

文章编号:1000-8055(2011)01-0028-07

自激振荡预混燃烧的实验

张 昊, 黄 铮, 朱 民

(清华大学 机械工程学院 热能工程系 热科学与动力工程教育部重点实验室, 北京 100084)

摘 要: 通过动态压力测量、化学自发荧光相同步测量的方法对自激振荡燃烧动力学过程进行了实验研究, 分析了不同空气流量、化学当量比和边界条件对振荡燃烧过程的影响. 实验结果显示, 燃烧热负荷的提高会导致燃烧段压力脉动幅值的提高, 使燃烧更加不稳定. 化学当量比越接近熄火极限, 压力脉动的频率越高. 同时燃烧室进出口边界条件的改变也会对振荡频率产生影响.

关 键 词: 燃气轮机燃烧室; 贫预混预蒸发燃烧; 振荡燃烧; 动态测量; 相同步测量

中图分类号: TK16

文献标识码: A

Experimental study on self-excited oscillations in premixed combustor

ZHANG Hao, HUANG Zheng, ZHU Min

(Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineering of Ministration of Education,
Department of Thermal Engineering, School of Mechanical Engineering,
Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Combustion instabilities were studied experimentally by coupling unsteady heat release and pressure perturbations. In this paper, the experimental studies were conducted to analyze the dynamic processes of self-excited combustion oscillations through dynamic pressure and phase-locked chemiluminescence measurements. The effects of air mass flow, equivalence ratio and boundary conditions on combustion system were examined. This shows that the amplitudes of oscillation will enlarge with the increasing system load, leading to more unstable combustion. Moreover, the higher modes of oscillation frequency may occur when the combustion operation is closer to lean limits.

Key words: gas turbine combustor; lean premixed prevaporized combustion; combustion instabilities; dynamical measurement; phase-locked measurement

随着燃气轮机在推进和动力系统中的应用, 燃气轮机燃烧污染物的排放, 如对 NO_x 的控制越来越被人们关注. 贫预混(预蒸发)燃烧技术^[1]是在贫预混火焰低温度下进行燃烧, 从而降低热 NO_x 的生成. 该技术将是未来低排放航空发动机发展的重要方向之一^[2]. 但是贫预混燃烧往往靠近熄火极限, 火焰的脉动会比较剧烈, 燃烧放热率也不稳定, 放热率和燃烧室内压力可能相互

耦合. 当燃烧放热脉动与压力脉动形成正反馈时, 将可能产生自激振荡. 在实际运行中出现振荡燃烧现象, 不仅会干扰燃烧过程, 导致燃烧污染物排放增加, 严重时还有可能会损毁燃气轮机结构^[3]. 因此需要对干式贫预混振荡燃烧过程进行研究, 掌握其发生机理和动态特性, 在设计和运行中尽量避免该现象的发生.

许多学者已运用不同方法对振荡燃烧现象进

收稿日期: 2009-12-04; 修订日期: 2010-02-10

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2007CB210106)

作者简介: 张昊(1981—), 男, 北京人, 博士生, 从事燃气轮机燃烧稳定性方面的研究.

行了实验研究. Schuller 等人^[4]在环形燃烧器上对层流预混火焰的自激振荡过程进行了实验研究,分析振荡燃烧的发生机理及其与燃烧器固有频率间的耦合关系. Higgins 等人^[5]系统地定量测量了贫预混层流火焰在不同流量、当量比和压力条件下的 OH 和 CH 自由基的化学荧光信号,并建立了它们之间的关系式. 最近还运用瑞利准则对开放火焰的热声能量平衡关系进行了实验分析^[6]. Scheel 等人^[7]运用 PLIF(planer laser induced fluorescence)测量了贫预混火焰分别在自激振荡燃烧和受迫振荡燃烧情况下对来流扰动的响应,分析该条件下的火焰传递函数. Prakash 等人^[8]对贫预混旋流火焰熄火极限下的压力进行了动态测量,并提出能分析并防止吹熄的方法. Thumuluru 等人^[9]通过相同步测量旋流火焰的 OH 自由基的 PLIF 图像对火焰的动态物理过程进行了分析. 一些学者还针对燃气混合对燃烧过程的影响进行了研究. Yi 等人^[10]对部分预混贫燃火焰在接近吹熄极限时的振荡燃烧特性进行了实验研究. Lacarelle 等人^[11]采用 PLIF, PIV(particle image velocimetry)测量得到火焰传递函数,分析了燃气混合特性在贫预混燃烧过程中对 NO_x 排放及燃烧稳定性的影响. 本文通过燃气轮机模型燃烧室实验台,对燃烧室压力和燃烧化学自由基自发荧光的动态测量,研究燃气轮机燃烧室的燃烧动力学过程和振荡燃烧机理. 对实验系统和测量系统及其标定进行介绍. 讨论分析了实验结果,最后给出结论.

