

进口温度对分层旋流火焰燃烧 不稳定性的影响

王志超¹, 林宇震^{1,2}, 韩 啸¹, 吕丽君¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为了研究进口温度对分层旋流火焰燃烧不稳定性的影响,实验在单头部燃烧室上测量了不同进口温度下的动态压力,并采用理论分析了进口温度对压力振荡的影响。实验结果显示:该燃烧室出现的燃烧不稳定性呈现的是 Helmholtz 模态,并且随着进口温度从 530 K 增加至 650 K 时,压力脉动主频增加,幅值减小。分析表明:进口温度的增加会增强燃油的雾化和蒸发,进而加强其与空气的掺混均匀性,减小了当量比脉动,从而抑制了燃烧不稳定性,压力振荡幅值减小。

关 键 词: 进口温度; 分层旋流火焰; 燃烧不稳定性; 雾化和蒸发; 当量比脉动

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Inlet temperature's effect on combustion instability characteristics of stratified swirl flame

WANG Zhichao¹, LIN Yuzhen^{1,2}, HAN Xiao¹, LÜ Lijun¹

(1. 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;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the effects of inlet temperature on the combustion instability in stratified swirl combustor, the dynamic pressure under various inlet temperatures was tested using a single doom combustor, and the effects of inlet temperature on pressure oscillation were analyzed using a theory. The experimental results showed that the mode of combustion instability in this combustor was Helmholtz mode. With the increase of inlet temperature from 530 K to 650 K, the amplitude of pressure oscillation decreased. Analysis showed that the increase of inlet temperature can enhance fuel atomization and evaporation and then strengthen its mixing with air, making equivalence-ratio oscillation less impossible. Therefore combustion instability was less prone to occur and the dynamic pressure amplitude was smaller.

Key words: inlet temperature; stratified swirl flame; combustion instability;

收稿日期:2017-05-30

作者简介:王志超(1992—),男,硕士生,主要从事民用航空发动机燃烧不稳定性 and 低排放研究。

引用格式:王志超,林宇震,韩啸,等.进口温度对分层旋流火焰燃烧不稳定性的影响[J].航空动力学报,2018,33(10):2434-2441.
WANG Zhichao, LIN Yuzhen, HAN Xiao, et al. Inlet temperature's effect on combustion instability characteristics of stratified swirl flame[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2434-2441.

atomization and evaporation; equivalence-ratio oscillation

随着国际上日益严格的环境排放标准的实施,航空燃气轮机燃烧室采用了诸多低排放的燃烧技术。其中贫油预混预蒸发(lean premixed prevaporized, LPP)燃烧技术是目前降低排放最有效的技术之一^[1]。但是在 LPP 燃烧室中比较容易发生燃烧不稳定性现象。燃烧不稳定性的主要表现是周期性的大幅压力和释热振荡,会导致发动机部件疲劳、推力不稳定等危害,是 LPP 燃烧室研究中一个关键问题。为同时实现较好的稳火以及排放性能,LPP 燃烧室中一般采用分层旋流的燃烧模式,即中心为预燃级,采用扩散火焰,外围为主燃级,采用预混火焰。

燃烧不稳定性的产生机理主要有燃料供给/声波耦合,当量比脉动^[2],雾化过程^[3],局部火焰吹熄^[4],旋涡运动等^[5]。受到进口温度影响的因素很多,包括液体燃料的雾化、蒸发、掺混,火焰释热,来流速度、火焰传播速度等^[6]。进口温度可能会对燃烧不稳定性的触发机制产生影响。因此研究进口温度是如何影响燃烧不稳定性,研究其影响燃烧不稳定性的内在机制,对于深入了解燃烧不稳定性的触发机制、研究如何抑制燃烧不稳定性,有重要的学术和工程价值。

针对气相燃料的旋流火焰燃烧不稳定性,温度主要影响火焰传播速度。Huang 和 Yang^[7-8]通过实验和数值计算等方法研究贫预混单旋流燃烧室中甲烷的燃烧不稳定性,发现随着温度的升高,火焰传播速度增加,初期稳定在中心回流区的火焰逐步沿着壁面回火至角涡回流区,火焰不断摆动引发周期性释热。

液相燃料的燃烧与气态燃料不同的是,液态燃料首先要经过雾化、蒸发、掺混才能燃烧^[9]。Temme 等人^[10-11]通过实验研究了分层旋流燃烧室中液雾火焰的燃烧不稳定性,发现燃烧不稳定性主要是由当量比脉动引起的,而当量比脉动则是由于燃烧室中压力周期性振荡,导致来流空气的供给速率呈现周期性脉动引起的。

上述学者虽然对液体燃料的燃烧不稳定性发生的原因做了诸多研究,然而却没有研究温度对分层旋流燃烧室中液态燃料燃烧不稳定性的影响。此外,进口温度作为分层旋流燃烧室的重要气动参数之一,影响液态燃料的雾化、蒸发和掺混过程,但与燃烧不稳定性的关系尚未研究透彻。

