

贫燃预混旋流火焰热声特性研究

杨甫江, 郭志辉, 曾宇晖

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 以贫燃预混旋流模型燃烧室为研究对象, 以当量比为变化参数, 从不稳定振荡频率、脉动压力幅值和分布、热释放响应特性等方面分析, 研究了燃烧不稳定性从开始到极限环的非线性演化过程. 利用低阶热声网络模型加以数值模拟验证. 结果表明: 脉动压力方均根、热释放响应会随着当量比的增大而呈现典型的非线性激发过程, 火焰结构在发展过程中发生明显的变化. 计算分析结果表明当量比低于 0.7 时计算结果与实验结果频率误差小于 1%, 而在当量比大于 0.7 时, 计算结果与实验结果频率误差为 13%.

关 键 词: 贫燃预混; 旋流火焰; 燃烧不稳定性; 非线性; 极限环; 热声网络模型

中图分类号: V235.11

文献标志码: A

Study on thermoacoustic characteristic of lean premixed swirling flames

YANG Fu-jiang, GUO Zhi-hui, ZENG Yu-hui

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A lean premixed swirling combustor was constructed. The data of frequency of instable fluctuation, amplitude and distribution of pressure oscillation and the response of heat release from varying equivalent ratio were applied to obtain the nonlinear development of combustion instability from stability to limit cycle. A thermoacoustic network model with low orders was utilized to analyze the oscillating solutions for the experiments. The results from the experiments show that a typical nonlinear process can describe the root mean square of pressure oscillation and heat release response with the increasing equivalent ratio, and the flame has significantly different structures in different states. The results indicate that the frequency error between the calculation and experiment is less than 1% when the equivalent ratio is less than 0.7, while the frequency error is 13% when the equivalent ratio is greater than 0.7.

Key words: lean premixed; swirling flame; combustion instability; nonlinear; limit cycle; thermoacoustic network model

低排放燃烧室中贫燃预混燃烧方式因缺乏当量比梯度以及掺混孔的减少使得燃烧场对声波动、旋涡、速度波动等干扰的敏感性大大高于传统的扩散火焰, 因而燃烧不稳定性问题十分突出^[1]. 燃烧不稳定性中压力脉动的低频大幅振荡已经严

重影响了燃气轮机的性能和寿命^[2]. 对该现象的研究已经成为燃烧领域的一个热点.

燃烧不稳定性的非线性是研究燃烧系统不稳定模态的频率、触发以及极限环幅值不可缺少的部分^[3]. 早期的非线性气动力学多集中于固体火

箭发动机中^[4-5],之后在燃气轮机领域中研究了非定常热释放率的非线性响应^[6-7],以及通过实验和理论分析了非线性火焰模型^[8-9].最近,通过实验和数值研究了触发、迟滞以及模态选择等复杂的非线性现象^[10].在上述非线性方法中,大多为频域方法,并假设非线性由单频引起,其不稳定性的频率主要由基频引起,而其他的倍频影响很小^[11].

在燃烧室中,旋流引起了回流区、剪切层等流场结构,以及旋涡进动(PVC)引起的非定常流场等,更加剧了燃烧不稳定性的复杂程度^[12-14].Meier等^[14-16]在其气体燃料贫燃预混模型实验台上采用一系列先进的流场测试手段研究了在自激状态或受迫状态下燃烧室旋流流场中PVC与热声模态的耦合情况.表明在研究旋流热声特性时,不能忽略旋流引起特殊流场结构.

本文的主要研究目标是在预混旋流模型燃烧室中调节燃气流量即利用当量比为激励因素来获得燃烧不稳定性非线性发展演化过程;利用热释放与速度脉动关系来验证热释放描述函数以及热声网络分析模型在旋流极限环幅值应用中的缺陷;从中获得贫燃预混旋流燃烧不稳定性脉动幅值、火焰结构非线性特征.

1 实验设备及研究方法

1.1 实验台及实验件

实验台分为实验件、空气供应系统、燃料(甲烷)供应系统、采集系统、数据处理系统.采集系统包括4个动态压力传感器、1个温度传感器和1个光电倍增管(PMT).图1为燃烧室示意图,图中燃烧室分为燃烧室前段、旋流器稳定段和燃烧段.燃烧室前段包括内径为80 mm的圆管;长度为1360 mm的进气段和长度为200 mm的安装段,内径为100 mm;燃烧段截面为85 mm×85 mm的方形,长度为540 mm.混气喷口部分设置轴向

旋流器,旋流数为0.6,混气喷口的中间钝体直径为30 mm,喷口外径为40 mm.

