

部分预混旋流火焰不稳定燃烧的大涡模拟

柳伟杰,葛冰,臧述升,翁史烈

(上海交通大学 机械与动力工程学院 动力机械与工程教育部重点实验室,上海 200240)

摘 要: 针对燃气轮机燃烧室内甲烷/空气预混旋流火焰的燃烧不稳定问题进行了大涡模拟。采用两步化学反应机理和有限速率反应模型模拟湍流燃烧,选取 WALE(壁面自适应局部)涡粘模型作为亚网格湍流模型。大涡模拟结果表明:燃烧室内的压力、速度、组份和热释放率均发生了明显的周期性波动,且波动的频率一致。燃烧室内燃烧的振荡主频率为 517 Hz,压力波动相对幅值为 2.9%。在不稳定燃烧过程中喷嘴发生周期性回火。外剪切层附近旋涡产生、脱落引起的非稳定热释放以及热释放对流场的反馈作用是引起不稳定燃烧的主要原因。

关 键 词: 旋流稳定火焰;部分预混;不稳定燃烧;大涡模拟;旋涡-火焰相互作用;瑞利因子

中图分类号: TK16 文献标识码: A
DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2016.04.011

引 言

为了降低污染物排放,现代燃气轮机通常采用贫燃预混或部分预混燃烧技术。然而工作在贫燃状态下燃气轮机燃烧室容易发生不稳定燃烧^[1-3]。不稳定燃烧是指周期性的火焰脉动和具有破坏性的压力振荡,也称为燃烧振荡。引起燃烧不稳定的主要原因包括旋涡-火焰的相互作用、声波-火焰的耦合、边界的扰动、火焰间的干涉作用和火焰的不稳定拉伸等。不稳定燃烧将会导致燃烧室寿命缩短,甚至会对燃烧室造成结构损坏。同时,不稳定燃烧通常会引起回火等问题,对燃气轮机的安全运行造成危害。

不稳定燃烧通常伴随着大尺度相干结构或旋涡的产生^[4]。旋涡的产生与脱落将会导致火焰形状和位置发生周期性变化,从而引起热释放的波动。Venkataraman 等人实验证实了旋涡的周期性脱落和旋涡-火焰相互作用的存在^[5];Poinsot 等人发现旋

涡的形成、输运和燃烧的总时间延迟决定了热释放波动与压力波动之间的相位关系^[6];Davis 等人通过实验揭示了甲烷预混火焰结构的脉动受到喷嘴出口剪切区大尺度旋涡的影响^[7];Therkelsen 等人通过理论和实验得出喷嘴出口边缘旋涡的产生与脱落频率与燃烧的振荡频率密切相关的结论^[8];秦飞等人通过实验和数值模拟的方法对低频不稳定燃烧的机理进行了研究^[9]。结果表明旋涡脱落以及旋涡在燃烧室内的运动是激发低频压力振动的主要原因。上述实验研究证实了旋涡策动燃烧不稳定机理的存在,但对火焰脉动和旋涡运动的耦合是如何激发压力波动仍缺少足够的认识。

随着计算机硬件的发展和数值模拟手段的提高,大涡模拟应用于不稳定燃烧的预测成为了可能^[10-13]。相比于实验研究,大涡模拟能够提供更加丰富全面的流动及燃烧反应信息,为不稳定燃烧的研究提供了有力支持。本研究对突扩型模型燃烧室内甲烷/空气部分预混旋流火焰的不稳定燃烧性进行了大涡模拟,分析了燃烧室内流场结构、压力和火焰的脉动规律,探讨了旋涡-火焰相互作用策动燃烧不稳定的机理,为分析燃烧不稳定性及揭示不稳定燃烧机理提供有意义的参考。

1 喷嘴和燃烧室结构

本研究采用的喷嘴结构如图 1 所示。该喷嘴旋流器由 16 个斜向进气流道组成,空气经过斜向进气流道产生旋流进入燃烧室。旋流器的进气角为 30°,旋流器的出口直径 d 为 21.5 mm。在间隔的空气流道上开设有直径为 1.7 mm 的燃料喷射孔。由于燃料喷射孔靠近旋流器出口位置,因此燃料与空

收稿日期: 2015-03-24; 修订日期: 2015-04-21

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51206109)

作者简介: 柳伟杰(1989-),男,江西上饶人,上海交通大学博士研究生。

通讯作者: 臧述升(1956-),上海交通大学研究员,博士生导师。

气只能完成部分预混,在喷嘴的下游燃料与空气的混合并不充分。

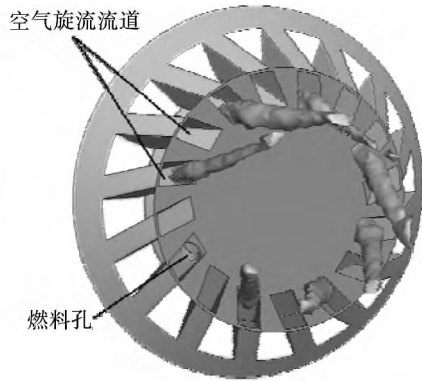


图 1 旋流器结构及甲烷质量分数为 0.1 的瞬态等值面

Fig. 1 Swirler structure and instantaneous iso-surface of methane mass fraction of 0.1