1 实验系统

燃气轮机燃烧实验台主要用于研究燃气轮机燃烧室内流动、燃料混合和燃烧等动力学过程及其相互作用. 实验台组成如图 1 所示,由空气系统、燃料系统、燃烧实验段、冷却系统、排气系统和测控系统组成. 空气系统由压缩机、稳压罐、干燥过滤器等组成,最大压力为 1.3 MPa,最大流量为 0.2 kg/s. 燃料系统由燃气源、减压阀和流量控制器等组成,本文工作所用燃料为天然气,最大流量为 0.02 kg/s. 实验中始终保持空气气源压力在 1.2~1.3 MPa,天然气气源压力约为 0.8 MPa,气源温度均为室温. 通过分别调节流量控制器得到所需的空气和天然气流量. 冷却系统为燃烧段和测量系统提供循环冷却水,保证其正常工作. 燃气与冷却空气掺混后由排气系统排出. 燃烧室出口背压为常压. 测控系统可对空气和燃料流量、点

火、冷却水、鼓风机和抽风机进行远程控制,并对实验台的运行参数进行监测.

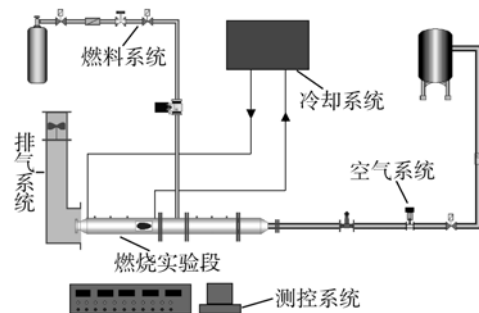


图 1 燃烧实验台系统图

Fig. 1 Diagram of combustion test rig

燃烧室为管式燃烧室结构. 燃烧采用预混方式. 空气通过节流孔板流入进气段,再通过旋流预混喷嘴,进入到燃烧段中. 通过节流孔板避免空气来流与燃烧室内压力相互影响. 旋流预混喷嘴采用对旋方式,如图 2 所示,内外旋流叶片安装角度相反,分别为 50°和 45°,旋流数均为 0.9. 燃料从安装在旋流叶片后的 5 根燃料柱喷出. 每根燃料柱上有 30 个直径 0.5 mm 的小孔,喷射的方向分别为逆向和侧向空气来流,以使燃料和空气均匀混合. 燃烧室出口为一收敛段,可通过调节出口截面直径改变出口边界条件. 在燃烧段和进气段上分别留有测量点,用于测量进气段和燃烧段内的动态压力. 在燃烧段壁面三个方向上还布置有用于光学测量的石英玻璃窗.