实验所用空气采用低压气源供气,气源压力为0.6 MPa,空气经减压阀和涡轮流量计后,通过一个渐缩,从喉道直径为7 mm的声速喷口进入燃烧室前段.燃料采用纯度为99.9%的甲烷,甲烷由周向均布的12个直径为0.6 mm的直射式喷口进入混合段.甲烷流量由FATHOM气体流量计测量.

1.2 动态压力采集

如图1所示在燃烧室中沿轴向布置4个动态压力传感器,以获取脉动压力沿轴向分布.燃烧室中动态压力的测量选用集成水冷动态压力传感器PCB 124A21(4号).其余动态压力传感器型号分别为PCB 112A21(1号和2号),PCB 106B50(3号).以旋流器出口截面中心为原点,1号动态压力传感器位于上游1400 mm处;2号动态压力传感器位于上游870 mm处;3号动态压力传感器位于上游120 mm处.4号动态压力信号传感器位于下游120 mm处.测量采集时长为2 s,采样频率为8000 Hz.

1.3 热释放信号采集

通过Hamamatsu公司的H5784-05PMT配合中心波长为430 nm,带宽为10 nm的窄带滤波片测量火焰区域的特征自由基的化学发光强度来表征热释放的脉动值.这款PMT测量波长范围为185~650 nm,观察窗口直径为10 mm,窄带滤波片的直径为12 mm.这样就能测量425~435 nm范围内的光强,正好是能够表征火焰的CH基的发光波长范围.PMT将CH基辐射出的光信号转换成电压信号,电压信号与热释放的大小成正比关系,且两者的比值具有良好的线性关系,因此,可利用电压信号来度量热释放.图2为PMT火

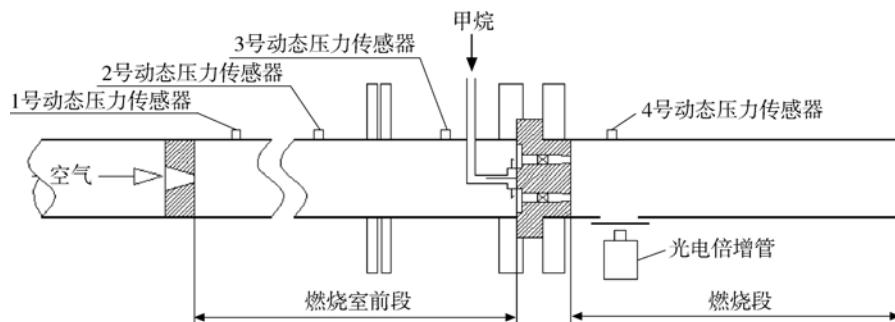


图1 燃烧室示意图

Fig. 1 Schematic diagram of combustor

焰图像观察窗口. 图1中4号动态压力传感器位于观察窗口的中心截面处, 窗口的大小包括了绝大部分火焰燃烧区域.

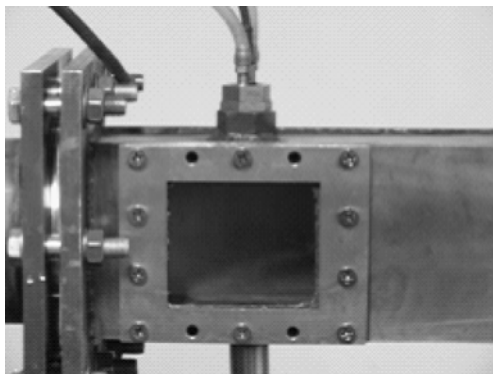


图2 火焰图像观察窗口

Fig. 2 Watch window of flames

1.4 火焰图像

甲烷燃烧的CH基等中间产物的波长为蓝光频谱, 文中采用普通电荷耦合元件(CCD)获得甲烷燃烧火焰图像. 通过摄像, 获得29帧/s、像素为 1280×720 的火焰动态视频. 实验中每种当量比工况拍摄2s, 首先利用Matlab程序将视频中按帧提取出照片, 然后将每帧照片从红蓝绿(RGB)模型转成色调、饱和度、强度(HSI)模型, 最后利用灰度转换根据稳定器出口和灰度轮廓线判断获得火焰结构.

1.5 热声网络模型

热声网络模型的思路是: 将系统分为几个不同截面以及长度的声单元段, 每个单元段简化为长度 L , 横截面 A , 流动为一维, 且各向均匀. 采用线性分析方法, 在无源条件下求解一维声波方程得到线性扰动量; 基于线性化的质量、动量和能量方程连接不同的单元段(面积突扩、减小以及热释放); 联合系统的进出口边界条件, 得到系统产生的不稳定振荡的频率、线性增长率以及空间模态分布等特性, 在线性火焰模型的基础上, 增加饱和因子, 即考虑火焰模型非线性, 以此来预测燃烧不稳定性中的极限环幅值, 具体方法参见文献[11].