燃烧室的结构如图 2 所示。该突扩型模型燃烧室的直径为 90 mm,长度为 142 mm。在燃烧室的出口处,为了避免出口回流对内部流场结构的影响,将燃烧室的直径收缩为 50 mm。燃料和空气分别沿着轴向和径向进入喷嘴,完成部分预混后在燃烧室内进行燃烧。为了监测燃烧室和空气入口处压力等参数的波动,在空气入口和燃烧室内分别设置了若干监测点,监测点的位置如图 2 所示。a 点为空气入口测点、c 点为喷嘴出口测点、d 和 e 点为燃烧室内测点,其中 d 点和 e 点分别位于喷嘴下游 10 mm 和 50 mm 处。

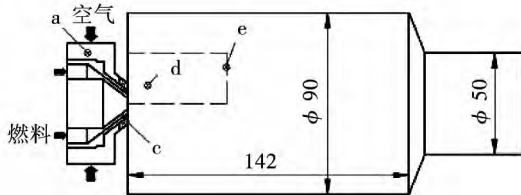


图 2 燃烧室结构示意图
Fig. 2 Schematic of combustor

2 不稳定燃烧的大涡模拟

2.1 LES 控制方程

采用空间滤波函数对瞬态 Navier - Stokes 方程进行滤波,滤波后的质量、动量、能量与组分控制方

程分别为:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \bar{p} \delta_{ij} - \bar{\tau}_{ij} + \tau_{ij}^{sgs}) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{E})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{E} \tilde{u}_i)}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_j} [\overline{u_i(p \delta_{ij} - \tau_{ij})} + \overline{q_{ij}} + \rho \overline{q_{ij}^{sgs}}] + \bar{\omega}_T \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_k}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}_k}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_j} [\overline{J_{j,k}} + J_{j,k}^{sgs}] + \bar{\omega}_k \quad (4)$$

式中: x_i, x_j —坐标轴方向; ρ —密度, kg/m^3 ; u_i — x_i 方向上的速度分量, m/s ; p —压力, Pa ; τ_{ij} —切应力, Pa ; E —总能量, J/kg ; q_j —热通量, W/m^2 ; ω_T —热释放速率, W ; $J_{j,k}$ —组分通量, $\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$; ω_k —化学反应速率, $\text{mol}/(\text{m}^3 \cdot \text{s})$; Y_k —组分 k 的质量分数。

亚网格湍流模型采用 WALE 涡粘模型^[14],亚网格粘性应力 τ_{ij}^{sgs} 为:

$$\tau_{ij}^{sgs} = -2\nu_t \bar{\rho} (\tilde{S}_{ij} - \frac{\tilde{S}_{kk} \delta_{ij}}{3}) + \frac{2}{3} \bar{\rho} k^{sgs} \delta_{ij} \quad (5)$$

其中:

$$\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{2} (\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i}) \quad (6)$$

$$\nu_t = \rho L_s^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij})^{5/2} + (S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4}} \quad (7)$$

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2} (\bar{g}_{ij}^2 + \bar{g}_{ji}^2) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \bar{g}_{kk}^2, \bar{g}_{ij} = \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \quad (8)$$

化学反应通过以下方程描述

$$\sum_{k=1}^N v'_{ks} M_k \rightleftharpoons \sum_{k=1}^N v''_{ks} M_k, s = 1, 2, 3, \dots, M \quad (9)$$

式中: M —反应步数; N —反应物个数; v'_{ks}, v''_{ks} —化学计量数。组份 k 的反应速率可以表达为:

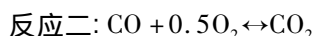
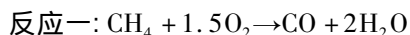
$$\dot{\omega}_k = W_k \sum_{s=1}^M (v'_{ks} - v''_{ks}) (k_{f,s} \prod_{k=1}^N (\frac{\rho Y_k}{W_k})^{v'_{k,s}} - k_{r,s} \prod_{k=1}^N (\frac{\rho Y_k}{W_k})^{v''_{k,s}}) \quad (10)$$

式中: $k_{f,s}, k_{r,s}$ —正反应、逆反应化学反应速率。热释放速率为:

$$\dot{\omega}_T = - \sum_{k=1}^N \dot{\omega}_k \Delta h_{f,k}^0 \quad (11)$$

式中: $\Delta h_{f,k}^0$ —组份 k 的形成焓, J/kg 。

本研究采用 Franzelli 提出的 2S_CH4_BFER 甲烷/空气两步简化化学反应机理^[15]。两个反应方程为:



该机理被证实在当量比不超过 1.4 时是准确有效的^[10]。

2.2 边界条件

燃烧室的进出口声学边界条件将会直接影响燃烧室内的热声不稳定性。对于入口采用恒定质量流量入口。空气的质量流量为 2.51 g/s, 甲烷的质量流量为 0.095 g/s, 燃料与空气的总体当量比为 0.65。甲烷与空气的入口温度均为 300 K。对于燃烧室出口, 由于燃烧室出口的声学阻抗未知, 为了规避这一问题, 将计算域延伸至燃烧室出口下游的环境大空间, 如图 3 所示。该方法认为下游大空间较远处的压力波动对燃烧室出口的影响足够小, 设定大空间出口为常压压力边界条件。为了避免在下游大空间出口处形成回流, 设定了一股平行燃烧室轴线的空气伴流。