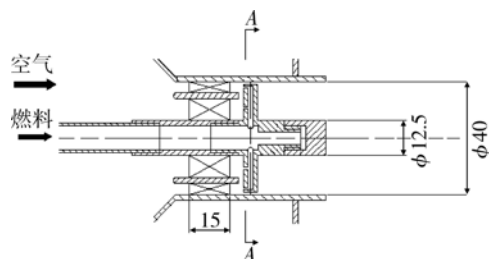


图 2 旋流喷嘴结构图

Fig. 2 Schematic of swirl injector

2 测量方法

研究振荡燃烧的动态过程,关键是要能够准确测量不同物理量的动态特征信号,以及它们之间的关系. 本文所用测量系统如图 3 所示. 对于动态压力测量,实验采用 PCB112A22 压力传感器分别布置在空气进气段和燃烧段上. 传感器的灵敏度为 14.5 mV/kPa. 传感器的固有频率大于

250 kHz, 图中 ICCD(intensified charge coupled device)为增强型电荷耦合器. 由于燃烧室内高温, 避免将压力传感器直接放置在燃烧室内的壁面上. 将压力从垂直安装在壁面的半无限长引压管引出, 以消除引压管的谐振影响. 引压管外装有冷却水套, 将管内温度降到传感器的工作温度范围内. 为了校验不同压力传感器的动态响应, 用 4 个传感器同时测量经校准的声场, 结果如图 4 所示. 结果表明, 每个测点传感器的灵敏度和一致性都可满足要求.

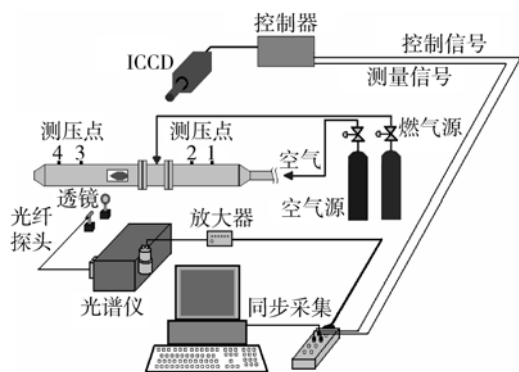


图 3 压力和燃烧放热测量系统示意图

Fig. 3 Schematic of pressure and heat release measurement systems

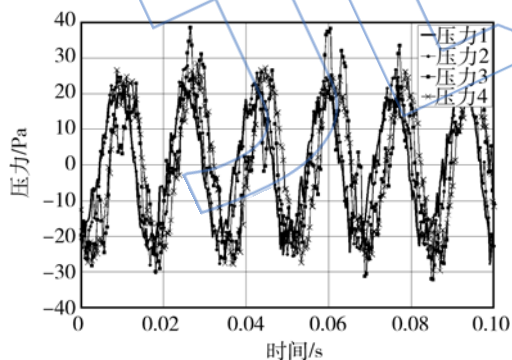


图 4 动态压力传感器校准

Fig. 4 Calibration of dynamic pressure transducers

在碳氢燃料燃烧过程中, 伴有激发态的自由基产生. 这些自由基的体积分数直接与燃烧强度关联, 可以表征瞬时燃烧特征. 故可以通过测量自由基的自发化学荧光强度来确定燃烧放热过程. 常选择的自由基有 OH(308 nm) 和 CH(431 nm). 由于其波长处于紫外范围, 其测量光路需考虑紫外透镜. 如图 3 所示, 本实验台通过光谱仪和增强型电荷耦合器对燃烧放热脉动过程进行研究. 前者主要特点是快速、灵敏, 可以测量单点的瞬态放

热过程; 后者主要测量燃烧过程在空间的变化情况, 但其速度较慢. 在本实验中将通过相同步测量的方法, 测量振荡燃烧在一个周期的变化过程. 结合以上两者的结果, 将得到振荡燃烧的详细信息. 在用光谱仪测量时, 为测量总体放热率, 需要在光纤前放置透镜. 将光纤感光端放在透镜焦点处, 进入光纤的光经光谱仪分光得到确定波长的光线, 由光电倍增管转化为电信号并放大. 本实验台典型燃烧过程的自发荧光光谱的测量结果如图 5 所示. 由图可见两个尖峰分别对应的是 OH 和 CH 自由基. 实验选取 OH 自发荧光为测量对象. 实验使用的 ICCD 型号为 PI-MAX II -5 MHz, 为了实现相同步测量, 实验时先分析压力脉动信号, 得到振荡燃烧频率. 然后以此频率产生用于控制 ICCD 的触发信号. 压力信号与 ICCD 曝光时序如图 6 所示, 通过设定 ICCD 的曝光延迟时间, 即可得到振荡燃烧在不同相位的自由基化学荧光变化信息.