本文的主要内容是针对液态燃料的分层旋流

火焰的燃烧不稳定性问题,采用单头部燃烧室,在接近航空发动机高温高压的环境下,实验测量了分层旋流液雾燃烧的压力脉动与燃烧室进口温度之间的关系,并通过理论分析了进口温度是如何影响分层旋流燃烧室采用液态燃料燃烧时的燃烧不稳定性。

1 实验方案和系统

在本文的分层旋流燃烧室方案中,主燃级为预混火焰,预燃级为扩散火焰,且本次实验主燃级空气流量是预燃级的 4.53 倍,主燃级燃油流量是预燃级的 2.33 倍。火焰模型可见图 1。为了研究温度对燃烧的影响,定义了一些气动和结构参数,如图所示, τ_e 为液滴寿命, τ_{conv} 为液滴在主燃级掺混通道内的时间, L_m 为主燃级掺混通道距离, U_m 为主燃级通道内气流平均轴向速度。

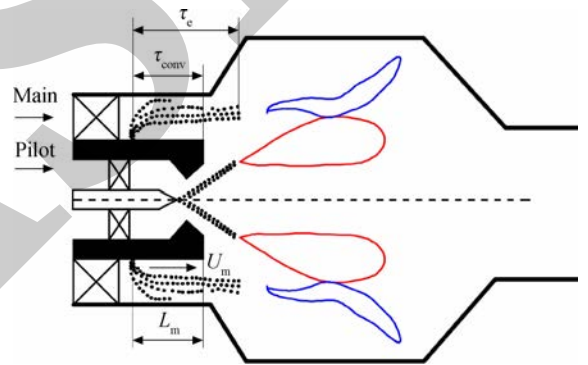


图 1 分层旋流燃烧室中雾化、蒸发、掺混、燃烧的简化过程
Fig. 1 Simplified process of atomization, evaporation, mixing and combustion in the stratified swirl combustor

由于在航空发动机燃烧室的研发过程中,单头部实验在研究排放、贫油熄火、自燃、火焰稳定等方面具有简单高效的优点,且利用光学手段比较容易获得详细的流场和火焰结构特征^[12],因此本实验选择利用单头部进行试验。另外为了模拟实际航空发动机中的分层旋流火焰的燃烧不稳定性特征,本次实验选择在北京航空航天大学航空发动机气动热力国家级重点实验室的高温高压燃烧实验台实施。实验台简图如图 2 所示。高压空气流量最高可达 3.0 kg/s,由流量调节阀控制。换热器可加热来流高压空气,使其最高温度可达 800 K。加热器出口为堵塞率为 94% 以上的固壁

面,与燃烧室下游的临界孔板组合的边界条件可排出外部干扰。加热器出口为稳态参数测量段,此段安装有铠装 K 型热电偶和总压杆,分别测量得到测试段进口总温 T_3^* 和进口压力 p_3^* 。燃烧室前段为匀流段,安装有多孔板,用于使来流更加均匀。主、预燃级分别独立供油,供油方式为高压气挤压式供油。本实验燃烧室侧壁面开有石英玻璃窗,利用安装有 CH^{*} 滤镜((430±10)nm)的高速摄像系统来拍摄动态火焰图像。实验设定图像分辨率为 768 像素×768 像素,拍摄时间为 1 s。

另外在换热器出口至燃烧室出口的轴向方向布置了 6 个动态压力传感器,其中 3 个布置在燃烧室入口前,另外 3 个布置在燃烧室内部。通过 Labview 软件编写采集程序,采集频率为 8 192 Hz。高速摄像系统采用外部触发形式进行触发拍摄。为了获取压力脉动与火焰释热脉动之间的相位差,需要保证这两者的采集是同步进行的,本次试验使用 NI 9402 计数器模块作为高频触发器,在动态压力采集的过程中同步输出低电平信号触发高速摄像进行拍摄,对该低电平信号进行采集,从而确定动态压力信号与高速摄像信号的起始点。另外,在主燃级出口平面上的机匣两侧,开有光路通道,用于通过 HeNe 激光器发射的波长为 3.39 μm 的激光,再被热电探测器接收,可测得系统当量比脉动^[13-16]。

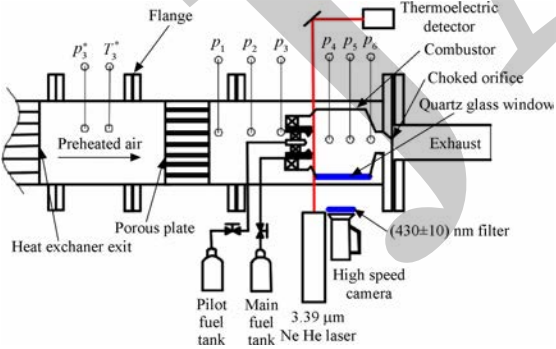


图 2 实验系统简图

Fig. 2 Schematic of experimental system

为了研究进口温度 T_3^* 对燃烧不稳定性的影响,在相同的进口总压 p_3^* 、总油气比 R_{fa} 、以及分级比 R_s (预燃级油流量比总油流量)下进行了实验。为了模拟真实发动机中的进口温度,在实验前的准备阶段,在 500~700 K 之间做了进口温度对燃烧不稳定性影响的初步实验,发现随着进口温度 T_3^* 增加,实验现象趋势单调变化,因此实验选取了 3 个温度差别较大、现象较明显的 3 个进