2 结果与分析

2.1 脉动压力方均根非线性特性分析

在燃烧室中, 空气流量不变, 调节燃气流量来改变当量比 φ 作为燃烧不稳定性激励因素. 图3为当量比变化时, 燃烧室脉动压力方均根的变化

过程. 图4为燃烧振荡亚临界分叉过程(图中 R 表示激励因素, R_f 和 R_h 表示临界点). 从图3看出当量比低于0.6时, 燃烧室脉动压力幅值非常低, 可以认为处于稳定状态, 当量比超过一定值时, 脉动压力方均根迅速增加到达饱和状态. 脉动压力方均根在到达饱和状态后稍微减小是由于当量比很高, 甲烷在局部区域未完全燃烧出现CO等产物所致. 当量比从高值逐步减小时呈现了不同的变化趋势, 这与图4显示的燃烧振荡亚临界分叉图相符, 显示出在燃烧室中旋流火焰热声特性为典型的亚临界分叉非线性特性.

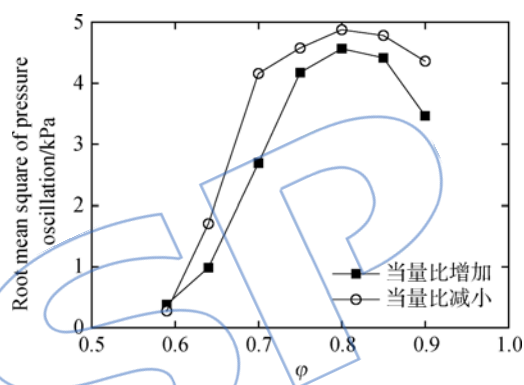


图3 脉动压力方均根(不同当量比变化顺序)

Fig. 3 Root mean square of pressure oscillation (different change sequences of equivalent ratio)

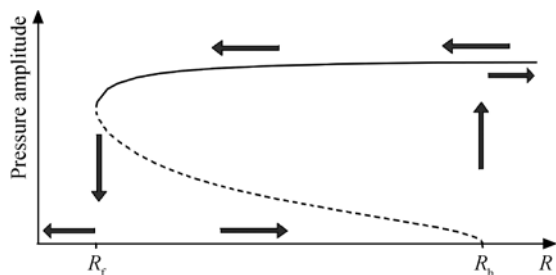
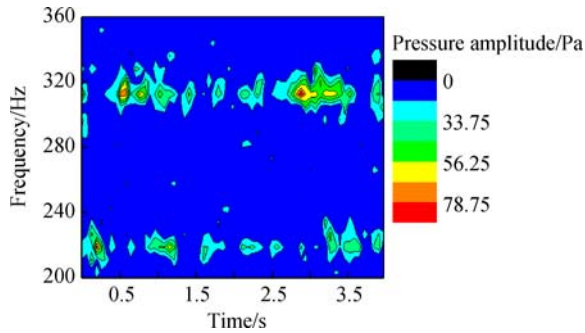
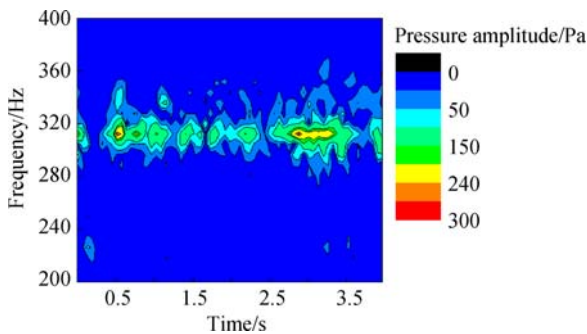
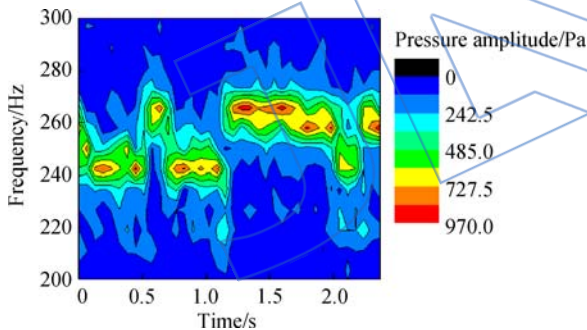
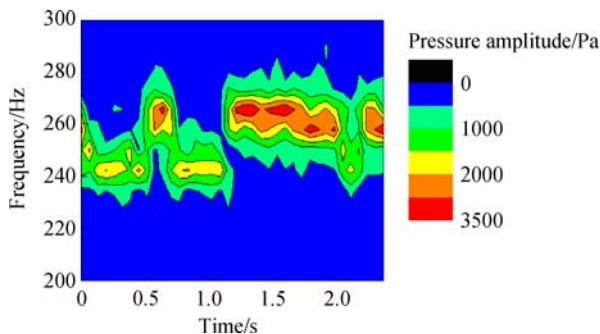