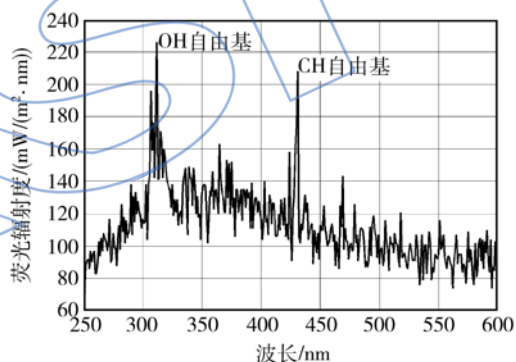


图 5 预混火焰自发荧光光谱测量结果

Fig. 5 Chemiluminescence of premixed flame

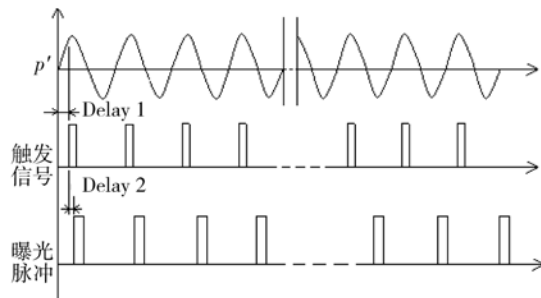


图 6 相同步测量压力信号与 ICCD 曝光触发时序

Fig. 6 Phase-locked time sequence between pressure and ICCD trigger

整个实验系统通过 NI(美国国家仪器公司) 的同步采集卡 PCI6123 和软件 LabVIEW 可以实现对压力和燃烧放热率脉动的同步测量, 并确定

它们之间的振幅和相位关系,为诊断振荡燃烧的发生机理和发展控制技术提供可靠依据。

3 实验结果与分析

3.1 振荡燃烧频谱特性

首先在空气流量为 40 g/s,化学当量比为 0.8 时,测量了进气段和燃烧段内的压力脉动。如图 7 所示,测点 1 和 2 布置在进气段上,3 和 4 在燃烧段上。从图 7 中可以看出进气段和燃烧段压力脉动之间有约 90° 的相位差,而进气段内的压力脉动幅值只相当于燃烧段内压力脉动幅值的 1/3,其声压级分别为 161 dB 和 169 dB。燃烧段的压力脉动与放热率脉动耦合,两者同向变化。脉动向上下游传播过程中存在时间延迟,从而使得燃烧两端的压力脉动产生了相位差。同时由热声耦合产生的振动在从燃烧段向进气段传播过程中,经过旋流喷嘴截面积的变化,使得声压级发生了衰减。进气段的压力脉动和燃烧段内的压力脉动频率基本一致,以压力 1 和 3 为例,如图 8 所示基频均约

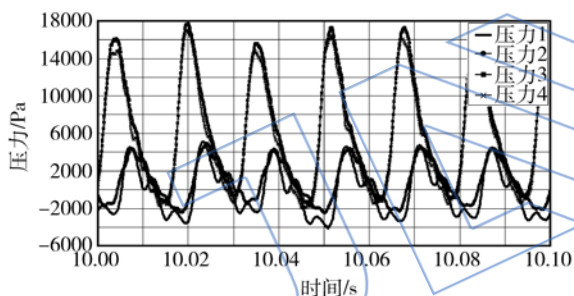


图 7 空气流量 40 g/s, 当量比 0.8 时压力脉动
Fig. 7 Pressure perturbations in airflow 40 g/s and equivalence 0.8