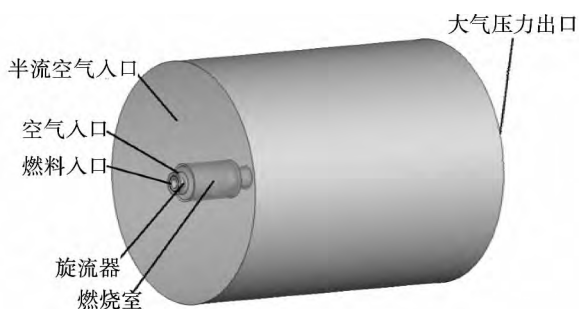


图3 计算域及边界条件

Fig.3 Computational domain and boundary conditions

2.3 网格划分

考虑到模型的部分几何结构(如旋流器、掺混流道)较为复杂且不同计算域网格尺寸的要求也不一样, 因此在划分网格的过程中, 针对旋流器部分、模型燃烧室部分和外界大空间部分采用不同的网格划分。对于旋流器部分, 由于旋流流道及燃料掺混流道结构较为复杂, 采用四面体网格, 网格总体尺寸控制在 2 mm 以下, 并在旋流流道及燃料掺混孔进行局部加密, 保证网格小于 0.3 mm。模型燃烧室和外界大空间部分都采用六面体网格, 模型燃烧室的平均网格尺寸为 1 mm, 大空间部分的平均网格尺寸

为 8 mm, 且在燃烧室的出口处进行了局部加密。3部分网格融合后整体网格数量为 260 万。整体计算网格如图 4 所示(图中外界大空间网格未显示出)。

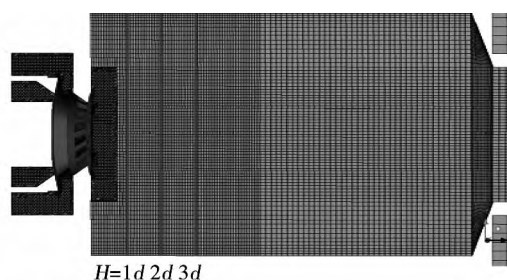


图4 整体计算网格

Fig.4 Computational mesh

采用 FLUENT 软件包求解可压缩的 $N-S$ 方程。空间和时间离散采用具有二阶精度的差分格式。使用 SIMPLEC 算法求解压力速度耦合问题。湍流和化学反应之间的相互作用采用涡耗散概念模型表征。计算的时间步长取为 0.01 ms。

3 结果与讨论

3.1 燃烧室内时均反应流场

为了了解燃烧室内的旋流流场结构, 首先分析了喷嘴下游位置 $H=1d, 2d$ 和 $3d$ 上的时均流场特点。图 5 是 40 ms 流动时间内的轴向、径向和切向时均速度和脉动速度分布。

从图 5(a) 中可以看出: 在喷嘴下游 $1d$ 处, 轴向速度存在两个峰值, 对应于喷嘴出口的高速射流, 速度峰值的径向距离为 19 mm。高速射流与两侧气流存在速度梯度, 在喷嘴出口形成内外剪切区, 该剪切区对于燃烧的不稳定性有着重要影响。在喷嘴的轴线 ($r=0$ mm) 附近轴向速度为负值, 表明在喷嘴下游形成了中心回流区, 最大回流速度为 -7.4 m/s。靠近喷嘴壁面区域 ($23\text{ mm} < |r| < 45\text{ mm}$) 轴向速度为负值, 该负值轴向速度对应于突扩型燃烧室壁面处的角回流区。喷嘴气流的径向速度和切向速度分布都关于 $r=0$ 对称。径向速度较小, 切向速度在 $r=\pm 7.6$ mm 处存在峰值。

随着 H 的增加, 由于高速旋流气流卷吸周围气流并与周围气流发生相互掺混, 气流轴向速度峰值降低, 两峰值对应的径向距离增加, 中心回流区内速度降低, 喷嘴出口的径向速度和切向速度均逐渐减

小。当 $H=3d$ 时,中心轴线附近的速度为零,表明中心回流区的平均长度为 $3d$ 。

从图 5(b) 中可以看出,在喷嘴轴线附近 3 个方向上的脉动速度分量都较大,某些位置上速度的脉动量甚至大于速度的平均值。剧烈的速度脉动看似反映出了喷嘴轴线附近区域高度的湍流,但实际上这是由于流场中旋涡的周期性产生、脱落造成的。

