbulent flows[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974, 3(2): 269-289.
- [7] Iannetti A. National combustion code validated against lean direct injection flow field data[R]. Research & Technology 2002, NASA/ TM-2003-211990, 2003:114-116.
- [8] 王福军. 计算流体力学分析 - CFD 软件原理与应用 [M]. 北京:清华大学出版社,2004.
- [9] Jeng S M, Cai J, Tacina R. Multi-swirler aerodynamics: Experimental measurements[R]. AIAA 2001-3574.