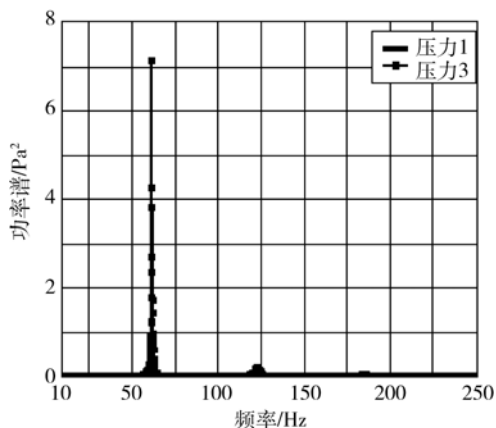


图 8 空气流量 40 g/s, 当量比 0.8 时压力脉动频率
Fig. 8 Frequency of pressure perturbations in airflow 40 g/s and equivalence 0.8

为 61.8 Hz, 其倍频大约为 125 Hz 和 180 Hz。通过燃烧段上的石英玻璃窗, 光谱仪对放热率脉动也进行了同步测量, 结果如图 9 和图 10 所示, 通过对同一时间段无量纲放热率脉动分析可见, 在振荡燃烧过程中, 放热率脉动的频率与燃烧段内压力脉动的频率一致, 并且两者之间相位差约为 39° 。这一结果验证了瑞利准则对振荡燃烧过程的阐释: 当压力脉动与放热率脉动之间的相位差小于 90° 时, 且系统从燃烧脉动获得的能量大于耗散的能量, 有可能形成振荡燃烧^[12]。

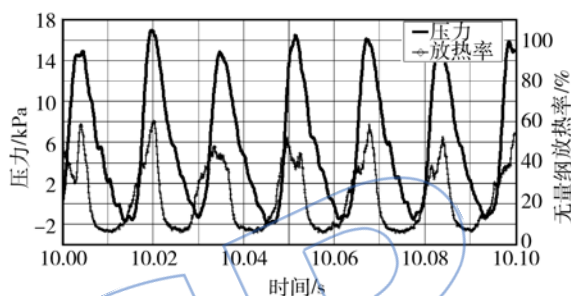


图 9 空气流量 40 g/s, 当量比 0.8 时放热率脉动和燃烧段压力脉动

Fig. 9 Pressure and heat release perturbations in airflow 40 g/s and equivalence 0.8

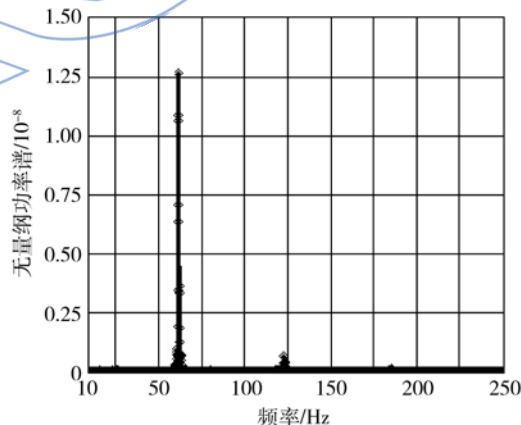


图 10 空气流量 40 g/s, 当量比 0.8 时放热率脉动频率
Fig. 10 Frequency in heat release perturbations in airflow 40 g/s and equivalence 0.8

当保持化学当量比仍为 0.8, 增大空气流量至 60 g/s 时, 热负荷也随之增大。燃烧段内的静压已从 40 g/s 时的常压升至 0.25 MPa。此时 4 个压力信号的频率均为 65.9 Hz, 虽比 40 g/s 时有所提高, 但模态并没有发生转变, 振荡声压级分别增加到 166 dB 和 174 dB。

3.2 化学当量比的影响

化学当量比的扰动是造成燃烧不稳定的重要

原因之一. 这里通过保持空气流量为 40 g/s 不变, 逐渐改变燃料流量研究当量比变化对压力脉动频率的影响. 当量比逐渐从 0.8 增加到 0.9, 如图 11 所示, 此时压力脉动频率从 62 Hz 减小到 55 Hz 左右. 如果逐渐减小化学当量比, 从 0.8 减小到 0.7, 如图 12 所示, 此时压力脉动频率从 62 Hz 增加到 64 Hz 左右. 可见随着当量比的减小, 脉动频率会随之增大. 当量比的减小, 越接近贫燃熄火极限, 火焰会变得越不稳定, 脉动的频率因此也会有所提高.