图4 燃烧振荡亚临界分叉^[17]

Fig. 4 Subcritical bifurcation of combustion fluctuation^[17]

图5和图6为 $\varphi=0.55$ 时, 燃烧室前段脉动压力和燃烧段脉动压力的短时傅里叶变换(STFT), 相比于快速傅里叶变换(FFT), STFT能得到脉动压力频率和幅值随时间的变化情况. 从两幅图中可以看出脉动压力幅值非常低, 最高只有300 Pa, 可以看作燃烧处于扰动初始状态, 由于在燃烧过程中存在火焰大幅度的摆动, 脉动压力时断时续存在间歇, 初始扰动频率为220 Hz和310 Hz左右, 这在下文热声网络模型分析中得到验证. 图7和图8是 $\varphi=0.75$ 时, 燃烧室前段脉动

图 5 $\varphi=0.55$, 燃烧室前段脉动压力 STFTFig. 5 $\varphi=0.55$, STFT of pressure oscillation at upstream of combustor图 6 $\varphi=0.55$, 燃烧段脉动压力 STFTFig. 6 $\varphi=0.55$, STFT of pressure oscillation at combustor chamber图 7 $\varphi=0.75$, 燃烧室前段脉动压力 STFTFig. 7 $\varphi=0.75$, STFT of pressure oscillation at upstream of combustor图 8 $\varphi=0.75$, 燃烧段脉动压力 STFTFig. 8 $\varphi=0.75$, STFT of pressure oscillation at combustor chamber

压力和燃烧段脉动压力 STFT 图. 从图 8 中可看出燃烧段脉动压力幅值最高为 3500 Pa, 脉动频率在 240, 250, 260, 265 Hz 中相互交替, 而不同时出现, 这是 FFT 所不能得到的信息. 可以得出燃烧室模态存在一个极低频, 这种极低频影响了燃烧室旋流流场和火焰结构, 进而导致了脉动压力幅值与频率的波动. 从图 7 燃烧室前段脉动压力 STFT 图看出, 线性状态中的 220 Hz 左右模态依旧存在, 只是值相对较小.

2.2 火焰结构和热释放特性分析

图 9 为当量比从 0.6 到 0.95 时, PMT 测量的平均电压. 由于热释放的大小与电压成正比, 且两者比值呈线性关系, 可用电压表征火焰的热释放. 从图 9 可以看出, 随着当量比的增加, 平均电压呈现两段不同斜率的直线段. 图 9 表明火焰结构发生了变化, 引起了火焰辐射的光子到 PMT 窗口的接收效率的变化, 因而导致了直线段斜率发生变化. 图 10 为燃烧室各段的脉动压力方均根随当量比的变化关系, 可以看出热释放平均值与

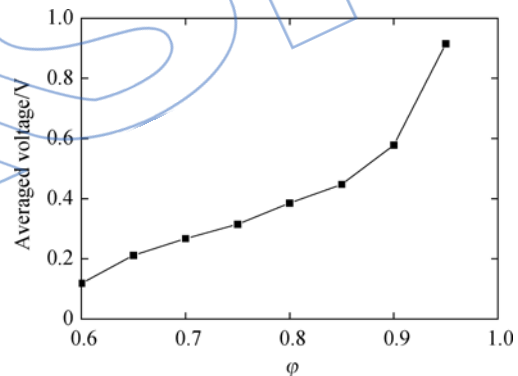


图 9 PMT 测量的平均电压

Fig. 9 Averaged voltage measured by PMT

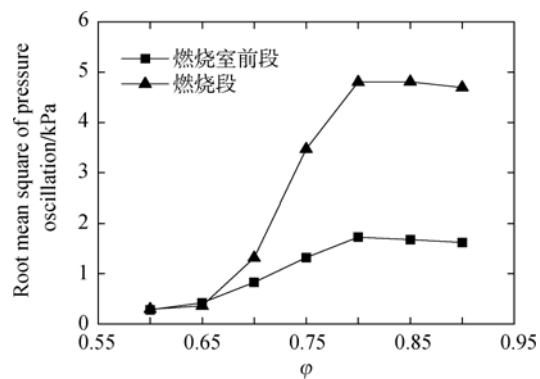


图 10 脉动压力方均根(燃烧室不同部位)