口温度。具体工况如表 1 所示。

表 1 不同进口温度的实验工况

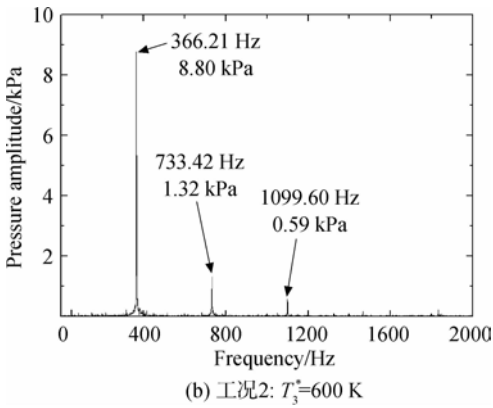
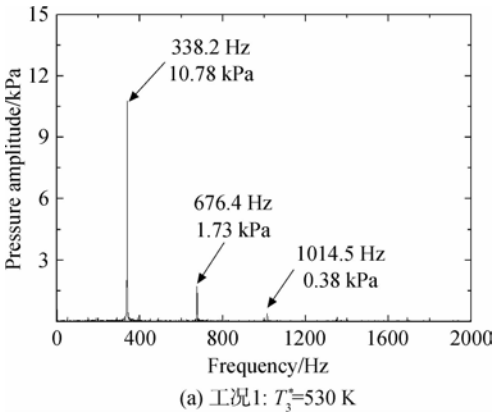
Table 1 Experiment operation conditions of different inlet temperatures

工况	T_3^*/K	p_3^*/MPa	R_{fa}	$R_s/\%$
1	530	0.5	0.019	30
2	600	0.5	0.019	30
3	650	0.5	0.019	30

2 实验结果与分析

2.1 进口温度对燃烧室内压力脉动的影响

对动态压力传感器 p_6 得到的原始压力信号进行快速傅里叶变换(FFT)后得到压力脉动频谱图如图 3 所示。以压力脉动幅值的方均根值 p'_{rms} 是否超过燃烧室平均压力的 0.5% 作为区分燃烧稳定与不稳定的界限^[17],那么通过图 3 可知,图 3 (a)~图 3(c)的压力脉动比例 $p'_{rms}/p_3^* = 2.36\%$, 1.87%, 0.39%。可以认为,在进口温度 $T_3^* = 530, 600\text{ K}$ 的条件下,出现了幅值较大的压力脉动,这两个工况均处于燃烧不稳定状态。在进口温度 $T_3^* = 650\text{ K}$ 时,背景噪声强烈而主频振荡的尖峰仍然比较明显。但由于其压力振荡幅值的比



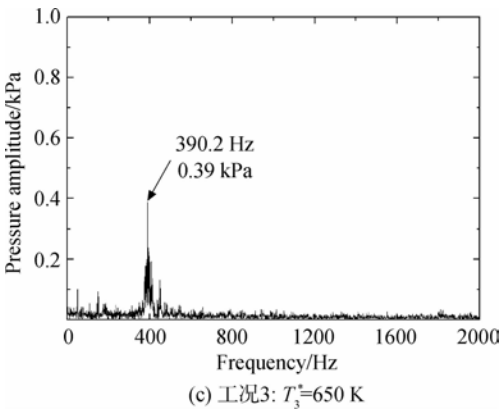


图 3 不同进口温度下的压力振荡
Fig. 3 Pressure oscillation under different inlet temperatures

例小于 0.5%，认为此工况下燃烧处于稳定状态。
从图 3 可以发现,随着进口温度的增加,3 个工况的振荡主频的幅值逐渐减小,分别为 10.78、8.80、0.39 kPa,而振荡主频不断增加,分别为 338.2、366.21、390.2 Hz。

图 4 和图 5 分别是 $T_3^*=530\text{ K}$, 油气比为 0.019,分级比为 30%工况条件下的 6 个动态压力传感器所测得的压力信号幅值和相位关系。

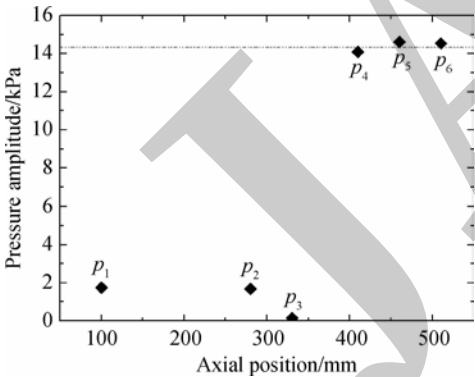


图 4 不同轴向位置处的压力振荡幅值
Fig. 4 Magnitude of the pressure oscillations at different axial positions

