

部分预混燃烧室热声不稳定及火焰结构实验分析

余志健^{1,3}, 杨 旸^{1,2}

- (1. 中国科学院工程热物理研究所 先进燃气轮机实验室, 北京 100190;
2. 中国科学院工程热物理研究所 南京未来能源系统研究院, 南京 211135;
3. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘 要: 为探明旋流部分预混燃烧室热声不稳定特性及其与火焰结构关系, 进行了自激热声实验。采用重构相图解析压力脉动、采用瑞利指数表征其与热释放率脉动关系、采用本征正交分解获得火焰相干结构。结果表明: 随当量比增加, 压力脉动呈现低振幅脉动、间歇振荡、极限环振荡和低振幅脉动, 脉动频率受腔体 1 阶纯声学模态(特征频率约 80.8 Hz)控制。未发生振荡, 瑞利指数维持在零值; 热声不稳定时, 瑞利指数在零值以上。本征正交分解表明, 极限环振荡, 前 2 阶模态(模态能量占比 55% 以上)火焰分布沿纵向发生变明和变暗交替变化, 由连续涡脱落导致, 且模态时间系数频率 83.2 Hz 与压力脉动频率 83.3 Hz 一致; 低当量比, 模态无明显空间分布规律; 间歇振荡, 主导模态为火焰轴对称热释放率变化; 高当量比, 火焰仅外边缘沿纵向发生大尺度脉动。

关 键 词: 旋流预混燃烧室; 热声不稳定; 相空间; 瑞利指数; 本征正交分解; 火焰相干结构
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Investigation of thermo-acoustic instabilities and flame structures in a partially premixed combustor

YU Zhijian^{1,3}, YANG Yang^{1,2}

- (1. Advanced Gas Turbine Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Nanjing Institute of Future Energy System, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 211135, China;
3. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Self-excited instability experiments were performed to investigate the thermo-acoustic instabilities and their relationship with heat release rate fluctuations in swirled partially premixed combustors. The reconstructed phase space was used to figure out the pressure fluctuations, and their relationship was analyzed by using Rayleigh index. The proper orthogonal decomposition method was employed to extract flame coherent structures. Results indicated that pressure fluctuations presented evolutions of low-amplitude, intermittent, limit cycle and low-amplitude oscillations, with the increase of equivalence ratio. The fluctuation frequency was controlled by the first order pure acoustic mode of the cavity (eigenfrequency was around 80.8 Hz). The Rayleigh index was around zero value when oscillations

收稿日期: 2022-02-23

基金项目: 国家重大科技专项(J2019-III-0020-0064)

作者简介: 余志健(1993—), 男, 博士生, 主要从事燃机燃烧室热声不稳定研究。

通信作者: 杨旸(1984—), 女, 研究员, 博士, 主要从事燃机燃烧室研究。E-mail: yybelinda@outlook.com

引用格式: 余志健, 杨旸. 部分预混燃烧室热声不稳定及火焰结构实验分析[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2851-2864. YU Zhijian, YANG Yang. Investigation of thermo-acoustic instabilities and flame structures in a partially premixed combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2851-2864.

occurred, while this parameter maintained positive at the thermo-acoustic instability state. The proper orthogonal decomposition results showed that the flame distributions reflected by the first two order modes (the total energy of these two mode was above 55%) became bright and dark alternately along the longitudinal direction at the limit cycle, resulting from continuous vortex sheddings. The frequency of time coefficients (83.2 Hz) was consistent with that of pressure pulsations (83.3 Hz). At the low equivalence ratio, the mode spatial distribution had no regular pattern. When oscillations were intermittent, the dominant mode was of an axisymmetric pattern. Only the outer edge of the flame had large-scale longitudinal motions at a high equivalence ratio.

Keywords: swirled premixed combustor; thermo-acoustic instability; phase diagram; Rayleigh index; proper orthogonal decomposition; flame coherent structure

低污染燃气轮机采用贫预混燃烧方式降低污染物排放,且燃烧室壁面取消了主燃和掺混孔,声学阻尼降低,极易产生热声不稳定^[1]。同时随着低碳燃料氢气的应用,由于氢气火焰传播速度更快且火焰面更易褶皱,氢动力燃烧室将面临更严峻的热声不稳定问题^[2]。热声不稳定由火焰热释放与压力脉动耦合放大而产生的一种不稳定现象,表现为燃烧室内大幅压力脉动,将造成燃烧室及下游关键部件损坏和影响发动机性能^[1]。

热声不稳定主要涉及喷嘴气动、火焰动力学及燃烧室声学三方面耦合,并受当量比^[3]、入口温度^[4]及氢气掺杂^[5]等因素影响。其中燃烧室声学特性作为热声不稳定外部条件,其主要影响因素为集气腔及燃烧室整个腔体的固有声学模态^[6-7]和进出口声学阻抗边界条件^[8]。而作为脉动单级子“声源”的内因为燃烧和旋流等非定常化学反应和流动引起的中心和角回流区、剪切层脉动、进动涡核(PVC)、火焰拉伸及连续涡脱落效应等因素导致的火焰热释放率脉动。Han等^[9]研究了分级旋流燃烧室中值班级及主燃级火焰间相互作用对燃烧不稳定的影响,发现在值班模式,火焰大尺度集总脉动是燃烧不稳定的主要因素;在主燃模式,火焰对流作用产生的脉动起主导作用;在分级状态,两种因素共存而导致压力脉动产生两个主频。王振林等^[10]对单级旋流燃烧室进行数值模拟研究发现进动涡核引起了火焰规律性的卷曲,对低温未燃和高温已燃气体的混合起到了加速作用,导致局部区域混合物引燃,进而影响热释放率脉动。Taamallah等^[11]研究了旋流火焰宏观结构对热声不稳定的影响,发现热声不稳定状态下,由于横向对流,角回流区火焰发生间歇性的闪烁。Wang等^[12]实验研究表明抬升火焰、双层火焰和V形火焰下热声不稳定脉动特性不同。

由于火焰和旋流流场动态结构复杂性,需进

一步解析动态火焰内在的脉动结构特性,以从火焰结构源头指导燃烧不稳定调控。本征正交分解(proper orthogonal decomposition, POD)^[13]和动力学模态降解(dynamic mode decomposition, DMD)^[14-16]是两种广泛应用于数据降维和流场分析的后处理方法,可从大量高维数据中提取动力学系统主要相干结构和潜在信息。Hall等^[17]采用POD方法提取了二维翼型绕流的流场相干结构。Huang等^[18]对比了本征正交分解和动力学模态降解分析燃烧室自激燃烧不稳定差异,POD物理解释随包含的空间信息的完整性而变,而DMD能够对不同的空间信息提供一致的物理解。苏贺等^[19]采用POD方法分析了分级燃烧火焰,发现分级比较大时,预燃级火焰可改善火焰根部稳焰特性,削弱火焰面周期性膨胀和收缩,进而抑制燃烧不稳定性。马静等^[20]用POD方法处理了贫燃完全预混旋流火焰,得到了火焰的空间模态分布,发现模态转换前后两个工况是由涡脱落模式向旋转模式变化。

先前对旋流完全或部分预混燃烧室压力脉动及火焰结构等已有研究,而采用燃机典型部分预混方式的燃烧室燃烧不稳定研究相对较少。本文中部分预混^[21]指空气与燃料未在集气腔内充分的预混合,而是与真实燃烧室一样由叶片表面燃料孔喷出燃料后,燃料和空气在一定长度预混段内混合,其热声特性与完全预混合燃烧有一定差异。火焰特性为热声不稳定发生内因,当量比作为影响火焰结构变化的重要因素,其影响热声不稳定产生详细机理还需探明,且火焰结构、压力脉动及热释放率脉动三者关系还需进一步解析。本文对一燃机典型旋流部分预混燃烧室自激热声进行了实验研究,采用重构相图解析压力脉动、采用有限元法计算了实验段腔体特征模态、采用瑞利指数表征其与热释放率脉动关系和采用本征正交分解获得火焰脉动相干结构。对比了不同当

量比下压力脉动、热释放率脉动及火焰结构, 为燃烧室燃烧不稳定调控提供指导。

1 实验装置及分析方法

1.1 旋流预混燃烧室实验装置

旋流预混燃烧室自激热声不稳定实验系统示意图如图 1 所示。实验系统包括空气供应系统、

燃料供应系统、实验段和测量系统。采用纯度为 99.9% 的甲烷为燃料, 经甲烷质量流量计 (Seven star D07-9E, 量程为 0~100 L/min) 后接入集气腔底部燃料管。由螺杆空压机产生 0.6 MPa 压缩空气经储气罐、冷干机及空气质量流量计 (Seven star D07-60B, 量程为 0~800 L/min) 后分两路进入集气腔底部。