Fig. 10 Root mean square of pressure oscillation (different parts of combustor)

当量比比值的斜率发生变化时的当量比与燃烧室从不稳定向极限环状态过渡时的当量比的大小相同. 从图 9 和图 10 可得出在燃烧不稳定的演化过程中, 火焰结构以及热释放在燃烧不稳定性初始扰动状态到极限环状态的演化过程中发生了明显的变化. 下面将从火焰图像阐述这一变化.

拍摄不同当量比工况下的火焰视频, 利用 Matlab 软件处理视频信息提取火焰的结构特征, 从而获得当量比变化时火焰的演化过程. 图 11 为当量比为 0.6 和 0.85 的火焰结构, 显示了两种截然不同的火焰结构. 当量比为 0.6 时, 火焰稳定在位于角回流区和中心回流区中的内外剪切层上, 呈现“V”形火焰. 而在当量比为 0.85 时, 火焰图像相反. 流场结构发生了变化, 火焰没有稳定在稳态火焰结构中的内外剪切层上, 呈现“M”型结构. 正是这种结构的变化, 导致了 PMT 所测热释放斜率发生变化.

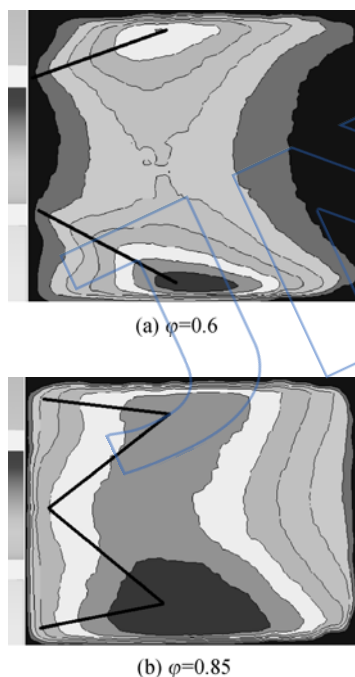


图 11 火焰结构

Fig. 11 Flame structure

图 12 为当量比变化时, 火焰结构的演化过程, 图中显示范围为图 11 的下半部分区域. 图 13 为预混旋流火焰可能出现的 4 种结构. 图 12 中当量比为 0.6 时, 火焰稳定在流场的内外剪切层中. 但随着不稳定的发生, 在流场角回流区处, 出现火焰回火的现象. 而随着当量比的提高, 火焰在内剪切层稳定, 但扩张角度增大, 在外剪切层逐渐失稳, 角回流区中出现火焰. 当量比为 0.85 时火焰