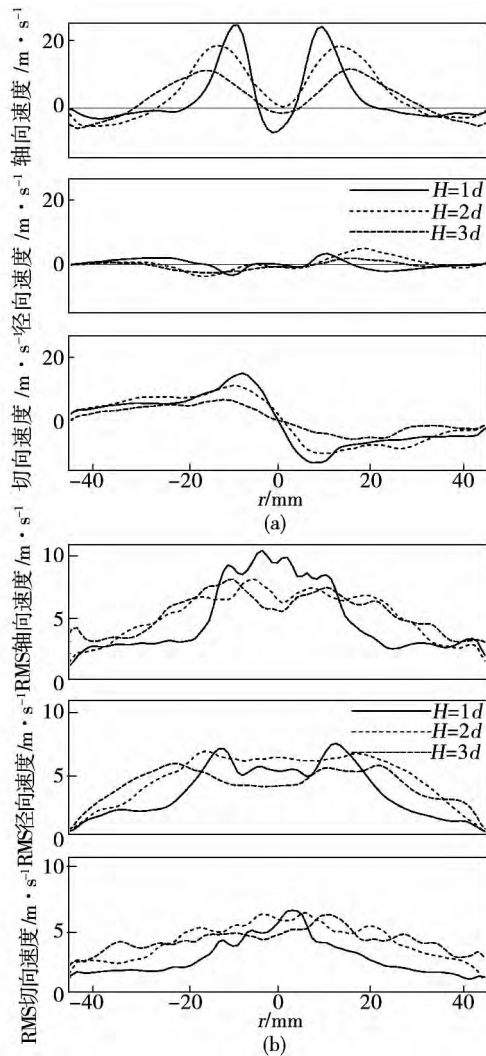


图 5 喷嘴下游不同位置上时均速度和脉动速度分布

Fig. 5 Time-averaged and RMS velocity profiles at different positions downstream of nozzle exit

3.2 部分预混火焰燃烧不稳定性分析

不稳定燃烧的产生将导致燃烧室内的压力、速度和火焰形状及位置发生周期性的波动。图 6(a) 是大涡模拟过程中 c、d 和 e 3 个监测点的压力波动情况。为了简化压力波动的分析,给出的压力值均

为相对于大气压力的表压。从计算结果可以看出,3 个监测点上的压力均产生了明显的波动,且 3 个测点上压力波动的幅值和相位基本一致。通过分析可以得到燃烧室内平均压力为 24 Pa,压力波动的峰峰值 ΔP 为 2 950 Pa,压力振荡的相对幅值为 2.9%。

由于 c、d 和 e 点处压力波动的幅值和相位基本一致,选取 e 点为燃烧室内压力参考点,并对其做快速 FFT(傅立叶变换),结果如图 6(b) 所示。可以看出压力波动有一个明显的振荡主频 517 Hz,对应的压力波动幅值为 1 310 Pa。值得注意的是,除了主频之外,同时还存在着一些频率更高的泛频,这些泛频恰好为 2 倍主频、3 倍主频、4 倍主频……,不过这些泛频对应的压力幅值均很小。

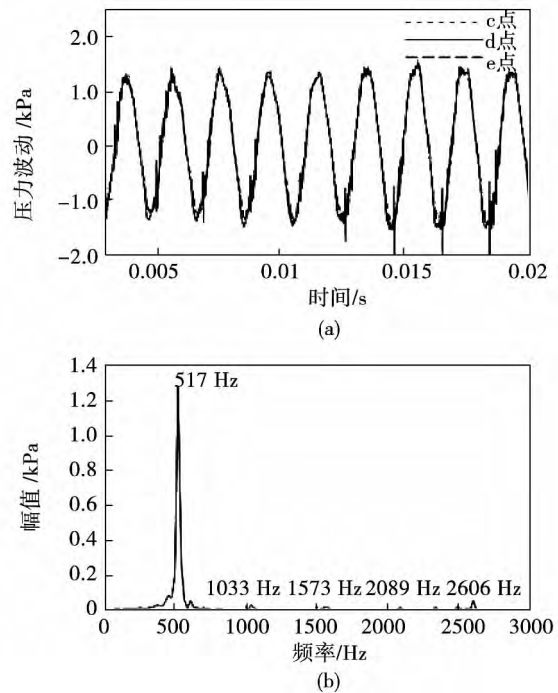


图 6 燃烧室压力波动及 FFT 结果

Fig. 6 Pressure fluctuations in the combustor and FFT result

图 7 是喷嘴前后压差 ($\Delta P_{a-c} = P_a - P_c$)、喷嘴出口轴向速度和甲烷/空气混合物混合分数的波动变化。可以看出,喷嘴前后压差 ΔP_{a-c} 处于周期性的波动状态,在振荡周期的某个时间段, $\Delta P_{a-c} < 0$,即喷嘴出口侧的压力反而比喷嘴空气入口压力高。脉动的压力同时导致喷嘴出口的轴向速度和混合分数也发生周期性的波动,且波动频率与压力脉动频率一致。由于在脉动过程中存在一个时间段的

负压差, 导致喷嘴出口轴向速度在一个时间段内为负值。在这个时间段内喷嘴气流发生了回流, 即在燃烧振荡过程中喷嘴发生了回火。在实际燃气轮机运行中, 周期性的回火将烧蚀喷嘴, 对喷嘴组件造成破坏。