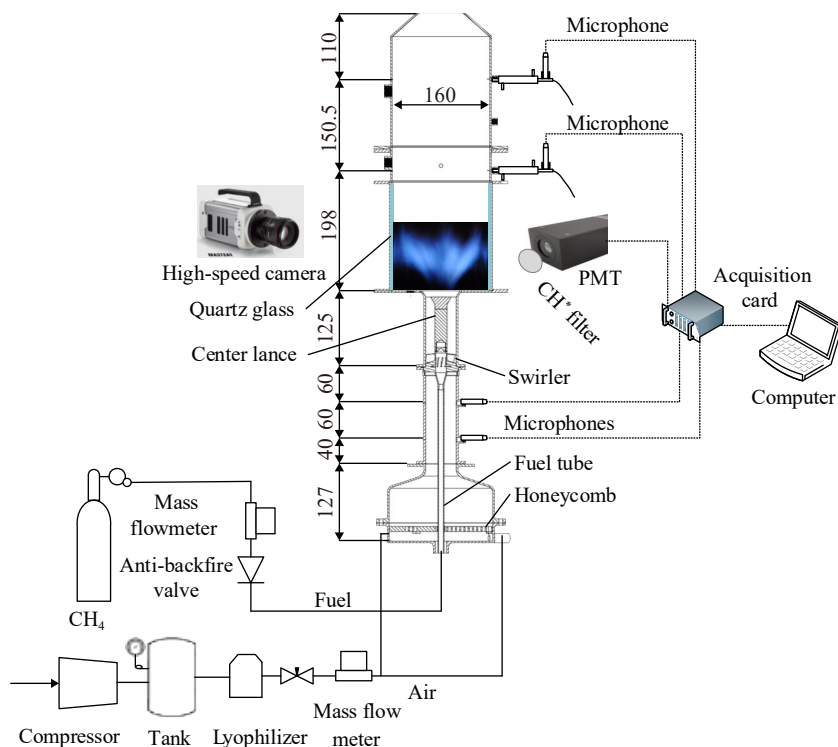


图 1 旋流预混燃烧室实验系统示意图(单位: mm)

Fig. 1 Diagram of the swirled premixed combustion system (unit:mm)

采用如图 2 所示的叶片表面开燃料孔的轴向旋流器产生旋流预混火焰, 该轴向旋流器有 8 个弯掠叶片, 叶片压力面和吸力面沿径向分别开有两个燃料孔, 旋流器内部为燃料腔。旋流器旋流数为 0.429。实验段包括集气腔、预混段和燃烧室腔体。集气腔底部设有蜂窝板, 均匀来流空气。集气腔上部收敛至内径为 50 mm 的直段, 直段长 160 mm, 侧边布置两只 GRAS 46 BD 1/4 英寸压力场麦克风测量动态压力, 标定后的灵敏度分别为 1.81 mV/Pa 和 1.96 mV/Pa, 间距为 60 mm。预混段长 125 mm, 内有直径为 20 mm 的中心体。燃烧室腔体截面尺寸为 160 mm×160 mm, 总长 458.5 mm, 收缩至矩形出口。燃烧室侧边布置两个动态压力测点, 分别距预混段出口 198 mm 和 348.5 mm。采用加水冷套管的半无限长法测量动态压力, 构建无反射出口边界^[22]。

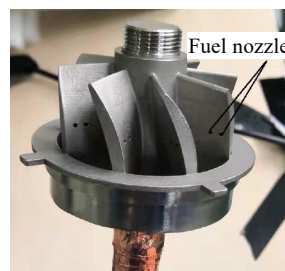


图 2 轴向旋流器图

Fig. 2 Image of the axial swirler

1.2 测量系统

视窗高 198 mm, 可覆盖火焰轴向长度, 光电倍增管放置在视窗前 200 mm 处, 采集的为燃烧室内整个火焰的总热释放率, 暂不考虑火焰热释放率空间分布的影响。采用 HAMAMATSU 公司的 CH253 电压输出型光电倍增管将光信号转变为电信号后采集, 该型光电倍增管光谱响应范围

185~900 nm, 峰值波长 400 nm, 最大纹波噪声 2 mV。光电倍增管探测窗前加装 CH 基(CH*)带通滤波片(430±5 nm), CH*光辐射强度与热释放率近似呈线性关系^[23]。麦克风和光电倍增管信号由采集板卡 NI 9230 同时采集, 采集机箱为 NI CDAQ-9174, 采集频率设为 12.8 kHz。

瞬态火焰图像采用 Photron FASTCAM Nova S12 高速相机拍摄, 加装 Nikon 镜头, 拍摄速度 6 400 帧/s, 该帧数下图像分辨率为 1 024 像素×1 024 像素, 每个工况拍摄 1 s。

时均火焰 CH*图像采用加装 CH*带通滤波片(430±5 nm)的数码相机拍摄, 快门 1 s, 光圈 F11, ISO 640。

1.3 数据处理方法

1.3.1 相空间重构法

对于物理参数脉动时间序列, 若时序序列为平稳的, 可用快速傅里叶变换获得其频域特性, 也可在时域内分析其非线性动力学特征。通过对时间序列进行相空间重构, 可获得动力学系统吸引子结构, 进而判断系统是否为周期、准周期或混沌的^[24]。

重构后的 m 维矢量 $p(t)$ 如下所示:

$$\begin{aligned} p(t) = & (p'(t+\tau), p'(t+2\tau), \dots, \\ & p'(t+\tau(m-1))), \\ t = & 1, 2, 3, \dots, N-\tau(m-1) \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $p'(t)$ 为压力脉动时间序列, m 为重构维数, τ 为延迟时间, N 为序列长度。延迟时间 τ 不易过大和过小, 采用自相关系数法计算。

$$C(\tau) = \frac{\sum_{n=1}^{N-\tau} p'(n) \cdot p'(n+\tau)}{\sum_{n=1}^{N-\tau} (p'(n))^2} \quad (2)$$

当上式中自相关系数 $C(\tau)$ 首次降为零值时的 τ 值选为延迟时间。维度 m 取值 3, 以便在三维图上实现重构相图的可视化。

1.3.2 瑞利指数

热释放率脉动与压力脉动之间的关系可采用瑞利指数^[25]表征, 瑞利指数 $R(t)$ 定义如下:

$$R(t) = \frac{\frac{1}{V} \int_V p'(t) q'(t) dV}{p_{\text{rms}} \bar{q}} \quad (3)$$

式中 $q'(t)$ 为热释放率脉动, V 为燃烧室体积, p_{rms} 的压力脉动方均根值, $\bar{q}$ 为燃烧室平均热释放率。

当 $R(t)$ 大于零时, 表示该时刻热能可转化为

压力脉动能; 当 $R(t)$ 小于零时, 表示该时刻热能难以转化为压力脉动能。

1.3.3 本征正交分解

高速相机拍摄的时序二维火焰图像数据量大, 需从中有效地分析出内在火焰结构特性。采用本征正交分解方法从该时序二维数据集中提取火焰相干结构。

本征正交分解的核心思想是从时间序列的 m 维空间数据中, 寻找最优的正交基, 并用前几阶基函数来表征动力学系统的主要特征, 从而在协方差意义上近似还原原始数据。

对于 k 张像素为 $m \times n$ 的二维瞬态火焰图像集, 用灰度表征空间热释放率大小。首先将每张图片各像素点处灰度值减去该点 k 张照片灰度平均值获得灰度大小脉动矩阵, 则 k 张照片热释放脉动快照集 $D_{m \times n}^k$ 可写为

$$D_{m \times n}^k = [d_{m \times n}^1, d_{m \times n}^2, \dots, d_{m \times n}^k] \quad (4)$$

对快照集进行奇异值分解, 结果如下:

$$D_{m \times n}^k = U \Sigma V^T = \sum_{i=1}^k u_i \sigma_i v_i \quad (5)$$

式中 U 为 POD 特征模态矩阵, Σ 为模态特征值对角矩阵, V 为模态时间演化系数矩阵, 下标 i 为模态阶数。模态的阶数按其捕获能量的从大到小排序, 能量大小为模态特征值的平方。由于前几阶模态能量占比较大, 可作为系统的主要特征结构, 因此可用前几阶模态来重构原始快照集。

2 结果与分析

2.1 压力脉动分析

对于旋流预混燃烧室, 空气流量 Q_{air} 和当量比 ϕ 是影响旋流预混燃烧室内燃烧不稳定特性的重要操作参数。空气流量过低时, 流动雷诺数偏小, 湍流强度弱, 脉动易被阻尼耗散, 难以维持热声不稳定。由预实验发现, 空气流量小于 350 L/min 时, 各当量比下均未发生热声不稳定。而在空气流量大于 350 L/min 时, 湍流雷诺数条件满足, 在特定当量比下可产生热声振荡。预实验中也表明, 空气流量为 350、400、500、600 L/min, 脉动随当量比变化的演变规律基本一致, 所以在可靠产生热声不稳定的 500 L/min 空气流量工况下, 研究当量比对燃烧不稳定影响。