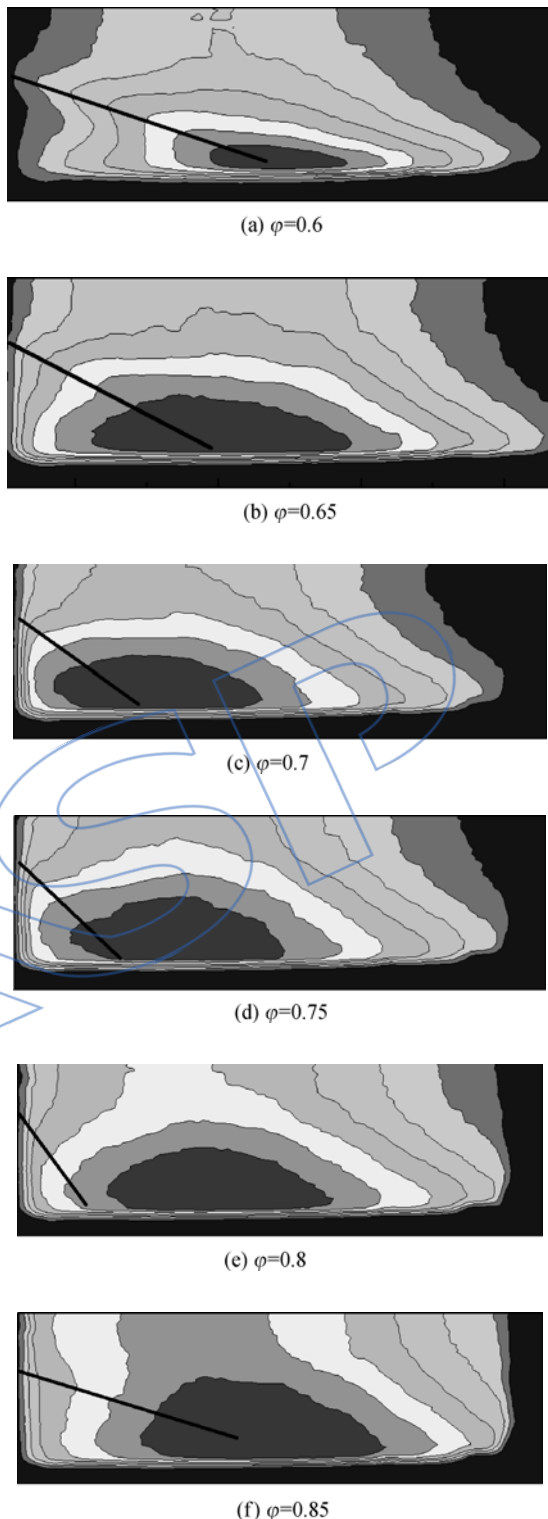


图 12 火焰结构演化

Fig. 12 Development of flame structure

在内剪切层失稳, 显示为“M”型结构. 火焰的稳定取决于局部湍流火焰燃烧速度和流场速度的平衡. 湍流火焰燃烧速度是脉动速度和层流火焰燃烧速度的函数. 当不稳定发生时, 脉动速度增加, 引起湍流火焰燃烧速度的变化, 导致火焰结构发生变化, 进而影响火焰脉动与流场脉动的耦合. 当

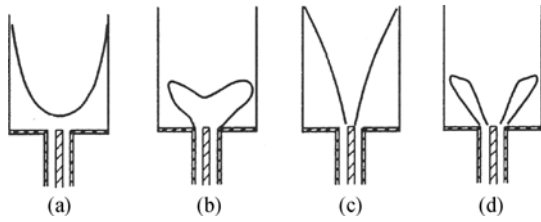


图 13 预混旋流火焰结构图^[18]

Fig. 13 Structures of premixed swirling flame^[18]

量比为 0.6 时,为图 13(d),不稳定发生后发展到图 13(c),随着脉动的增强,火焰分叉到图 13(a),而到极限环情况时,火焰图像为图 13(b).从图 12 和图 13 可以得出,不稳定发生时,火焰结构是流场脉动与火焰热释放的耦合中关键的一环.在燃烧不稳定控制手段上,维持火焰稳定在稳态流场时的内外剪切层上,就能破坏燃烧不稳定发生的反馈循环.除此之外,回流区中火焰回火是燃烧不稳定性演化过程中外剪切层最先失稳的结果,从这方面可以看出抑制角回流区周期性回火也是控制手段之一.

图 14 为热释放脉动与声速脉动关系(图中 Q 和 u 为热量和声速的平均值, Q' 和 u' 为热量和声速的脉动值).图中声速脉动根据尼曼不变量利用双传声器法从两个测点处的压力脉动得出.可以看出,在扰动初始状态时,其值最大.随着扰动的增强,比值迅速减小,最终达到平衡.图 15 为 Dowling 基于单频假设的描述函数系数随描述函数振幅参数 β 的变化过程.图 14 的实验结果和图 15 中 β 变化关系图发展相似($\beta = |K|A/\alpha$, 其中 K 为火焰常数, α 为火焰热释放饱和率, A 为振幅因子).

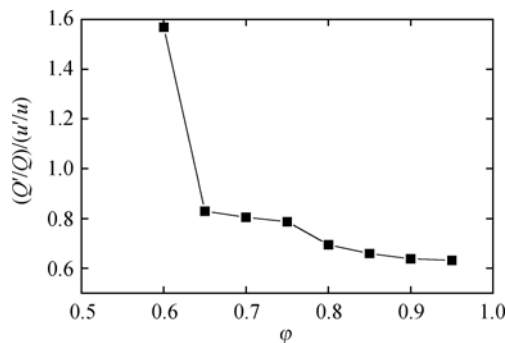


图 14 热释放脉动与声速脉动关系

Fig. 14 Relation between heat release oscillation and acoustic velocity oscillation

2.3 热声网络模型分析

表 1 为热声网络模型的计算输入参数,包括

燃烧室体积结构参数和工作条件.首先不考虑热释放模型,计算燃烧室可能出现的共振模态.