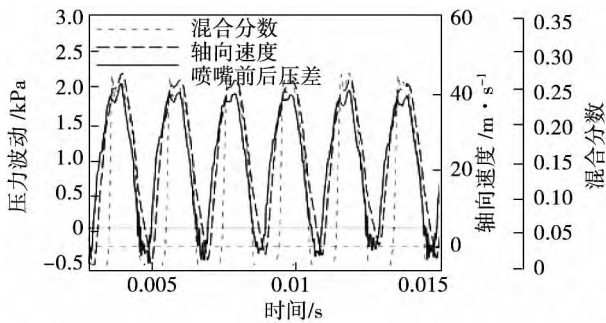


图 7 喷嘴前后压差 (ΔP_{a-c})、旋流器出口 (c 点) 轴向速度和混合分数随时间的变化曲线
Fig. 7 Temporal evolution of the pressure drop (ΔP_{a-c}), axial velocity and mixture fraction in the swirler at probe c

图 8 是空气入口压力 P_a 和喷嘴前后压差 $\Delta P_{a-e} = P_a - P_e$ 随时间的波动曲线。可以看出空气入口压力呈规律的周期性波动, 且喷嘴前后的压差 ΔP_{a-e} 也与入口波动保持同步。因此参考空气入口的压力作为燃烧振荡相位分析的依据。如图 8 所示, 将空气入口压力最小值时刻作为系统波动的零相位点, 并在一个振荡周期内分别划分出 $\pi/2$ 、 π 和 $3\pi/2$ 相位。

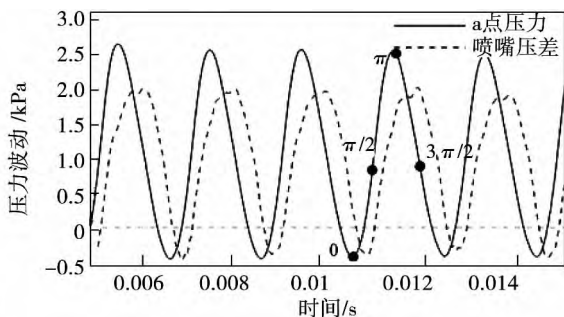


图 8 空气入口压力波动和喷嘴前后压差变化
Fig. 8 Temporal evolution of air inlet pressure and the pressure drop between inlet and chamber (probe e)

图 9 为一个振荡周期内 4 个相位上 700 K 等温面分布, 由图可知, 零相位时, 空气入口压力处于最

小值, 喷嘴前后存在一个较小的正压差, 等温面上的轴向速度均大于零。随着时间的推移, 在零相位到 $\pi/2$ 相位发展过程中, 空气入口压力逐渐增加, 喷嘴前后压差处于负值, 燃烧室内的压力大于空气入口压力。 $\pi/2$ 相位时, 喷嘴的出口位置产生回流, 发生了回火。在 $\pi/2$ 相位到 π 相位过程中, 恒定的空气入口质量流量和喷嘴的回流, 导致空气腔室内的压力急剧升高, 此时空气入口压力大于燃烧室内的压力, 反应物开始喷射进入燃烧室。在 π 到 $3\pi/2$ 过程中, 空气入口压力逐渐下降, 此时喷嘴压差仍为正值, 空气和燃料继续喷射进入燃烧室内燃烧。 $3\pi/2$ 相位图上等温面的外侧出现了速度负值, 这是因为该部分等温面处在角回流区内。在 $3\pi/2$ 至零相位过程中, 空气入口的压力持续降低, 喷嘴的压差逐渐从正值开始下降为负值, 喷射进入燃烧室的可燃反应物总量达到最多, 对应此时温度等值面面积最大。

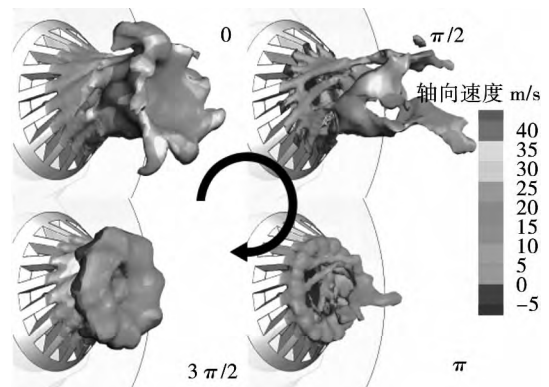


图 9 一个振荡周期内不同相位等温面分布
Fig. 9 Temperature iso-surfaces colored by axial velocity for four different phases in one combustion oscillation cycle

通过上述分析可以看出, 火焰在燃烧室内发生了轴向的周期性运动。火焰沿轴向的周期性运动导致了热释放率的波动, 从而驱动燃烧室内的压力波动。甲烷/空气旋流火焰的总体热释放率和燃烧室中压力随时间的变化如图 10 所示。可以看出燃烧室内的火焰总体热释放率与压力波动基本同步, 不过两者的波动存在一个相位差。