当量比可影响燃烧室温度及火焰形态, 对燃烧室燃烧不稳定影响大。图 3~图 6 为空气流量

为 500 L/min, 当量比分别为 0.55、0.60、0.70 和 0.80 时旋流器上游及燃烧室中部位置压力脉动时域、频域及相空间重构图对比。可以看出压力脉动最大振幅几百帕左右, 与文献 [12] 常压旋流燃烧室中测得的几百帕压力脉动类似, 但采用部分预混方式使脉动振幅有所降低。对于真实燃机燃烧室, 当周期性的压力脉动大于燃烧室内平均压力的 5% 时才考虑为燃烧不稳定; 脉动振幅小于

5% 时, 由于真实燃烧室结构强度可有效承受该振幅压力波动, 一般不作为燃烧不稳定考虑。但从瑞利准则判断热声不稳定指压力脉动与热释放率脉动相位差小于 90° , 且注入系统的能量大于耗散能量, 发生的有规律各参数脉动。本文为常压模型燃烧室, 脉动振幅较小, 侧重对热声不稳定脉动规律及机理方面探讨, 主要依托瑞利准则协助判定热声不稳定是否发生。

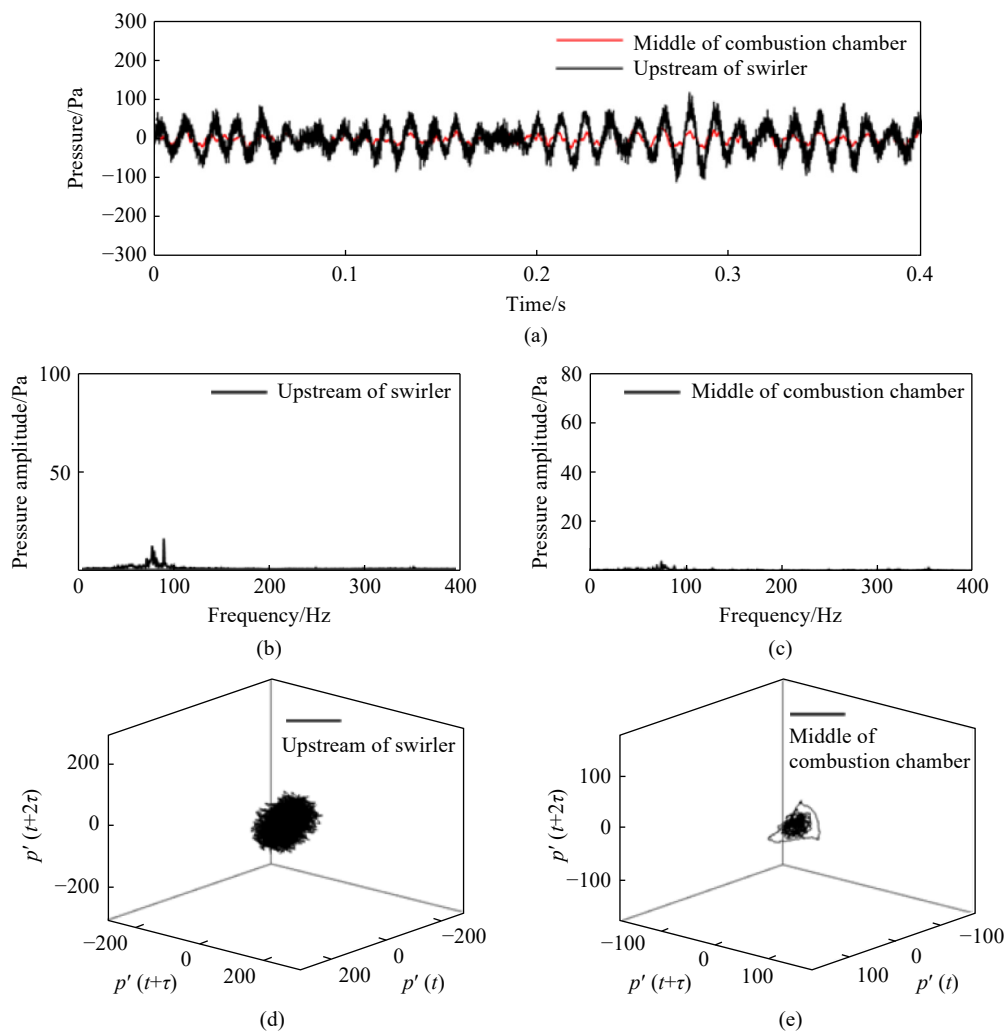
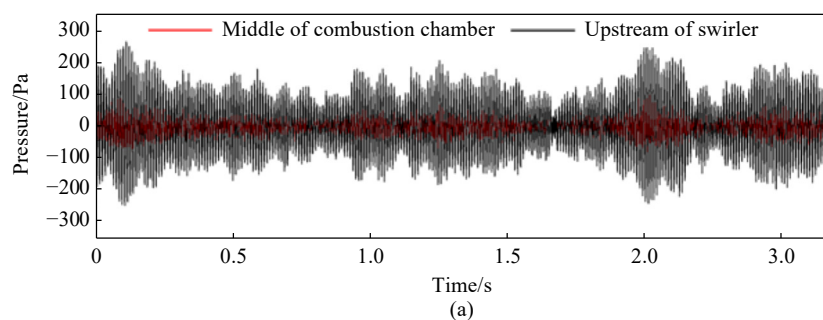


图 3 旋流器上游及燃烧室中部位置压力脉动时域、频域及相空间重构图 ($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.55$)

Fig. 3 Pressure fluctuations in the time domain, its frequency spectrum and the corresponding reconstructed phase diagram in the upstream of swirler and the middle of combustion chamber ($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.55$)



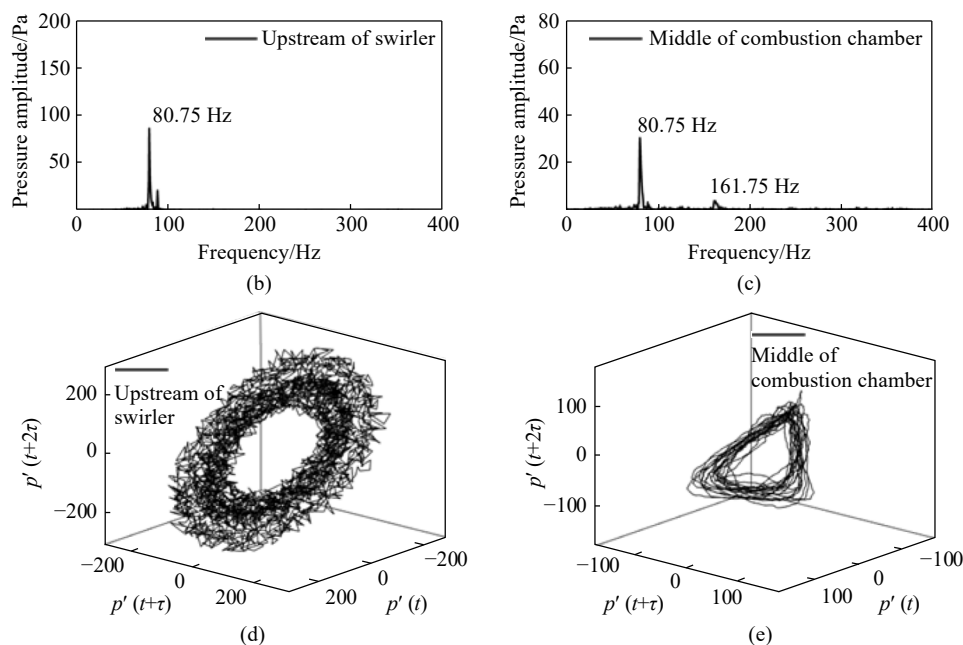


图 4 旋流器上游及燃烧室中部位置压力脉动时域、频域及相空间重构图($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.60$)

Fig. 4 Pressure fluctuations in the time domain, its frequency spectrum and the corresponding reconstructed phase diagram in the upstream of swirler and the middle of combustion chamber ($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.60$)