从图 4 可以看出,位于燃烧室上游的 p_1 、 p_2 共 2 个传感器的压力振荡幅值相同,在燃烧室中的 p_4 、 p_5 、 p_6 共 3 个传感器的压力振荡幅值保持在 14 kPa 左右,即燃烧室内的压力振荡幅值相同。除了压力振荡幅值和频率,还要考察压力振荡的相位,才能确定燃烧系统的不稳定性模态。当以 p_1 为相位基准(0 相位),则另外 5 个传感器的相位关系如图 5 所示。燃烧室上游的 p_1 与 p_2 之间相位相同,燃烧室中的 p_4 、 p_5 、 p_6 之间相位相同。因此可以得出,燃烧室之前容腔中振幅和相

位相同,燃烧室容腔中振幅和相位相同,因此可以初步断定燃烧室中的燃烧不稳定性模态是 Helmholtz 模态^[11]。

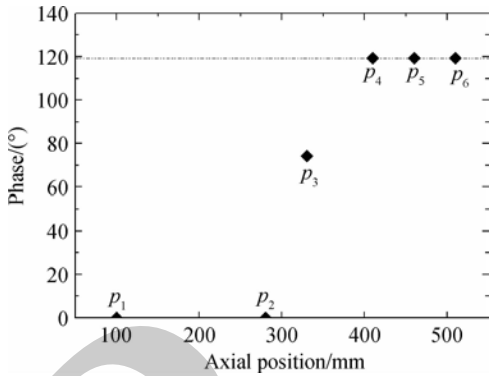


图 5 不同轴向位置处的压力振荡相位
Fig. 5 Phase of the pressure oscillations at different axial positions

另外可根据 Helmholtz 共振频率公式进行验证。Helmholtz 共振频率公式^[18]为

$$f = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{A}{(L + \delta)V}} \tag{1}$$

式中 f 为 Helmholtz 容腔的共振频率, c 为声速, A 为容腔颈部面积, L 为颈部长度, δ 为端部修正系数, V 是容腔容积。在此实验中, A 为头部旋流器有效面积, L 为旋流器轴向长度, δ 为颈部半径的 0.6 倍^[9], V 为燃烧室容积。

由于存在加工误差,上述实际尺寸与设计尺寸存在偏差。因此本文暂不采用直接代入燃烧室具体参数去计算频率 f ,而采用间接的方法来做验证。对于确定的燃烧室, A 、 L 、 V 、 θ 都是定值。 c 随着工况的不同而不同, f 为实验测得的振荡频率。因此 $f/c = \sqrt{A/(L + \delta)V}/2\pi$ 对于不同的工况,都是常数。因此通过计算可得表 2。

表 2 不同进口温度下的 f/c 值				
Table 2 Value of f/c under different inlet temperatures				
工况	T_3^*/K	f/Hz	$c/(\text{m/s})$	$(f/c)/\text{m}^{-1}$
1	530	338.2	461.52	0.7328
2	600	366.2	491.05	0.7457
3	650	390.2	511.10	0.7635

由表 2 可得,各 f/c 值相差小于 5%,可认为 f/c 为常数,即上述不同进口温度下的数据符合 Helmholtz 公式。因此验证了此燃烧室的燃烧不稳定性模态是 Helmholtz 模态。则本实验压力脉

动数据均选择 p_0 传感器的数据。另外,式(1)也可以解释图 5 中随着进口温度增加,振荡基频增加的原因,即随着进口温度增加,声速增加,从而导致振荡基频增加。

图 6 给出了不同进口温度下火焰随时间变化的瞬态图,选取方式是在高速摄像机触发时开始,取一个火焰振荡周期内的图片。高速摄像机拍摄频率为 $3\,600\text{ Hz}$, $T_3^*=530, 600, 650\text{ K}$ 时的火焰振荡频率分别为 $f=338.2, 366.2, 390.2\text{ Hz}$, 则在不同进口温度下,一个振荡周期内的火焰图片张数分别为 $10.64, 9.83, 9.23$, 取整后分别取 $11, 10, 9$ 张。

由图 6(a)可得出在 $T_3^*=530\text{ K}$ 时,燃烧室压力随着时间呈现周期性变化,火焰也随着时间呈现轴向振荡模态,在一个周期内呈现明显的火焰不稳定形态,发生了明显的燃烧不稳定性。从 $1\sim 5$ 号图片,火焰筒压力减小,则会导致来流速度增加,从而使得油气混合物被吹向下游,火焰前沿发生脱火现象,火焰根部接近熄火。从 6 号图片开始,随着火焰筒压力逐渐增加,来流速度逐渐降低,导致根部重新被点燃。在 8 号和 9 号图片,火焰筒压力达到最高阶段,火焰被压缩稳定与根部。之后随着火焰筒压力减小,火焰则开始随着气流速度的增加而移向下游,直至火焰前段再次被吹熄,从而完成一个振荡周期。图 6(b)呈现的在 $T_3^*=600\text{ K}$ 时的火焰表现为相同的规律。而由图 6(c)观察出在 $T_3^*=650\text{ K}$ 时,火焰根部一直呈现驻定状态,结构未发生明显的变化,火焰比较稳定,燃烧不稳定性现象不明显。