通常采用瑞利因子表征燃烧室内的热释放和压力波动的相互耦合作用。瑞利因子 R 定义为^[16]:

$$R(y, z) = \frac{1}{T} \int_0^T p' q' dt \tag{12}$$

式中: p' —压力脉动, Pa; q' —热释放脉动, W; T —振

荡周期 s 。当 R 为正值,表示热释放与压力波动同相,此时压力的振荡由持续的不稳定热释放驱动,振荡加强。当 R 为负值,热释放与压力波动反相,振荡衰减。

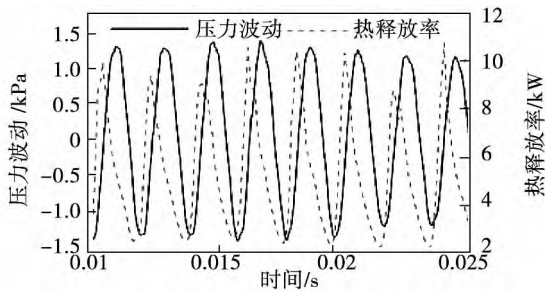


图 10 燃烧室内测点 d 处压力波动和热释放率波动

Fig. 10 Temporal evolution of the fluctuations of the pressure and total heat release in the combustor

图 11 为 $x = 0$ 截面上无量纲瑞利因子 R/R_{max} 分布,其中 R_{max} 为瑞利因子最大值。可以看出,存在瑞利因子正的极大值区和负的极小值区。极大值区分布于喷嘴出口下游剪切层附近,此处瑞利因子为正值,热释放与压力波动相互耦合,起着燃烧振荡加强的作用。极小值区分布在极大值区的下游位置,此位置上瑞利因子为负值,燃烧振荡受到抑制。

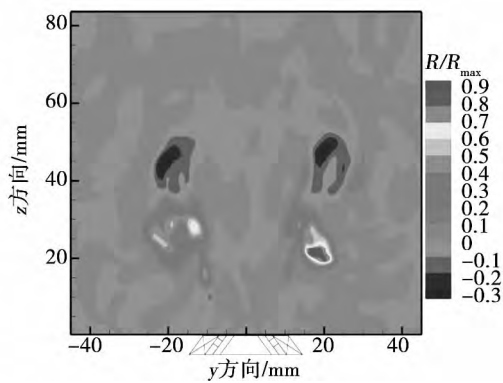


图 11 燃烧室内 $x = 0$ 截面上瑞利因子分布
Fig. 11 Normalized Rayleigh index distribution in $x = 0$ plane

3.3 旋涡 - 火焰相互作用

不稳定燃烧通常伴随着流场结构的周期性波动和大尺度旋涡的产生。许多研究表明火焰与旋涡的相互作用是引起火焰不稳定燃烧的主要原因之一^[17~19]。为了揭示出引起旋流火焰不稳定燃烧的

原因,图 12 给出了不同相位时喷嘴下游(图 2 中虚线框区域所示)的速度矢量图和反应一的化学反应速率分布。

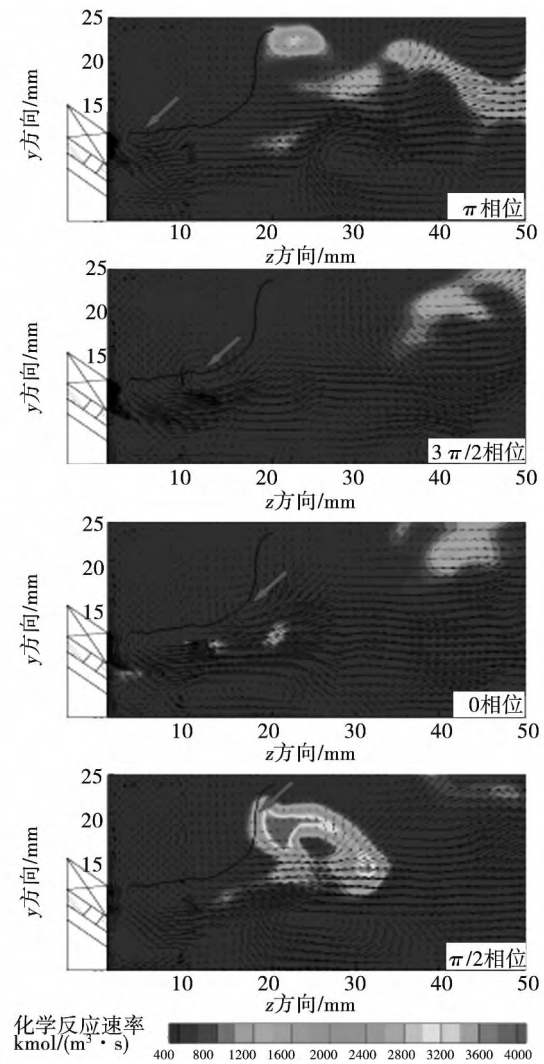


图 12 不同相位时速度矢量图与化学反应速率分布(黑色曲线为涡核移动轨迹)

Fig. 12 Velocity vectors and the corresponding kinetic reaction rates for four different phases (black curve marks the trajectory of vortex core)