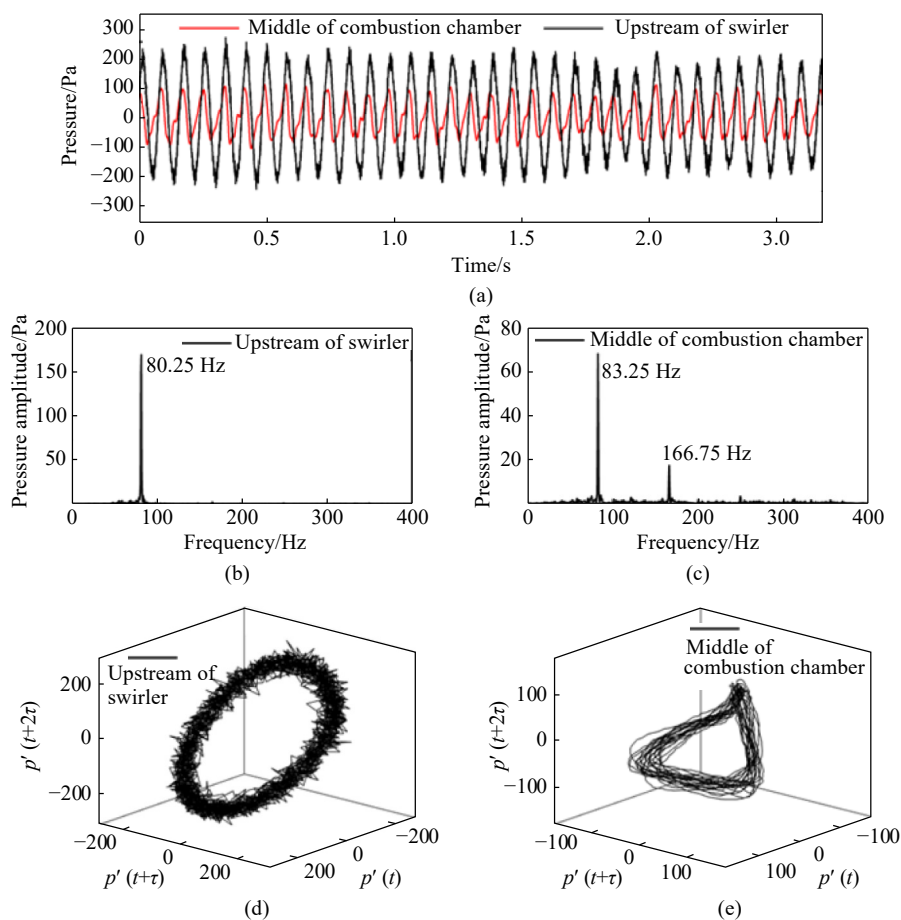


图 5 旋流器上游及燃烧室中部位置压力脉动时域、频域及相空间重构图($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.70$)

Fig. 5 Pressure fluctuations in the time domain, its frequency spectrum and the corresponding reconstructed phase diagram in the upstream of swirler and the middle of combustion chamber ($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.70$)

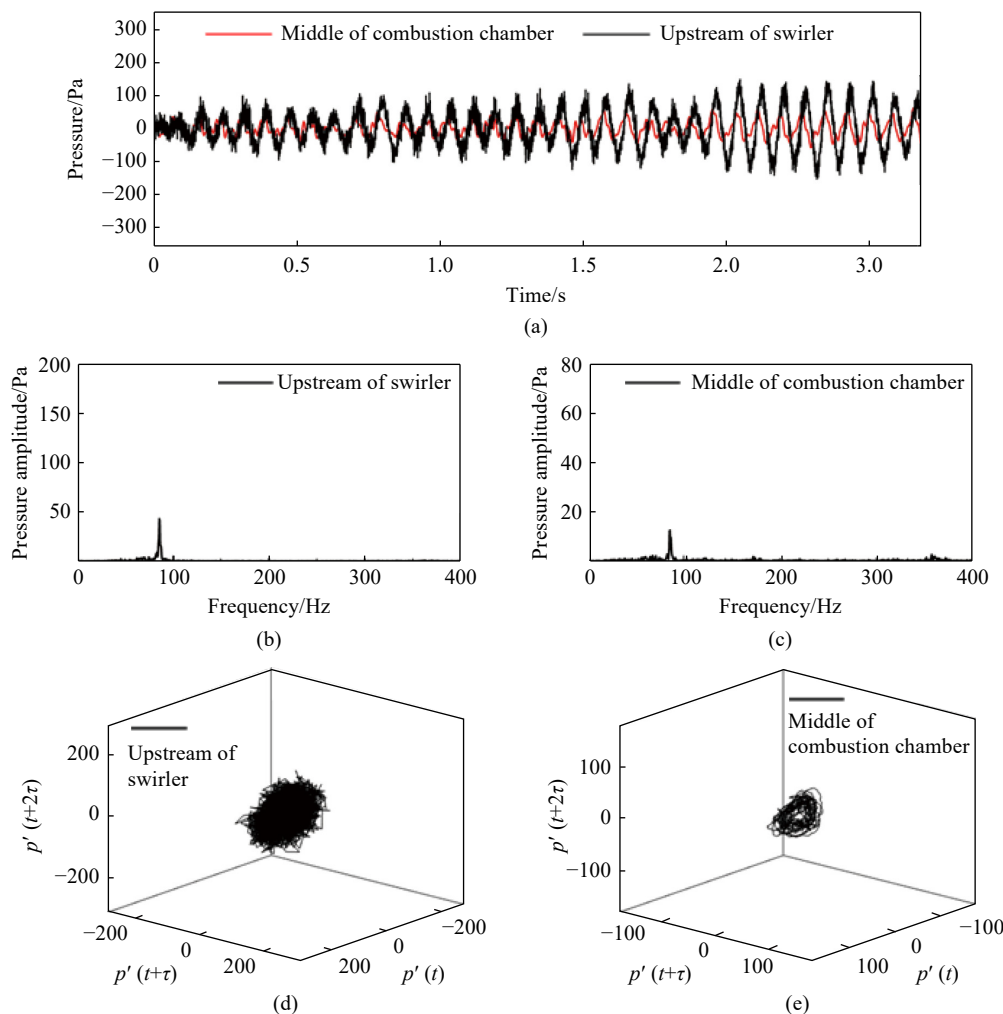


图 6 旋流器上游及燃烧室中部位置压力脉动时域、频域及相空间重构图($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.80$)

Fig. 6 Pressure fluctuations in the time domain, its frequency spectrum and the corresponding reconstructed phase diagram in the upstream of swirler and the middle of combustion chamber ($Q_{\text{air}} = 500 \text{ L/min}$, $\Phi = 0.80$)

低当量比 0.55 时, 脉动较小, 频谱上无明显特征峰, 压力脉动主要由湍流气动噪声引起。重构相图上, 曲线缩成一团, 表明压力脉动无序。

当量比增加到 0.60 后, 时域上压力脉动振幅大幅增加, 但振幅大小随时间变化表现出间歇性。频域上旋流器上游及燃烧室中部位置压力脉动均在 80.75 Hz 处出现峰值。压力波作为纵波, 整个燃烧系统为连通的腔体, 腔体内流体各质点由于流体连续性, 在声源的带动下, 各质点将以相同的频率脉动。如各流体质点脉动频率不一致, 流入流出控制体的质量将不满足流体连续性方程, 所以旋流器上游与火焰筒内压力脉动频率保持一致, 但由于离声源和出口距离不同, 轴向各流体质点脉动振幅不一致。1 阶模态主要为 1/4 波模态, 集气腔末端为波腹, 出口靠近波节, 所以离出口越远, 压力脉动振幅越大。重构相图上看, 两个位置处的压力脉动轨道均呈现出空心圆环, 表

明脉动具有一定周期性。

当量比继续增加至 0.70 后, 压力脉动间歇性消失, 脉动振幅趋于稳定, 达到极限环状态。旋流器上游及燃烧室中部压力脉动主频均为 83.25 Hz, 燃烧室中出现 166.75 Hz 的倍频, 表现出较强的非线性。重构相图上看, 预混段位置压力脉动为规则的圆形轨道, 而燃烧室中部位置脉动为三维折叠的环形轨道。折叠形状可能由压力脉动的非线性引起, 但均为空心构型, 表明脉动具有周期性。

当量比增加至 0.80 后, 脉动振幅减弱, 特征峰降低到微弱水平, 重构相图上压力脉动轨迹重新缩为一团, 脉动强度维持低值。

当量比较低时, 火焰强度较弱, 热释放率脉动也较弱, 注入能量难以克服阻尼耗散, 无法达到热声不稳定状态。当量比增加至一定值后, 压力脉动和阻尼耗散之间处于准稳态, 平衡受扰动影响大, 脉动呈现间歇振荡特性。当超过临界后,

压力脉动和阻尼耗散达到平衡,且外界小扰动对热释放率脉动影响小,振荡呈现极限环状态。当量比过高时,火焰强度大,火焰根部可靠地锚定在中心体和头部出口,热释放率脉动能量反而较小,难以克服阻尼,因而未能发生热声不稳定。

采用 COMSOL Multiphysics 软件计算实验段腔体的纯声学模态,采用四面体网格,所用网格尺寸远小于计算频率范围最小波长的 1/6,划分网格总数约为 26.5 万。冷段温度为 300 K,燃烧室段采用集总温度处理,温度为在燃烧室中部位置 S 型热电偶实测温度 1 233 K(当量比为 0.70 时)。燃烧室出口采用阻抗修正。该当量比下,实验段腔体 1 阶及 2 阶声学模态分布如图 7 所示。1 阶 1/4 波长模态特征频率为 80.8 Hz 与该当量比下压力脉动主频 83.25 Hz 接近。而 2 阶模态被阻尼后未出现。热声不稳定频率主要由火焰本身动态响应特性和腔体声学模态特性共同作用导致。该燃烧室实验件燃烧不稳定频率值主要受腔体 1 阶亥姆霍兹模态控制,并受火焰本身频率特性影响发生轻微偏移。