2.2 结果分析

从上文可以得出结论:在一定的分级比、油气比、工况压力下,燃烧室内的压力振荡幅值随着进口温度的增加而减小,且压力振荡的主频随着进口温度的增加而增加。关于振荡幅值的变化可以由极限环理论出发,找出进口温度是如何影响燃烧不稳定性的驱动因素和阻尼因素,进而影响振荡的幅值的。极限环幅值 A_{lc} 的减小可以由两种情况引起:一个是驱动减小,另一个是阻尼增加,这两种情况都可以引起极限环幅值 A_{lc} 减小。阻尼过程可以由热辐射、涡耗散、不同声模态之间的能量传递等。由于在实验中没有改变旋流数,且热辐射量较小可以忽略,因此可以认为耗散不变。则可以认为极限环幅值 A_{lc} 的减小主要由驱动减小造成的。

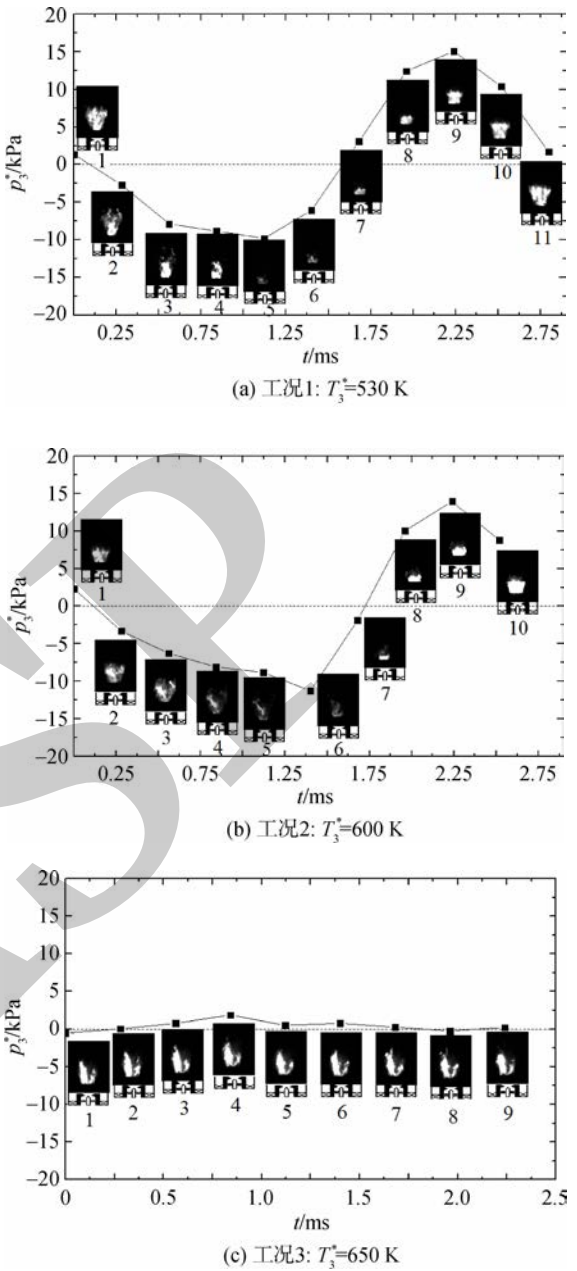


图 6 不同进口温度下一个振荡周期内的火焰图像
Fig. 6 Flame images in one pressure oscillation period at different inlet temperatures

文献[1]指出,驱动项可以为燃料供给/声波耦合,当量比脉动,波动的雾化、蒸发和掺混过程,火焰表面积波动,旋涡脱落等。由于在液雾燃烧中,燃油的雾化和蒸发受温度的影响较大,因此假设:温度对雾化的影响是本次实验的驱动因素,即进口温度影响燃油雾化,从而引起延迟时间的变化,导致火焰的形态发生改变,引起释热率的脉动,驱动燃烧不稳定性的发生。在进口温度升高的情况下,燃油雾化较好,不容易发生燃烧不稳定性。而在进口温度较低的情况下,燃油雾化较差,

容易引发大振幅的压力振荡。有文献[1,19]指出,燃料与空气预混程度越好,则越不容易发生燃烧不稳定性,而预混程度较差时容易发生燃烧不稳定性主要是由于当量比脉动引起的。

Dhanuka 等人^[20]实验发现,对中心为扩散火焰、外围为预混火焰的中心分层火焰,主燃级火焰在分层火焰的燃烧不稳定性中占据主导作用。为了定性分析温度对主燃级火焰燃油雾化的影响,现在将燃烧室中的雾化、蒸发、混合、燃烧过程进行适当的简化,简化图如图 2 所示。