从图中可以看出, π 相位时,在靠近喷嘴出口处的外剪切区形成了大尺度的旋涡结构(图中箭头所指位置)。随着时间的推移,在 $\pi - 3\pi/2 - 0$ 相位发展过程中,旋涡沿着剪切层逐渐向下游移动,旋涡移动的轨迹如图中黑色曲线所示。在这个过程中,燃烧室内化学反应速率都很低,意味着参与反应的甲烷很少。在相位 $\pi/2$ 时,该旋涡结构消失,并在旋涡轨迹下游附近化学反应一的反应速率达到最大。与此同时,火焰的热量释放又引起流场结构的

变化, 形成反馈作用, 在下个振荡周期内, 喷嘴出口附近又将重复旋涡的产生、脱落过程。

旋涡的产生、脱落影响着火焰的形状和位置, 同时火焰的非稳定热释反馈作用于流场结构。正是这种旋涡 - 火焰的相互作用引起了燃烧室内持续的燃烧不稳定现象, 这也与 Culick 等的结论一致^[20]。

综上所述, 旋涡 - 火焰的相互作用可以概括为高温的燃烧产物和新鲜混合物在剪切作用下形成大尺度的旋涡结构, 旋涡裹挟着部分新鲜的反应物向喷嘴下游移动, 经过某个特征时间 τ 延迟才被点燃。周期性的旋涡脱落导致旋涡内的燃烧具有周期性的热释放, 当满足 Rayleigh 准则时燃烧室内便出现了热声振荡, 即不稳定燃烧。

4 结 论

针对燃气轮机模型燃烧室部分预混旋流火焰的燃烧不稳定性进行了大涡模拟, 得到以下结论:

(1) 燃烧室内的压力、速度和火焰均发生明显的周期性波动, 且波动频率相同。燃烧不稳定的振荡主频为 517 Hz, 压力波动的相对幅值为 2.9%;

(2) 在燃烧不稳定过程中, 喷嘴出口速度发生周期性的脉动, 在某个时间段内, 喷嘴产生回流, 发生回火;

(3) 外剪切层中旋涡的产生、脱落影响着火焰的形状和位置, 同时火焰的非稳定热释反馈作用于流场结构。旋涡 - 火焰的这种相互作用是引起不稳定燃烧的主要原因。

参考文献:

- [1] Lieuwen T, Yang V. Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience fundamental mechanisms and modeling[M]. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [2] Huang Y, Yang V. Effect of swirl on combustion dynamics in a lean-premixed swirl-stabilized combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 1775 - 1782.
- [3] 张昊, 朱民. 热声耦合振荡燃烧的实验研究与分析 [J]. 推进技术, 2010, 31(6): 730 - 744.
ZHANG Hao, ZHU Min. Experimental study and analysis of thermo-acoustic instabilities in natural gas premixed flames [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 730 - 744.
- [4] Culick F. Unsteady motions in combustion chambers for propulsion systems [R]. RTO AGARDograph, AG - AVT - 039, NATO, 2006.
- [5] Venkataraman KK, Preston LH, Simons DW, et al. Mechanism of combustion instability in a lean premixed dump combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(6): 909 - 918.
- [6] Poinso T, Trounev A, Veynante D, et al. Vortex driven acoustically coupled combustion instabilities [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1987, 177: 265 - 292.
- [7] Davis DW, Therkelsen PL, Littlejohn D, et al. Effects of hydrogen on the thermo-acoustics coupling mechanisms of low-swirl injector flames in a model gas turbine combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 3135 - 3143.
- [8] Therkelsen PL, Enrique PJ, Littlejohn D, et al. Self-induced unstable behaviors of CH₄ and H₂/CH₄ flames in a model combustor with a low-swirl injector [J]. Combustion and Flame, 2013, 160(2): 307 - 321.
- [9] 秦飞, 何国强, 刘佩进. 突扩燃烧室低频燃烧不稳定形成机理分析 [J]. 推进技术, 2010, 31(5): 523 - 528.
QIN Fei, HE Guo-qiang, LIU Pei-jin. Investigation on mechanism of low frequency combustion instabilities in a dump combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 523 - 528.
- [10] Franzelli B, Riber E, Gicquel L Y M, et al. Large-eddy simulation of combustion instabilities in a lean partially premixed swirled flame [J]. Combustion and Flame, 2012, 159(2): 621 - 637.
- [11] Hernández I, Staffelbach G, Poinso T, et al. LES and acoustic analysis of thermo-acoustic instabilities in a partially premixed model combustor [J]. Comptes Rendus Mécanique, 2013, 341(1-2): 121 - 130.
- [12] Hermeth S, Staffelbach G, Gicquel L Y M, et al. LES evaluation of the effects of equivalence ratio fluctuations on the dynamic flame response in a real gas turbine combustion chamber [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 3165 - 3173.
- [13] 万少文, 何国强, 石磊. 突扩燃烧室低频燃烧不稳定主动控制的大涡模拟仿真 [J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 32 - 37.
WAN Shao-wen, HE Guo-qiang, SHI Lei. Large Eddy simulation of active control on low frequency combustion instabilities in a dump combustor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(1): 32 - 37.
- [14] Nicoud F, Ducros F. Subgrid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 1999, 62(3): 183 - 200.
- [15] Franzelli B G. Impact of the chemical description on direct numerical simulations and large eddy simulations of turbulent combustion in industrial aero-engines [D]. Toulouse: Université de Toulouse, 2011.
- [16] Temme J E, Allison P M, Driscoll J F. Combustion instability of a lean premixed prevaporized gas turbine combustor studied using phase-averaged PIV [J]. Combustion and Flame, 2014, 161(4): 958 - 970.
- [17] Reynst F H. Pulsating combustion [M]. New-York: Pergamon Press, 1961.
- [18] Ho C M, Huerre P. Perturbed free shear layers [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1984, 16: 365 - 424.
- [19] Oberleithner K, Schimek S, Paschereit C O. Shear flow instabilities in swirl-stabilized combustors and their impact on the amplitude dependent flame response: a linear stability analysis [J]. Combustion and Flame, 2015, 162(1): 86 - 99.
- [20] Culick F E C. Combustion instabilities in liquid-fueled propulsion systems [C]. AGARD, No. 450, 1988.