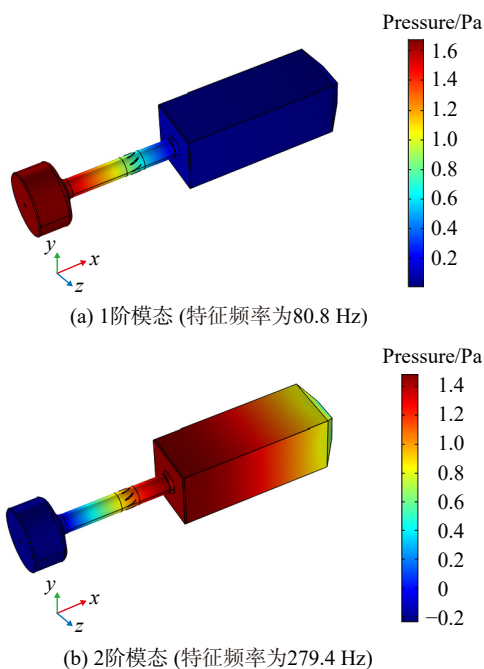


图 7 实验段腔体 1 阶及 2 阶声学模态

Fig. 7 The first and second order acoustic modes of the experimental part cavity

2.2 热释放率及瑞利指数分析

瑞利准则表明当热释放率脉动与压力脉动相位差小于 90° ,且注入的能量大于阻尼耗散,热声不稳定将发生。因而热释放率与压力脉动之间关

联对热声不稳定发生起重要作用。

图 8 为空气流量为 500 L/min,不同当量比下火焰热释放率与燃烧室内压力脉动时域对比图。随着当量比增加,热释放率平均值不断增加,当量比由 0.55 增加至 0.70,集总平均热释放强度由 0.94 V 增加至 3.91 V。当量比为 0.55 时,热释放率脉动和压力脉动均为杂乱的波形,两曲线波峰

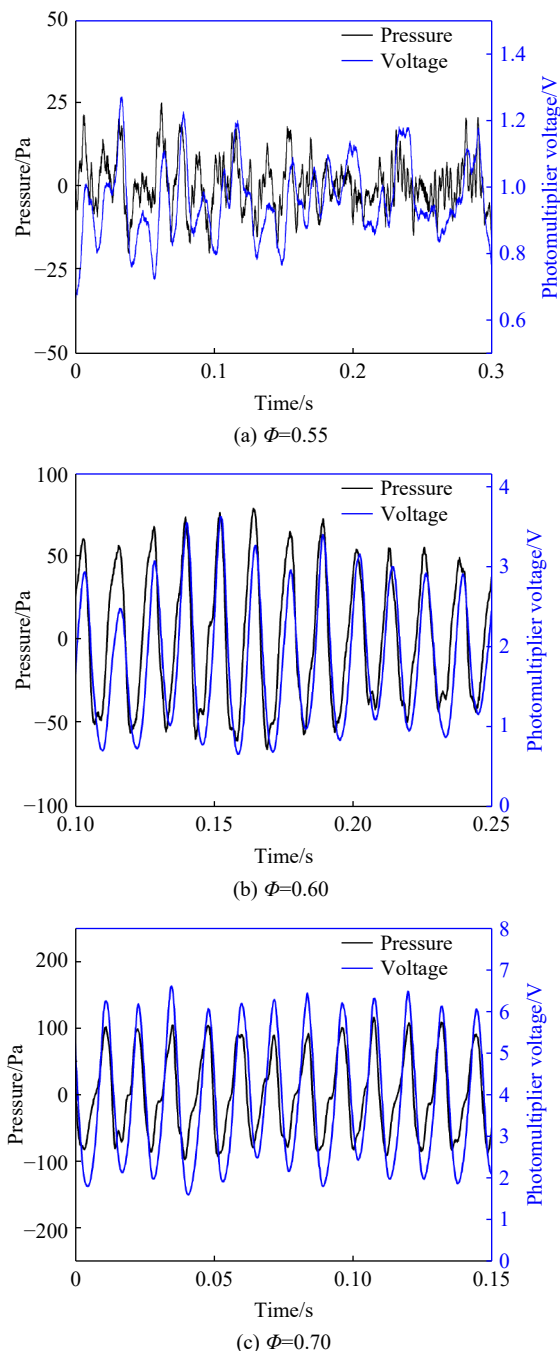


图 8 不同当量比下压力脉动与热释放率脉动对比

($Q_{\text{air}}=500 \text{ L/min}$)

Fig. 8 Comparison of pressure and heat release rate fluctuations for different equivalence ratios ($Q_{\text{air}}=500 \text{ L/min}$)

位置关系无明显规律。

当量比增加至 0.60 和 0.70 后, 热释放率脉动和压力脉动均呈现规则的波形, 且两者间各波峰位置相位偏差远小于 90° 。热释放率和压力脉动同相, 火焰热释放可为维持压力脉动持续注入能量以抵消阻尼耗散。

未起振当量比为 0.55 和达到极限环的当量比为 0.70 下, 热释放率脉动频谱如图 9 所示。当量比为 0.55 时, 频谱上无特征峰; 当量比为 0.70 时, 热释放率脉动出现 83.25 Hz 主频和 166.75 Hz 二次谐波, 两频率与压力脉动频率一致。

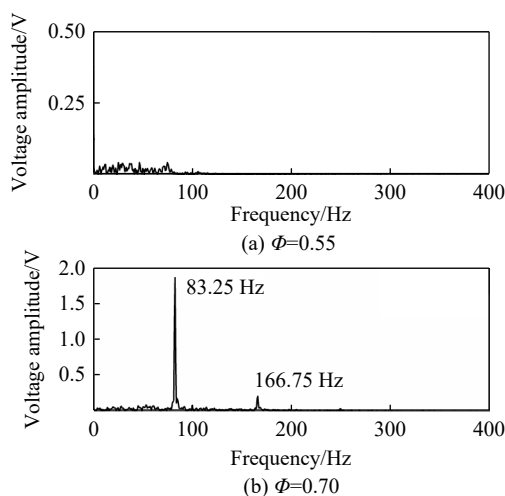


图 9 当量比 $\Phi=0.55, 0.70$ 时热释放率脉动频谱
Fig. 9 Frequency spectrum of heat release rate fluctuations at equivalence ratios $\Phi=0.55, 0.70$

为更清晰表征热释放率脉动和压力脉动之间相关性随时间的变化, 采用瑞利指数^[25]量化。当量比对瑞利指数的影响如图 10 所示。当量比为 0.55 时, 瑞利指数随时间变化基本维持在零值附近或在零值上下振荡, 压力脉动和热释放率脉动同相性弱。当量比为 0.60 和 0.70 时, 瑞利指数在时域上基本维持在正值以上, 曲线与时间的积分远大于零, 进一步表明热声不稳定发生时火焰热释放在时域上可持续为压力脉动注入能量。

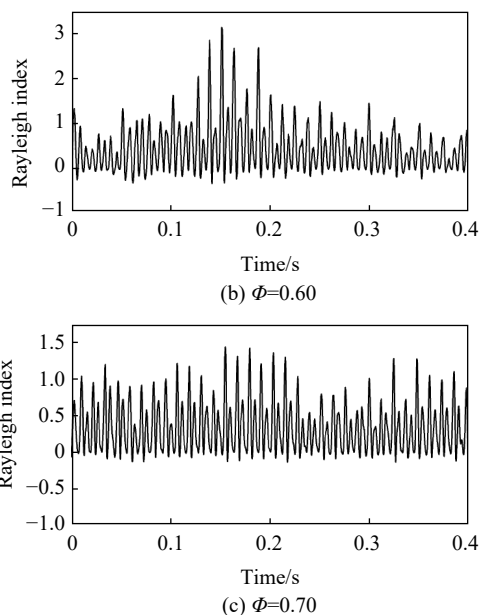
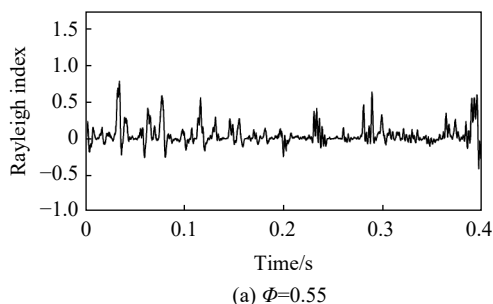


图 10 当量比对瑞利指数的影响

Fig. 10 Effect of equivalence ratios on Rayleigh index

2.3 火焰形态分析

火焰结构及形态影响热释放率脉动, 进而影响热声耦合特性。图 11 为不同当量比下, 火焰 CH^* 时均图像分布。当量比为 0.55 时, 火焰根部未锚定在预混段出口, 表现为抬升 V 型火焰, 且火焰暗度较低, 热释放率较小; 当量比为 0.60 时, 火焰呈现 V 型, 火焰根部悬浮在预混段出口外圈, 火焰根部不稳定导致热释放率脉动加剧; 当量比为 0.70 时, 火焰与壁面相互作用强度加剧后, 角区回流夹带火焰外剪切层使得火焰呈现蘑菇状, 火焰外剪切层卷曲后易产生连续涡脱落,