假设 L_m 为主燃级掺混通道距离, U_m 为主燃级通道内气流平均轴向速度,则液滴在主燃级掺混通道内的停留时间为

$$\tau_{\text{conv}} = \frac{L_m}{U_m} \tag{2}$$

旋流器主燃级通道截面面积在不同轴向位置处相同,则旋流器主燃级通道气流平均轴向速度与进口轴向速度相同,计算方法为

$$U_m = U_{m,\text{in}} \cos \theta = \frac{\dot{m}_{a,m}}{\rho_a S_{m,\text{in}}} \cos \theta = \frac{\dot{m}_a \chi_{\text{in}}}{\rho_a S_{m,\text{in}}} \cos \theta \tag{3}$$

式中 U_m 为主燃级进口轴向速度, $U_{m,\text{in}}$ 为主燃级进口速度, θ 为主燃级叶片与轴向速度夹角, $\dot{m}_{a,m}$ 为主燃级进口流量, ρ_a 为进口温度下的空气密度, $S_{m,\text{in}}$ 为主燃级进口面积, $\dot{m}_a$ 为来流空气量, χ_{in} 为流经主燃级通道的空气流量占总空气流量的份额,则可以得到进口温度 $T_3^* = 530, 600, 650 \text{ K}$ 时液滴在主燃级掺混通道内的停留时间 $\tau_{\text{conv}} = 0.398, 0.349, 0.321 \text{ ms}$ 。

为了确定温度对液滴蒸发快慢的影响,需要计算液滴寿命。Mellor^[21]研究了横向喷射的液雾特点,总结了其 D_{sm} 经验公式。针对横向射流模式,当 $\dot{m}_f/\dot{m}_a \ll 1$ 时, D_{sm} 可近似拟合为

$$D_{\text{sm}} = 0.73(\rho_a d_{\text{inj}})^{0.5} \left(\frac{\sigma_f}{\rho_a U_m} \right)^{0.5} + 0.04 d_{\text{inj}}^{0.55} \left(\frac{\mu_f^2}{\sigma_f \rho_f} \right)^{0.45} \tag{4}$$

式中 d_{inj} 为喷嘴喷口直径(0.53 mm), ρ_f 为燃油密度(780 kg/m³), σ_f 为燃油表面张力系数(0.027 N/m), μ_f 为燃油的动力黏度(0.001 Pa/s);进口温度分别为 530、600、650 K 时的空气密度 $\rho_a = 3.29, 2.90, 2.68 \text{ kg/m}^3$;主燃级进口轴向速度 $U_m = 82.84, 94.43, 102.86 \text{ m/s}$ 。

文献[9]给出了带有对流修正的液滴蒸发时间表达式为

$$\tau_e = \frac{D_{\text{sm}}^2}{Nu K_e} \tag{5}$$

式中努塞尔数 Nu 用于修正对过程对蒸发的影响。

$$Nu = 2 + 0.6 Re^{0.5} Pr^{0.33} \tag{6}$$

式中 Re 为空气绕液滴的雷诺数, Pr 为空气绕流液滴的普朗特数。

$$Re = \rho_a U_m D_{\text{sm}} / \mu_a \tag{7}$$

$$Pr = \mu_a c_p / \lambda_a \tag{8}$$

式中 λ_a 为空气导热系数, c_p 为空气比定压热容, K_e 为静止蒸发常数。

$$K_e = 8 \lambda_f \ln(1 + B) / \rho_f c_p \tag{9}$$

式中 B 为输运数。

$$B = c_p (T_a - T_0) q_e \tag{10}$$

式中 q_e 为蒸发潜热(煤油约为 291 kJ/kg), T_0 为煤油温度, T_a 为空气温度; λ_f 为煤油蒸气导热系数;则联立上面公式可得表 3 计算结果。

表 3 不同进口温度下的 D_{sm} 和液滴寿命

Table 3 D_{sm} and droplet life in different inlet temperatures

工况	T_3^*/K	$D_{\text{sm}}/\mu\text{m}$	τ_e/ms
1	530	33.66	0.472
2	600	29.56	0.263
3	650	27.17	0.183

当 $T_3^* = 530, 600, 650 \text{ K}$ 时液滴寿命与液滴在主燃级掺混通道内的停留时间的比值 $\tau_e/\tau_{\text{conv}} = 1.185, 0.753, 0.571$ 。

在 $T_3^* = 530 \text{ K}$ 时,液滴寿命相对于液滴在主燃级掺混通道内的停留时间较长,即两者的比值比较大,燃料被对流至主燃级出口时仍未完全蒸发。而当进口温度达到 650 K 时,液滴寿命比液滴在主燃级掺混通道内的停留时间短,两者的比值较小,说明燃料被对流至主燃级出口时就已完全蒸发。总之,可得出随着进口温度的升高,燃料在进入燃烧室之前的蒸发将会变强,成为气态燃料,并且气态燃料和空气的掺混距离增长,和空气掺混更好。