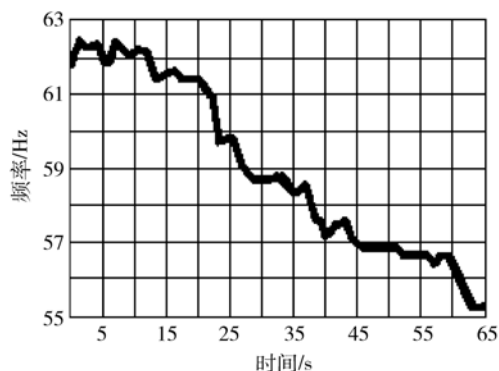


图 11 从 $\phi = 0.8$ 增加到 0.9 时的压力频率变化

Fig. 11 Variations of pressure oscillation from $\phi = 0.8 \sim 0.9$

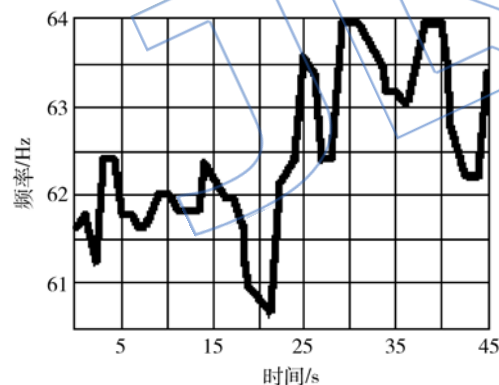


图 12 从 $\phi = 0.8$ 减小到 0.7 时的压力频率变化

Fig. 12 Variations of pressure oscillation from $\phi = 0.8 \sim 0.7$

而当量比的变化对声压级 SPL (sound pressure level) 影响并不明显. 当量比分别为 0.7, 0.8 和 0.9 情况下压力脉动声压级的变化如图 13 所示. 此时进气段和燃烧段内压力脉动的声压级基本保持在 162 dB 和 169 dB 左右.

同时, 可以通过测量 OH 的化学自发荧光来得到火焰放热率在空间分布的信息. 通过相同步测量, 每隔 45° 记录一次 OH 的化学荧光图像, 如

图 14 所示, 可以得到在发生振荡燃烧时火焰在一个周期内的变化过程. 从图 15(a) 中可以看出, 在一个周期内火焰经历了在旋流喷嘴出口处到向下游传播到再回到出口处的变化过程, 从而清楚地显示了振荡燃烧过程中火焰的脉动情况. 当减小当量比到接近熄火极限时, 如图 15(b) 所示, 可以看出此时的火焰除了上述的周期性变化外, 火焰面还有了明显的变形和破裂, 这些都表明火焰在熄火极限附近变得更加不稳定.