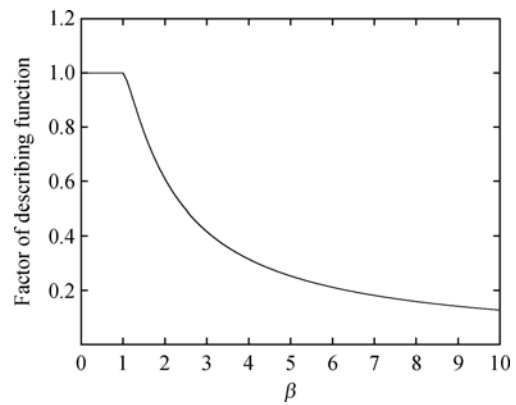


图 15 描述函数系数随描述函数振幅参数的变化

Fig. 15 Factor of describing function varying with amplitude parameter of describing function

表 1 计算输入参数

Table 1 Input parameters for calculation

参数	数值
堵塞进口流量/(kg/s)	0.014
进口段温度/K	300
进气段横截面积/m ²	0.005 0
进气段长度/m	1.36
安装段横截面积/m ²	0.006 4
安装段长度/m	0.2
稳定器段横截面积/m ²	0.000 55
稳定器段长度/m	0.01
燃气输运时间/s	0.005
燃烧段横截面积/m ²	0.007 2
燃烧段温度/K	1200
燃烧段长度/m	0.54
出口压力/Pa	101 325

表 2 为前 5 阶模态计算结果,由于燃烧室前段的长度大于燃烧段的长度,燃烧段温度对模态的结果影响不是很大.虽然没有考虑火焰热释放模型,但对燃烧室模态频率影响不大.将实验中当量比从 0.6 到 0.95 的实验数据拼接成一个数据序列,对此序列做 STFT,得到燃烧室不稳定模态频率和幅值随当量比变化图,图 16 为燃烧室前段脉动压力时序图.图 17 为相对应的 STFT 图,图中每 2 s 对应一个当量比的值.结果显示:在当量比为 0.6 和 0.65 时,不稳定模态对应的频率为

220 Hz 和 310 Hz 左右,这与表 2 中的 3 阶与 4 阶计算结果相符,计算结果与实验误差小于 1%。随着当量比的增大,220 Hz 模态幅值增大,310 Hz 模态幅值降低。而在当量比为 0.75 后,出现 250 Hz 左右的模态,误差为 13%,但在 250 Hz 模态的间歇处依旧会出现 220 Hz 的模态。

表 2 前 5 阶模态计算结果

Table 2 Calculation results of the first five orders modes

模态	频率/Hz
1	35
2	118
3	219
4	310
5	331

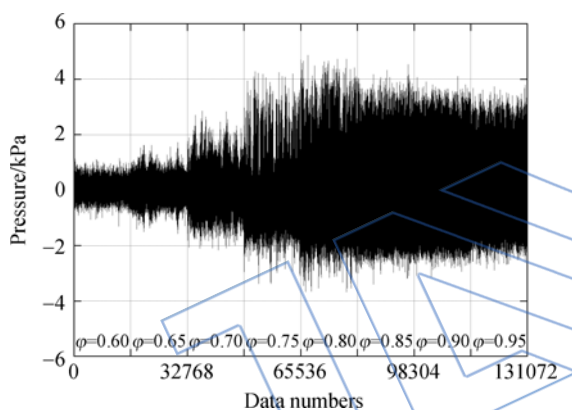


图 16 燃烧室前段脉动压力时序

Fig. 16 Time sequence of pressure oscillation at upstream of combustor

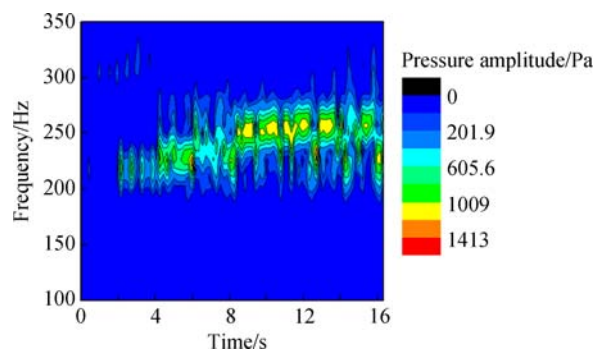


图 17 燃烧室前段脉动压力 STFT

Fig. 17 STFT of pressure oscillation at upstream of combustor

图 16 和图 17 结果与表 2 的计算结果相比较,不难得对于旋流火焰,在扰动初始阶段,热

声网络模型分析预测的频率与实验结果相符。随着扰动的增强,在当量比大于 0.75 后,旋流的作用得到加强,旋流形成的复杂流场如旋涡进动引起的大尺度流场结构和涡破裂与声模态相耦合,形成了新的振荡模态,其频率大小与雷诺数和旋流数相关。这一点可以从火焰图像中角回流区中出现的周期性火焰结构得出。热声网络模型分析中并没有考虑旋流中复杂流场如旋涡进动引起的大尺度流场结构和涡破裂等因素,因而预测不出这个 250 Hz 模态;实验中还发现:雷诺数越小,旋流数较低时,旋流引起的作用会减弱,直接表现为在极限环状态时,由于火焰和流场的不稳定,单纯的声模态如 220 Hz 模态会间歇出现。由此可见,对于旋流引起的燃烧不稳定现象,不能忽略旋流引起的复杂流场结构。