另外在本实验中,在主燃级出口处开有光路通道,本次实验采用中红外吸收法测量了当量比脉动,热电探测器接受到氦氖激光器穿过主燃级出口的激光信号,输出信号为电压信号,数据结果如图 7 所示。热电探测器接受到氦氖激光器穿过

主燃级出口的激光信号,输出信号为电压信号。设热电探测器接收到的初始光强为 I_0 ,实验中的透射光强为 I' 。

值的大小,从而比较振荡的强弱。则在不同进口温度下的入射光强幅值相对大小 I'/I_0 分别为: $T_3^* = 530\text{ K}$ 时 $I'/I_0 = 0.598$, $T_3^* = 600\text{ K}$ 时 $I'/I_0 = 0.259$, $T_3^* = 650\text{ K}$ 时 $I'/I_0 = 0.0116$ 。由文献[16]可知,当量比脉动相对幅值 Φ'/Φ 与光强脉动相对幅值 I'/I_0 呈现正相关性。因此可知当量比脉动随着进口温度的升高而减小。且上文通过经验公式计算得出,随着温度升高,液滴寿命与液滴在主燃级掺混通道内的停留时间比值越小,说明温度升高有利于燃油的蒸发,且掺混更加均匀,燃烧振荡越弱。Seo 等人^[19]研究了在不同长度的掺混通道内的甲烷和空气的掺混均匀性与燃烧不稳定性的关系。研究发现,随着掺混通道长度增加,掺混不均匀度越小,越不容易发生当量比脉动,且当量比脉动是触发燃烧不稳定性的一个源项。因此,可以得知,进口温度越低,掺混越不均匀,越容易发生当量比脉动,越容易发生燃烧不稳定性。因此本实验的燃烧不稳定性是源于受温度影响燃料的雾化和蒸发,从而导致掺混不均匀引起的当量比脉动。而此结论也和实验结果相吻合。

3 结 论

本实验在一定的分级比、油气比下,研究了不同进口温度下的分层旋流燃烧室燃烧不稳定性基本特性,可以得出以下几个结论:

- 1) 本实验的分层旋流火焰在不同的进口温度下出现了不同幅值和主频的压力振荡,且振荡幅值随着进口温度的增加而逐渐减小直至稳定状态,振荡主频随着进口温度的增加而增加。
- 2) 此燃烧室内不同位置处的压力脉动的频率、幅值和相位都相同,并且与 Helmholtz 共振频率一致,燃烧室可以认为类似于 Helmholtz 容腔。压力脉动模态为 Helmholtz 模态,因此温度升高,可导致声速增加,从而使振荡主频增加。
- 3) 应用高速摄像技术拍摄了火焰图像,得出 $T_3^* = 530\sim 600\text{ K}$ 时,火焰呈现周期性地推举、脱火、复燃地轴向周期性运动模态; $T_3^* = 650\text{ K}$ 时,火焰呈现相对稳定的附着火焰。