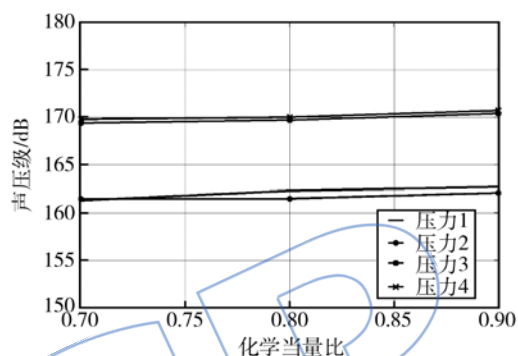


图 13 $\phi = 0.7, 0.8$ 和 0.9 时四路压力脉动声压级

Fig. 13 SPL of four pressure in $\phi = 0.7, 0.8$ and 0.9

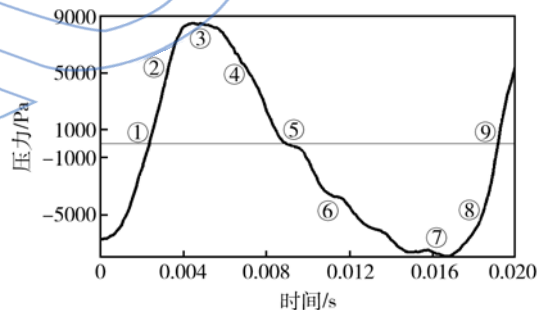


图 14 ICCD 相同步测量相位分布示意图

Fig. 14 Trigger sequences for ICCD phase-locked measurement

3.3 边界条件的影响

燃烧室边界条件的变化会对振荡燃烧的频率和幅值产生影响. 在实验中, 通过改变燃烧段的出入口边界条件, 研究燃烧段内压力脉动特性的变化. 首先实验中通过调节燃烧段出口直径改变燃烧段的出口边界条件. 实验中分别采用了直径 17.5 mm 和 25 mm 两种尺寸, 在空气流量为 60 g/s, 当量比为 0.8 时, 对这两种出口边界条件下的振荡燃烧情况进行了对比. 当直径为 17.5 mm 时, 燃烧室出口为阻塞条件. 此时压力脉动的频率约为 65.9 Hz, 燃烧段内的声压级达到 174 dB. 当直径为 25 mm 时, 燃烧段出口是开放边界

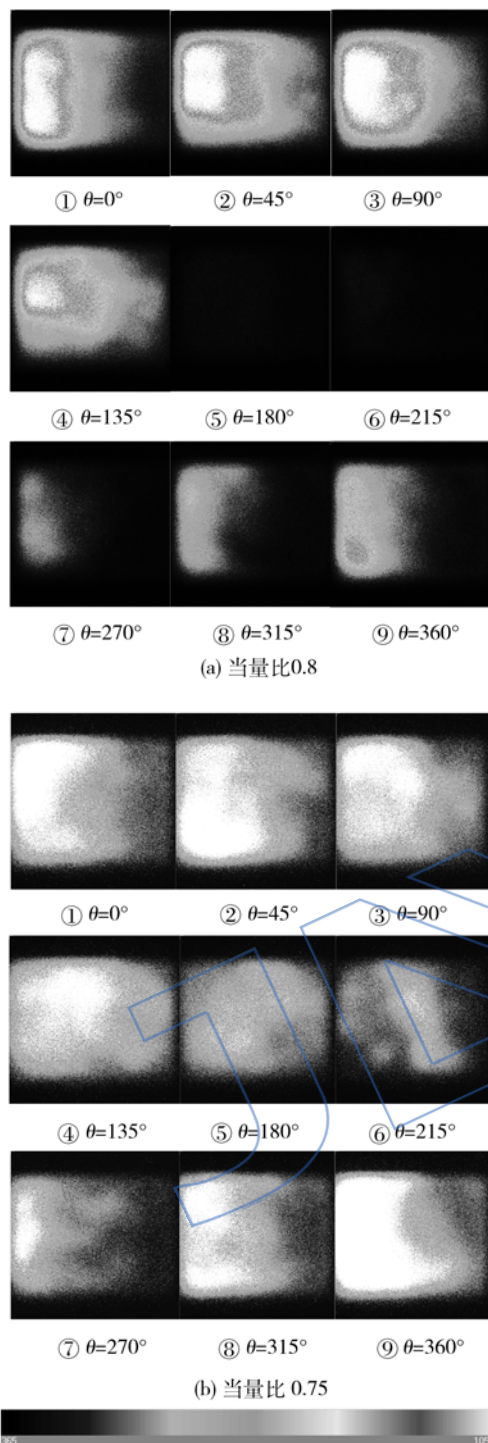


图 15 不同当量比下 OH 的周期变化
Fig. 15 Variations of OH concentration in one oscillation cycle

条件. 此时的压力脉动频率有所增加, 约为 70.4 Hz, 声压级约为 172 dB.