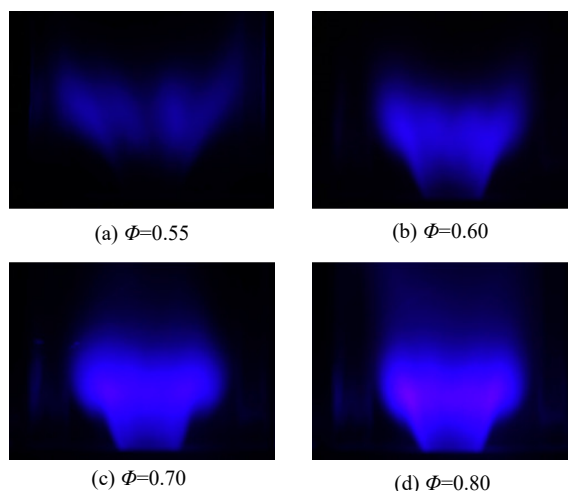


图 11 不同当量比下火焰 CH^* 时均图像 ($Q_{\text{air}}=500 \text{ L/min}$)
Fig. 11 Time-averaged image of CH^* chemiluminescence distributions ($Q_{\text{air}}=500 \text{ L/min}$)

进而导致热释放率发生大幅周期性脉动; 当量比为 0.80 时, 火焰强度大, 且火焰根部可靠地锚定在预混段出口和中心体末端, 火焰热释放率脉动反而下降, 热声不稳定振幅降低。

为进一步分析火焰相干结构以考察其与燃烧不稳定脉动特性之间关系。对高速火焰图像集进行本征正交分解, 前 20 阶 POD 模态占比随当量比的变化如图 12 所示。当量比为 0.70 时, 压力

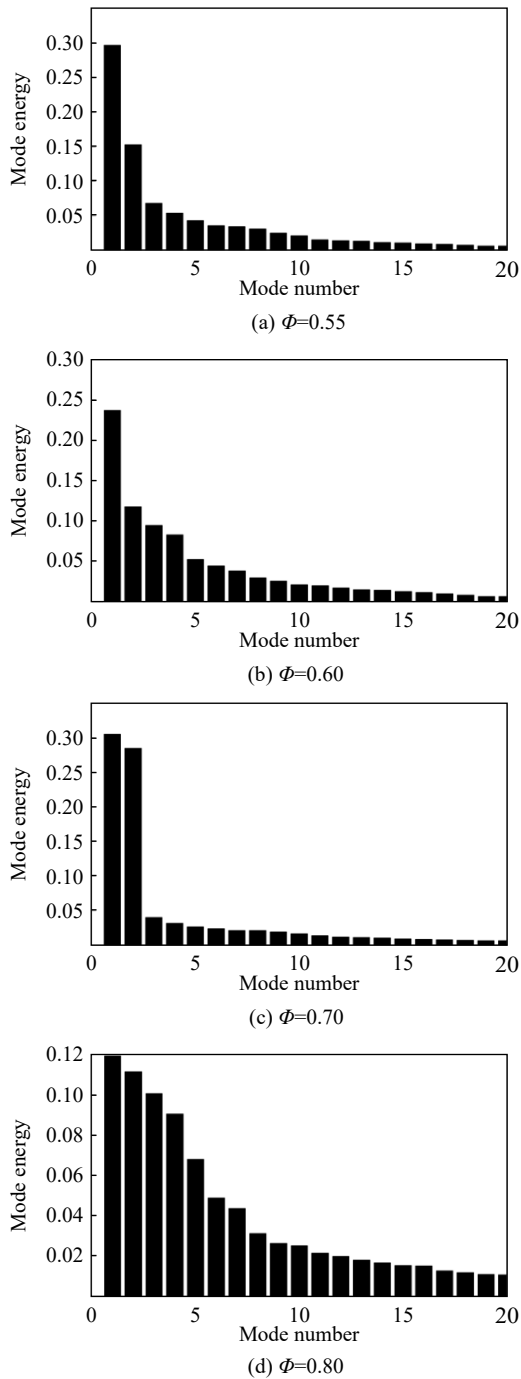


图 12 当量比对模态能量分布的影响

Fig. 12 Effect of equivalence ratios on mode energy distributions

脉动可达到极限环状态, 模态能量主要集中在前 2 阶, 前 2 阶占比高达 55% 以上; 而未发生热声不稳定的当量比 0.55 和当量比 0.80 下, 前 4 阶或 5 阶总能量才可达到 55% 以上。特别地, 高当量比 0.80 下, 前 7 阶模态能量差异均较小。一定当量比时, 火焰强度适中具有较强热能克服耗散, 且前几阶模态能量占比较集中, 特定的火焰结构将起主导作用, 使得热释放率脉动更具周期性, 更易产生热声不稳定。

图 13~图 16 为空气流量为 500 L/min, 不同当量比下, 火焰时均图像及前 5 阶 POD 模态分布图。时均图像中, 红色代表火焰高亮度位置, 蓝色代表火焰强度零值位置。POD 各阶模态图中, 红色位置代表火焰热释放增加, 蓝色位置代表火焰热释放减小。当量比为 0.55 时, 前几阶火焰模态空间分布较为无序, 无明显的明暗变化空间分布规律。与图 3 中相应压力脉动无规律保持一致。

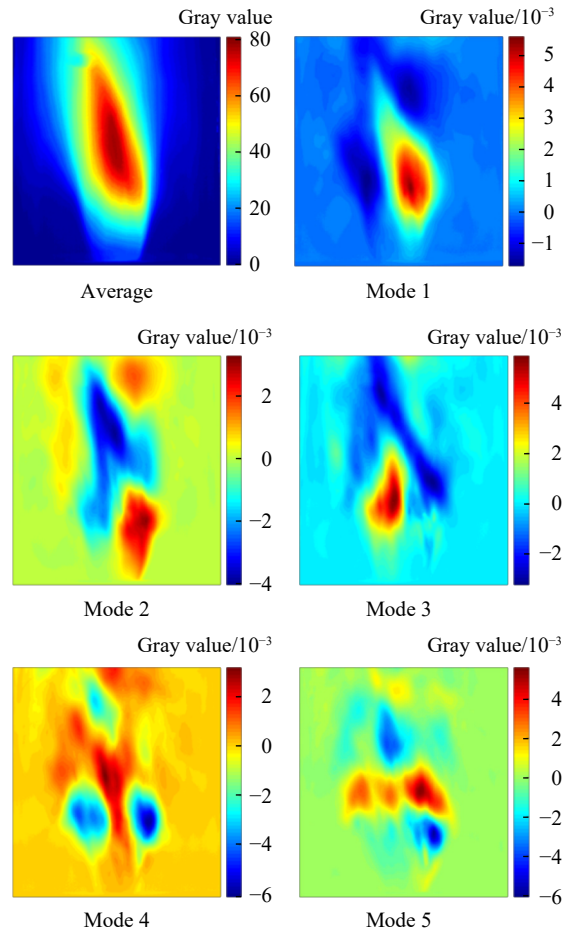


图 13 火焰时均图像及前 5 阶 POD 模态分布($\phi=0.55$)

Fig. 13 Time-averaged and the first 5 POD modes of flames ($\phi=0.55$)

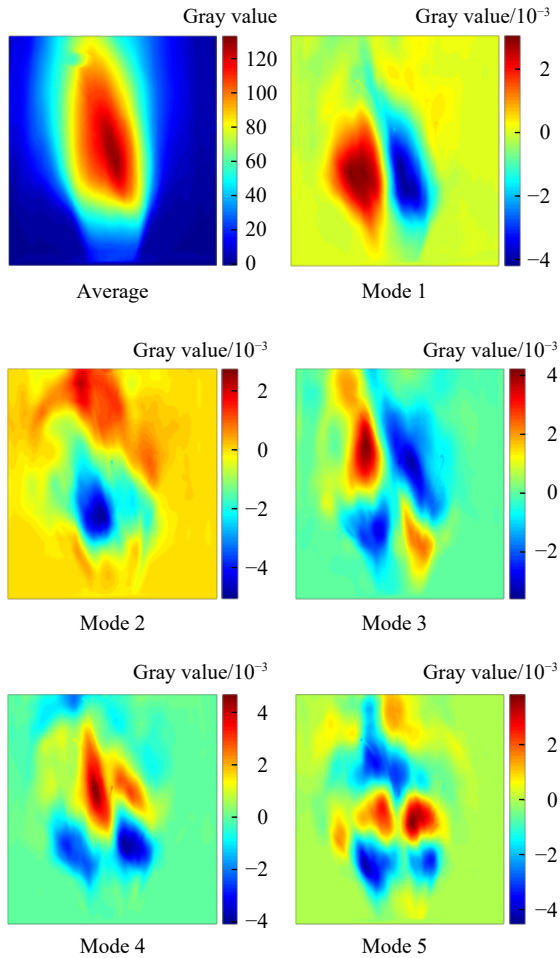


图 14 火焰时均图像及前 5 阶 POD 模态分布
($\Phi = 0.60$)