3 结 论

本文研究了贫燃预混旋流火焰燃烧不稳定特性、热释放特性以及热声网络模型分析,得出以下结论:

1) 当量比是燃烧不稳定性的主要影响因素之一。在当量比增加和减小时,呈现不同的脉动压力幅值特性。表明燃烧室中燃烧不稳定表现为亚临界分叉特性。

2) 燃烧室热释放信号显示在燃烧不稳定演化过程中,呈现了两种不同的火焰结构。热释放脉动的无量纲值与声速脉动无量纲值的比值与基于单频假设描述函数系数变化相似。

3) 基于普通 CCD 拍摄的火焰视频处理得到的火焰结构显示了当量比变化时火焰结构演化历程,并从中总结了抑制燃烧不稳定的被动控制方法。

4) 利用热声网络模型对燃烧室进行分析,发现在脉动压力幅值增大时,旋流中复杂结构与声模态耦合形成一个新的频率,其值的大小与雷诺数、旋流数和中心钝体结构以及燃烧室空间相关。下一步的研究重点是研究这一模态频率与旋流结构的对应关系。

参考文献:

- [1] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
- [2] Lieuwen T C, Vigor Y. Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling[M]. Reston, US: AIAA, 2005: 1-3.
- [3] Huang Y, Yang V. Dynamics and stability of lean-

- premixed swirl-stabilized combustion[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2009, 35(4): 293-364.
- [4] Yang V, Culick F E C. On the existence and stability of limit cycles for transverse acoustic oscillations in a cylindrical combustion chamber: standing modes[J]. *Combustion Science and Technology*, 1990, 72(1/2/3): 37-65.
- [5] Huang Y, Wang Z. Nonlinear analysis for high-frequency combustion instability in rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5): 9-11.
- [6] Dowling A P. Nonlinear self-excited oscillations of a ducted flame[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1997, 346(8): 271-290.
- [7] Dowling A P. A kinematic model of a ducted flame[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1999, 394(1): 51-72.
- [8] Durox D, Schuller T, Noiray N, et al. Experimental analysis of nonlinear flame transfer functions for different flame geometries[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(1): 1391-1398.
- [9] Boudy F, Durox D, Schuller T, et al. Nonlinear mode triggering in a multiple flame combustor[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(1): 1121-1128.
- [10] Palies P, Durox D, Schuller T, et al. Nonlinear combustion instability analysis based on the flame describing function applied to turbulent premixed swirling flames[J]. *Combustion and Flame*, 2011, 158(10): 1980-1991.
- [11] Stow S R, Dowling A P. Low-order modelling of thermoacoustic limit cycles[R]. ASME Paper GT2004-54245, 2004.
- [12] Palies P, Durox D, Schuller T, et al. The combined dynamics of swirler and turbulent premixed swirling flames[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(9): 1698-1717.
- [13] Weigand P, Meier W, Duan X R, et al. Investigations of swirl flames in a gas turbine model combustor: I flow field, structures, temperature, and species distributions [J]. *Combustion and Flame*, 2006, 144(1/2): 205-224.
- [14] Meier W, Weigand P, Duan X R, et al. Detailed characterization of the dynamics of thermoacoustic pulsations in a lean premixed swirl flame [J]. *Combustion and Flame*, 2007, 150(1/2): 2-26.
- [15] Steinberg A M, Boxx I, Stöhr M, et al. Flow-flame interactions causing acoustically coupled heat release fluctuations in a thermo-acoustically unstable gas turbine model combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(12): 2250-2266.
- [16] Stöhr M, Boxx I, Carter C D, et al. Experimental study of vortex-flame interaction in a gas turbine model combustor [J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159(8): 2636-2649.
- [17] Campa G, Juniper M P. Obtaining bifurcation diagrams with a thermoacoustic network model[R]. ASME Paper GT2012-68241, 2012.
- [18] Lieuwen T C. *Unsteady combustor physics* [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2012.