(姜雪梅 编辑)

parameters and pre-swirl ratios were used to analyze the flow and heat transfer performance of the rotor stator system with circle pre-swirl nozzles. The obtained results show as the turbulent flow parameter increases, swirl ratio, static pressure coefficient and the heat transfer on the rotating disc increase, and vary apparently along the circumference because of the impingement of the pre-swirl flow. The drag coefficient is gradually increasing along the radial direction due to the influence of the rotary pump, and the non-uniformity along the circumferential direction at the inlet and outlet position is observed due to the inlet pre-swirl flow influence. The rotational disc does work on the flow and increases the total temperature at the low pre-swirl inlet flow condition. The total temperature of the fluid is relative low at the pre-swirl ratio 1.5 because the rotational disc does not do work on the airflow or drive the flow rotation. The inlet flow impinges on the rotational disc and results in the non-uniformity distribution of the Nu along the circumferential direction. This flow behavior leads to the high heat transfer region on the rotational disc surface.

Key words: rotor stator cavity, pre-swirl nozzle, flow and heat transfer, numerical simulation

部分预混旋流火焰燃烧不稳定的大涡模拟 = **Large Eddy Simulation of Combustion Instabilities in a Partially Premixed Swirl Stabilized Flame** [刊, 汉] LIU Wei-jie, GE Bing, ZANG Shu-sheng, WENG Shi-lie (Key Laboratory for Power Machinery and Engineering of Ministry of Education, School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China, Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016, 31(4). -67~73

Large eddy simulation (LES) of a methane/air partially premixed swirl stabilized flame is carried out to investigate combustion instabilities in a gas turbine model combustor. The finite-rate chemistry model with a two-step simplified reaction mechanism is used to simulate the turbulent combustion. The subgrid-scale turbulent stress is modeled using WALE eddy-viscosity model. Numerical results show that the parameters in terms of pressure, velocity, and mixture fraction and heat release rate in the combustor oscillate at the same frequency. The main frequency of combustion oscillation is 517 Hz and the relative amplitude of pressure fluctuation is 2.9%. Combustion instabilities lead to flame flashback into the nozzle at a certain time during the oscillation period. Vortex generation and shedding off in the outer shear layer result in unsteady heat release fluctuation, meanwhile, heat release feeds back to the

flow field ,which is the main reason causing combustion instabilities. **Key words:** swirl stabilized flame ,partially premixed ,combustion instabilities ,large eddy simulation ,vortex-flame interactions ,Rayleigh index

背压环境下压力喷嘴雾化特性实验研究 = **Experimental Study on the Atomization Characteristics of Pressure Nozzle** [刊 汉]ZHANG Liang ,LU Zhen-hua (Shanghai Jiaotong University Key Laboratory for Power Machinery and Engineering of Ministry of Education ,Shanghai ,China ,Post Code: 200240) ,Liu Yu-feng (Systems Engineering Research Institute ,Beijing ,China ,Post Code: 100036) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(4) . -74 ~78

In this paper a test facility is designed such that it can provide a stable backpressure for the spray nozzle and is also equipped with the data collection and measurement system. And a study on the spray atomization characteristics of a pressure nozzle is performed by using this test facility. The nozzle flow coefficient is obtained with a flow meter. The experimental results show that the atomization angle will decrease when the backpressure increases and eventually approaches a stable value. Near the nozzle ,the diameter of droplets decreases with the backpressure under the same pressure difference. Away from the nozzle ,the droplet diameter increases with the backpressure. With the backpressure less than 3 bar ,the average droplet diameter changes evidently with pressure difference. However ,the droplet diameter change is not remarkable with pressure difference when it reaches 4 bar. **Key words:** backpressure ,pressure difference ,mass flow ,atomization angle ,average diameter

CFB 锅炉掺烧高钙煤矸石自脱硫性能试验研究 = **Experimental Study on Self-desulfurization Performance of Blending the Gangue Coal with High Calcium in CFB Boiler** [刊 汉]LIU Bo ,ZHENG Wen-guang ,ZHANG Xin (China Huadian Electric Power Research Institute ,Hangzhou ,China ,Post Code: 310030) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31(4) . -79 ~83

Experimental study on the self-desulfurization performance of gangue coal mixed with different proportions and the desulfurization performance in conditions of furnace sorbent injection was carried out by a power plant to investigate