Fig. 14 Time-averaged and the first 5 POD modes
of flames ($\Phi = 0.60$)

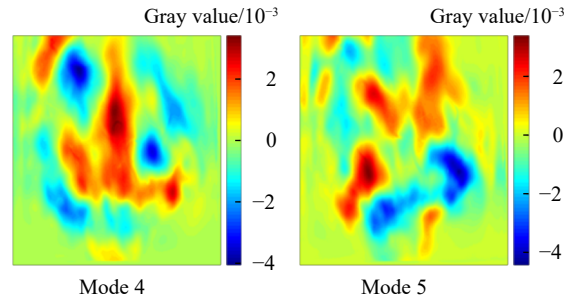
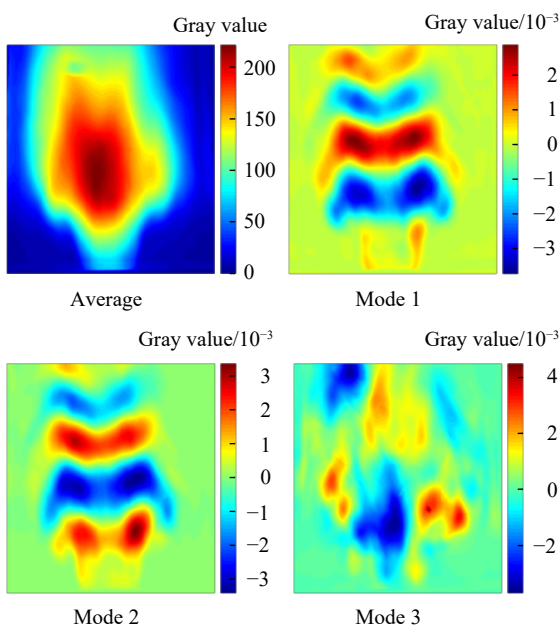


图 15 火焰时均图像及前 5 阶 POD 模态分布
($\Phi = 0.70$)

Fig. 15 Time-averaged and the first 5 POD modes
of flames ($\Phi = 0.70$)

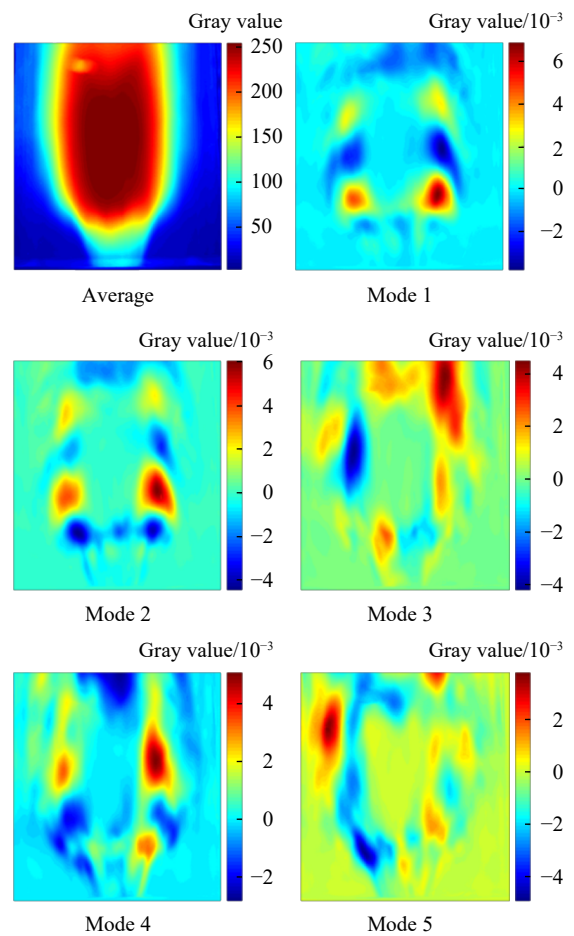


图 16 火焰时均图像及前 5 阶 POD 模态分布($\Phi = 0.80$)

Fig. 16 Time-averaged and the first 5 POD modes
of flames ($\Phi = 0.80$)

当量比为 0.60 时, 1 阶模态表现为左右近似轴对称的形态。该种模态形式可能主要由火焰旋转运动造成^[26], 气流经旋流器后形成旋转射流, 火焰在周向上形成热释放率强度变化。3、4、5 阶模态表示该种火焰旋转运动沿纵向传播。

当量比为 0.70 时, 与上述两个当量比情况不

同, 能量占比突出的模态 1 和模态 2 沿纵向表现出红蓝交替特征, 即火焰中心和外剪切层均沿纵向发生变明和变暗交替变化, 此形态可定义为连续涡脱落效应^[27]。该当量比下旋流预混火焰与燃烧室壁面发生强相互作用, 在角回流区作用下卷起涡, 并在旋转射流夹带下, 涡向下游运动发展。纵向交替明暗变化, 使得热释放率发生强规则性脉动, 当与动态压力脉动耦合后发生热声不稳定。3、4、5 阶模态表现出火焰旋转特性, 但其模态能量占比较低, 无法起主导作用。

当量比增加至 0.80 后, 由火焰时均图像可以看出, 火焰中心强度较大, 高亮度区域广。由 1 阶和 2 阶模态表明在火焰外边缘沿纵向发生变明和变暗交替变化, 而火焰中心区域由于火焰强度大且稳定基本保持为零值。该状态下火焰热释放率脉动仅由火焰外边缘小尺度涡脱落维持, 热释放率脉动不够剧烈, 难以抵消阻尼耗散作用, 进而无法形成热声不稳定状态。

为进一步确定火焰 POD 模态分布与热声不稳定脉动周期性之间的关系, 对能量占比较高的前两阶 POD 模态时间系数进行分析。选取了未发生热声振荡的当量比为 0.55 工况(图 17 所示)和产生热声不稳定极限环振荡的当量比 0.70 工况(图 18 所示)进行对比。模态时间系数表明各阶模态随时间变化的波动信息, 对其做频谱分析可以获得模态变化的特征频率。

当量比为 0.55 时, 未发生热声振荡, 前两阶 POD 模态时间系数时域上为不规则的波形, 频谱上在 19.2 Hz 有特征峰。该当量比下 1 阶和 2 阶为旋流射流引起的火焰低频旋转脉动, 而该工况下未发生热声不稳定, 说明该低频火焰旋转运动未能和压力脉动耦合产生自激振荡。当量比为

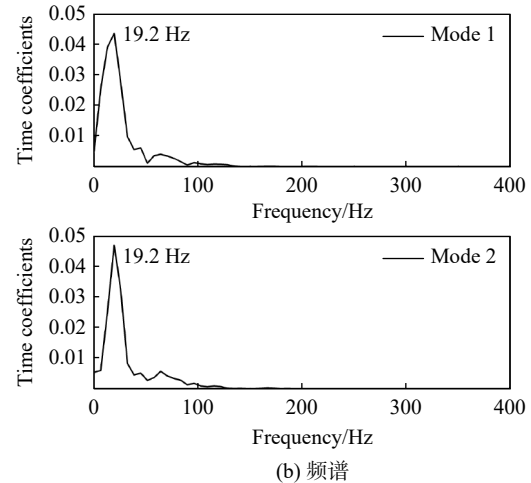
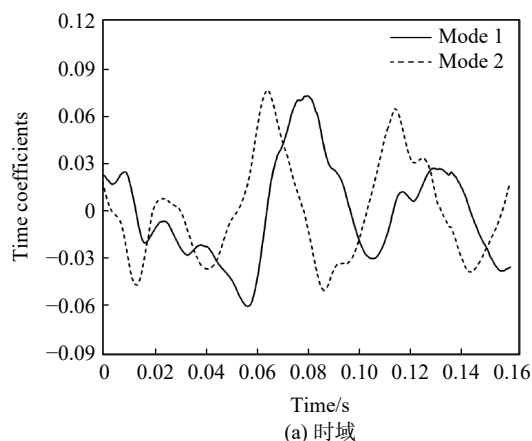


图 17 前 2 阶 POD 模态时间系数时域和频谱($\phi = 0.55$)
Fig. 17 Time coefficient of the first 2 POD modes in the time and frequency domains ($\phi = 0.55$)