4) 应用理论分析,计算了进口温度和燃油寿命,解释了温度升高导致燃油的雾化、蒸发、掺混变好,更加不容易发生当量比脉动,从而不容易发生燃烧不稳定性,振荡幅值较弱。

在今后的研究中,可采用 PDA (particle dynamics analyzer) 等用光学测量手段检验雾化、蒸

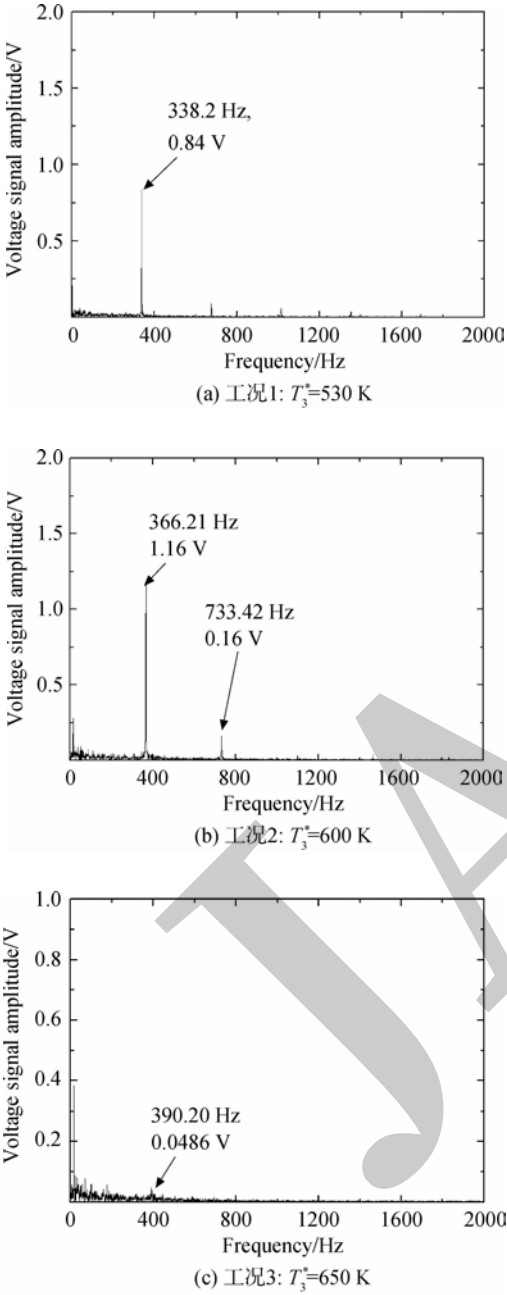


图 7 不同进口温度下的热电探测器信号振荡
Fig. 7 Oscillation of the thermoelectric detector signal under different inlet temperatures

由于在 $T_3^* = 650\text{ K}$ 时燃烧室中振荡很微弱,对热电探测器输出的原始信号做 FFT 后未发现明显的振荡幅值,可认为此温度下未发生当量比脉动。

为了研究各个工况下当量比脉动强弱,需要将脉动幅值与平均幅值相除,即得到脉动相对幅

发等是否是本次实验中火焰形态逐渐转变以至于发生燃烧不稳定性的根本原因。

参考文献：

[1] 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.

[2] TACHIBANA S, KANAI K, YOSHIDA S, et al. Combined effect of spatial and temporal variations of equivalence ratio on combustion instability in a low-swirl combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 3299-3308.

[3] 秦皓, 林宇震, 李继保. 工况压力对分层火焰系统中压力振荡的影响[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1882-1892.

QIN Hao, LIN Yuzhen, LI Jibao. Effects of operating pressure upon pressure oscillation in stratified flames system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10): 1882-1892. (in Chinese)

[4] 汤冠琼, 秦皓, 林宇震, 等. 当量比对分层旋流火焰燃烧不稳定性的影响[J]. 推进技术, 2015(9): 1355-1360.

TANG Guanqiong, QIN Hao, LIN Yuzhen, et al. Effects of equivalence ratio on combustion instability characteristics of staged swirl flame[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015(9): 1355-1360. (in Chinese)

[5] 秦皓, 丁志磊, 李海涛, 等. LESS 燃烧室非定常旋流流动[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1566-1575.

QIN Hao, DING Zhilei, LI Haitao, et al. Unsteady swirling flow in low emissions stirred swirls combustor. [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1566-1575. (in Chinese)

[6] TURNS S R, 姚强, 李水清, 等. 燃烧学导论: 概念与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.

[7] HUANG Y, YANG V. Bifurcation of flame structure in a lean-premixed swirl-stabilized combustor; transition from stable to unstable flame[J]. Combustion and Flame, 2004, 136(3): 383-389.

[8] HUANG Y, YANG V. Modelling and control of combustion dynamics in lean premixed swirl stabilized combustors [M]. Tokyo: Proceedings of Symposium Smart Control of Turbulence Japan, 2005: 1-21.

[9] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.

[10] TEMME J E, ALLISON P, DRISCOLL J. Low frequency

combustion instabilities imaged in a gas turbine combustor flame tube[R]. AIAA-2012-0542, 2012.

[11] 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.

[12] FOUST M, THOMSEN D, STICKLES R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA-2012-0936, 2012.

[13] YOSHIYAMA S, HAMAMTOT Y, TOMITA E, et al. Measurement of hydrocarbon fuel concentration by means of infrared absorption technique with 3.39 μm He-Ne laser [J]. JSAE Review, 1996, 17(4): 339-345.

[14] TSUBOI T, INOMATA K, TSUNODA Y, et al. Light absorption by hydrocarbon molecules at 3.392 μm of He-Ne laser[J]. Japanese Journal of Applied Physics, 1985, 24(1): 8-13.

[15] NGUYEN Q V. Measurements of equivalence ratio fluctuations in a lean premixed prevaporized (LPP) combustor and its correlation to combustion instability [R]. ASME Paper GT2002-30060, 2002.

[16] LEE J G, KIM K, SANTAVICCA D A. Measurement of equivalence ratio fluctuation and its effect on heat release during unstable combustion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(1): 415-421.

[17] RICHARDS G A, JANUS M C. Characterization of oscillations during premix gas turbine combustion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1998, 120(2): 294-302.

[18] HAN Xiao, ZHANG Chi, LIN Yuzhen. Combustion instabilities in a lean premixed pre-vaporized combustor at high-pressure high-temperature [R]. ASME Paper GT2017-65190, 2017.

[19] SEO S, LEE S Y. Effects of unmixedness on combustion instabilities in a lean-premixed gas turbine combustor[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2010, 85(1): 95-112.

[20] DHANUKA S K, TEMME J E, DRISCOLL J. Unsteady aspects of lean premixed prevaporized gas turbine combustors; flame-flame interactions [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(3): 631-641.

[21] MELLOR A M. Design of modern turbine combustors [M]. New York: Academic Press, 1990.

(编辑: 叶 青)