实验还对不同进气段长度进行了测量分析. 分别选取了 963, 807 mm 和 388 mm 三个长度, 在空气流量 40 g/s, 当量比为 0.8 时对压力脉动进行了测量. 当进气段长度为 807 mm 和 963 mm

时, 压力脉动的频率约为 61 Hz, 没有看到明显变化. 而当进气段长度变为 388 mm 时, 压力脉动频率提高到 70 Hz. 可见进气段长度的改变对压力脉动的频率变化起到了一定的作用. 当燃烧热功率一定时, 燃烧室内的平均温度不变, 声速也保持不变. 此时燃烧室频率与声波传播距离成反比. 因此随着进气段长度变短, 声波传播距离减小, 振动频率也就随之增大. 通过冷态下对燃烧段固有频率的测量发现, 改变进气段的长度, 不会改变燃烧段的固有频率. 其固有频率始终在 70 Hz 附近. 而热态实验在不同进气段长度条件下, 虽然压力脉动频率发生变化, 但始终未离开燃烧段的固有频率范围. 可见在实验条件下燃烧段内压力始终在燃烧段固有频率附近脉动, 与燃烧过程耦合形成自激振荡.

4 结 论

本文运用实验方法对振荡燃烧的动力学过程进行了初步研究. 对不同空气流量、化学当量比和边界条件下的振荡燃烧现象进行了测量和分析. 通过对实验结果分析, 验证了瑞利准则对振荡燃烧机理的阐释. 实验结果表明当燃烧段内的热负荷增大时, 将导致燃烧段压力脉动幅值的提高, 使燃烧更加不稳定. 另外, 改变化学当量比也会改变压力脉动的频率. 当化学当量比越接近熄火极限时, 压力脉动的频率越高. 当空气量保持一定时, 改变化学当量比不会对脉动的幅值产生明显的影响. 改变燃烧段的进出口边界条件也会使得压力脉动的频率产生变化. 空气进气段变短, 将使燃烧段内的频率增加. 但压力始终在燃烧段的固有频率附近脉动, 与燃烧过程耦合形成自激振荡. 下一步工作将对振荡燃烧过程中各物理量的耦合关系做进一步研究, 并发展相关理论模型和抑制方法.

参考文献:

- [1] Corbett N C, Lines N P. Control requirements for the RB211 low emission combustion system[R]. ASME Paper 93-GT-12, 1993.
- [2] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [3] Lieuwen T. Modeling premixed combustion-acoustic wave interactions; a review[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 765-781.
- [4] Schuller T, Durox D, Candel S. Self-induced combustion oscillations of laminar premixed flames stabilized on annular burners[J]. Combustion and Flame, 2003, 135: 525-537.

- [5] Higgins B, Mcquay M Q, Lacas F, et al. Systematic measurements of OH chemiluminescence for fuel-lean high-pressure, premixed, laminar flames[J]. *Fuel*, 2001, 80(1): 67-74.
- [6] Durox D, Schuller T, Noiray N, et al. Rayleigh criterion and acoustic energy balance in unconfined self-sustained oscillating flames[J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(1): 106-119.
- [7] Scheel F, Gashi S, Kaminski C, et al. Investigation of self excited and acoustically forced combustion instabilities with laser diagnostics[R]. AIAA 2007-560, 2007.
- [8] Prakash S, Nair S, Muruganandam T M, et al. Acoustic based rapid blowout mitigation in a swirl stabilized combustor[R]. ASME GT2005-68589, 2005.
- [9] Thumularu S K, Lieuwen T. Characterization of acoustically forced swirl flame dynamics[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(2): 2893-2900.
- [10] Yi T, Gutmark E. Characterization of near-blowout combustion oscillations in a lean, partially premixed gas turbine combustor[R]. AIAA 2006-4738, 2006.
- [11] Lacarelle A, Moeck J, Vey S, et al. Effect of fuel/air mixing on NO_x emissions and stability in a gas premixed combustion system[R]. AIAA 2007-1417, 2007.
- [12] Rayleigh J W S. The theory of sound, Vol. II [M]. New York: Dover Publications, 1945.