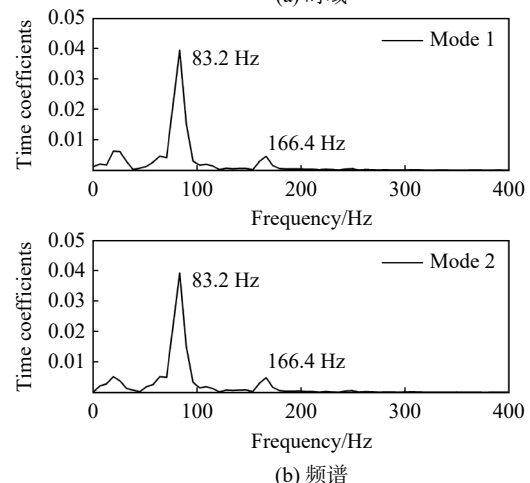
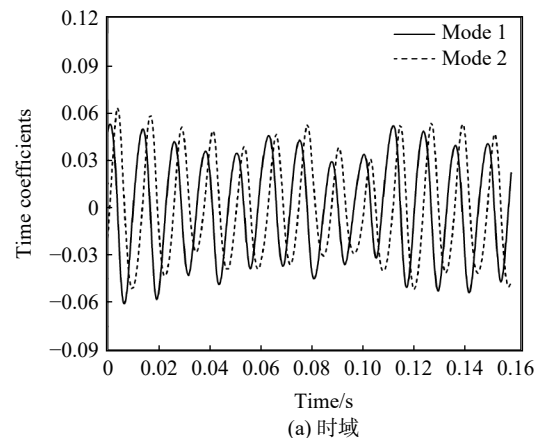


图 18 前 2 阶 POD 模态时间系数时域图和频谱($\phi = 0.70$)
Fig. 18 Time coefficient of the first 2 POD modes in the time and frequency domains ($\phi = 0.70$)

0.70 时, 前两阶 POD 模态时间系数在时域上为正弦波形, 频谱上在 83.2 Hz 处有主频及 166.4 Hz 的 2 次谐波。该频率和该工况下压力脉动主频

83.25 Hz 和二次谐波 166.75 Hz 保持完全一致(图 5 所示), 表明 1 阶及 2 阶 POD 模态表示的火焰空间分布形态为驱动热声不稳定发生的内部火焰机制。在涡脱落效应和进动涡核作用下, 火焰中心和外剪切层都沿纵向发生周期性的热释放率强弱变化, 与压力脉动耦合后, 产生持续的热声不稳定极限环振荡。

3 结 论

1) 随当量比增加, 由频谱和重构相空间分析可得压力脉动呈低振幅无序脉动、间歇振荡、极限环振荡和低振幅无序脉动变化。低当量比, 热释放率脉动弱, 难以克服阻尼耗散; 当量比过高, 火焰根部锚定在预混段出口, 热释放率脉动反而小。该燃烧室脉动频率主要受腔体一阶亥姆霍兹模态控制。

2) 当量比为 0.55, 热释放率脉动和压力脉动关系无明显规律, 瑞利指数随时间维持在零值附近; 中等当量比, 两曲线相位差远小于 90° , 瑞利指数维持在正值以上, 火焰热释放可持续为压力脉动注入能量。

3) 火焰 CH^* 时均图像表明, 随当量比增加, 该燃烧室火焰形态演变为较暗的抬升火焰、V 型火焰、角区回流夹带火焰外剪切层形成的蘑菇状火焰及火焰根部可靠锚定的蘑菇状火焰。当量比过高, 火焰根部稳固锚定, 热释放率脉动反而下降。

4) 高速火焰图像本征正交分解结果表明, 极限环振荡时, 模态 1 和 2 能量占比高, 火焰中心和外剪切层均沿纵向发生变明和变暗交替变化, 由连续涡脱落导致, 且模态时间系数频率与压力脉动频率一致, 该种形态导致热声不稳定发生; 较低当量比, 模态图无明显空间分布规律; 间歇振荡时, 主导模态为火焰旋转运动造成的周向热释放率强度变化; 当量比过高时, 火焰仅外边缘沿纵向发生变明和变暗交替变化, 而火焰中心区稳定在零值, 热释放率脉动仅由火焰外边缘小尺度涡脱落维持, 难产生热声不稳定。

参考文献:

- [1] YING H, YANG V. Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2009, 35(4): 293-364.
- [2] NOBLE D, WU D, EMERSON B, et al. Assessment of current capabilities and near-term availability of hydrogen-fired gas turbines considering a low-carbon future[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2021, 143(4): 041002.1-041002.10.
- [3] WORTH N A, DAWSON J R. Effect of equivalence ratio on the modal dynamics of azimuthal combustion instabilities[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(3): 3743-3751.
- [4] HAN Xiao, LAERA D, MORGANS A S, et al. Inlet temperature driven supercritical bifurcation of combustion instabilities in a lean premixed prevaporized combustor[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2019, 109: 109857.1-109857.11.
- [5] KARLIS E, LIU Yushuai, HARDALUPAS Y, et al. H_2 enrichment of CH_4 blends in lean premixed gas turbine combustion: an experimental study on effects on flame shape and thermoacoustic oscillation dynamics[J]. *Fuel*, 2019, 254: 115524.1-115524.16.
- [6] CAMPA G, CAMPOREALE S M. Prediction of the thermoacoustic combustion instabilities in practical annular combustors[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(9): 091504.1-091504.10.
- [7] MENSAH G A, CAMPA G, MOECK J P. Efficient computation of thermoacoustic modes in industrial annular combustion chambers based on Bloch-wave theory[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(8): 081502.1-081502.7.
- [8] KWON M, OH S, KIM Y. Numerical analysis for attenuation effects of perforated plates on thermoacoustic instability in the multiple flame combustor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 132: 321-332.
- [9] HAN Xiao, LAERA D, YANG Dong, et al. Flame interactions in a stratified swirl burner: Flame stabilization, combustion instabilities and beating oscillations[J]. *Combustion and Flame*, 2020, 212: 500-509.
- [10] 王振林, 李祥晟, 庄士超, 等. 旋进涡核与火焰面耦合作用对燃烧稳定性影响的数值研究[J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(7): 60-67.
WANG Zhenlin, LI Xiangsheng, ZHUANG Shichao, et al. Numerical study on the influence of precessing vortex core coupling with flame surface on combustion stability[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(7): 60-67. (in Chinese)
- [11] TAAMALLAH S, LABRY Z A, SHANBHOGUE S J, et al. Thermo-acoustic instabilities in lean premixed swirl-stabilized combustion and their link to acoustically coupled and decoupled flame macrostructures[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(3): 3273-3282.
- [12] WANG Xinyao, HAN Meng, HAN Xiao, et al. Flame structures and thermoacoustic instabilities of centrally-staged swirl flames operating in different partially-premixed modes[J]. *Energy*, 2021, 236: 121512.1-121512.13.
- [13] HOLMES P, LUMLEY J L, BERKOOZ G, et al. Turbulence, coherent structures, dynamical systems and symmetry[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2012.
- [14] SCHMID P J. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2010, 656: 5-28.
- [15] QUINLAN J M, ZINN B T. Development and dynamical analysis of laboratory facility exhibiting full-scale combustion instability characteristics[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(12): 4314-4329.
- [16] YANG Yang, LIU Xiao, ZHANG Zhihao. Large eddy simulation calculated flame dynamics of one F-class gas turbine combustor[J]. *Fuel*, 2020, 261: 116451.1-116451.12.
- [17] HALL K C, THOMAS J P, DOWELL E H. Proper orthogonal decomposition technique for transonic unsteady aerodynamic flows[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(10): 1853-1862.
- [18] HUANG Cheng, ANDERSON W E, HARVAZINSKI M E, et al. Analysis of self-excited combustion instabilities using decomposi-

- tion techniques[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(9): 2791-2807.
- [19] 苏贺, 郭志辉. 分级旋流火焰的燃烧不稳定性及火焰动力学[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(4): 806-815.
SU He, GUO Zhihui. Combustion instability and flame dynamics of staged swirl flame[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(4): 806-815. (in Chinese)
- [20] 马静, 郭志辉. 贫燃预混旋流火焰的模式转换燃烧不稳定性分析[J]. *推进技术*, 2020, 41(5): 1072-1081.
Ma Jing, GUO Zhihui. Analysis of combustion instability characteristics of mode switching on lean-premixed swirling flame[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1072-1081. (in Chinese)
- [21] PETERS N. Turbulent combustion[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2000.
- [22] 朱明武. 动压测量[M]. 北京: 国防工业出版社, 1983.
- [23] HARDALUPAS Y, ORAIN M. Local measurements of the time-dependent heat release rate and equivalence ratio using chemiluminescent emission from a flame[J]. *Combustion and Flame*, 2004, 139(3): 188-207.
- [24] 高普云. 非线性动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2005.
- [25] CULICK F E C. Nonlinear behavior of acoustic waves in combustion chambers—II [J]. *Acta Astronautica*, 1976, 3(9/10): 735-757.
- [26] RAJASEGAR R, MITSINGAS C M, MAYHEW E, et al. Proper orthogonal decomposition for flame dynamics of microwave plasma assisted swirl stabilized premixed flames[C]// The 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine, US: AIAA, 2017: 1973.1-1973.25.
- [27] DHANUKA S K, TEMME J E, DRISCOLL J F, et al. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(2): 2901-2908.

(编辑: 张 雪)