

油气匹配对燃烧室不稳定性的影响

邢 力, 郑明新, 黎 武, 徐华胜, 梁 勇, 李银怀, 周 雄
(中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为抑制全环燃烧室在加温加压条件下的高幅度脉动, 研究了燃烧室高幅脉动产生机理和油气匹配对燃烧不稳定的影响, 结果表明: 实验捕捉到了脉动增大的过程, 主频为 40 Hz 的低频脉动, 并产生了倍频, 压力脉动引起火焰筒壁温发生了 2% 的波动, 造成了燃烧不稳定; 仿真计算发现随着燃烧室进口参数的提高及主油路开启导致的雾化变差会使得压力脉动的频率降低, 脉动量升高 44%; 燃烧室进口压力、温度相对基准工况分别降低 15% 和 30% (工况 1) 或者提高 10% 和 26% (工况 6) 时可抑制脉动; 增加主油路开始工作附近工况的主油路燃油占比后, 脉动量总体有较大的减小; 抑制脉动的最佳主副油路分配方案为 Case3, 相对基准方案提高工况 2~工况 6 主油路燃油占比 4% 时可消除不稳定燃烧; 主油路占比在超过一定值, 又会使得脉动量升高。

关 键 词: 燃油分配; 脉动量; 燃烧室; 进气压力; 流动掺混; 抑制脉动

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of oil-gas matching on combustor instability

XING Li, ZHENG Mingxin, LI Wu, XU Huasheng,
LIANG Yong, LI Yinhuai, ZHOU Xiong

(Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: To suppress the high-amplitude pulsation of the combustor with high temperature and high pressure, the mechanism of high amplitude pulsation in combustor and the effect of oil-gas matching on combustion instability were studied. The results showed that the process of increasing pulsation was captured in experiment, dominant frequency was 40 Hz with a low-frequency pulsation and it produced a frequency doubling, and the liner temperature fluctuated by 2% due to pressure pulsation, which led to combustion instability. The simulation results showed that with the improvement of combustor inlet parameters and the atomization deterioration caused by the main oil circuit opening, the frequency of pressure pulsation decreased and the pulsation increased by 44%. The pulsation can be suppressed when the inlet pressure and temperature of the combustor was reduced by 15% and 30% (Condition 1) or increased by 10% and 26% (Condition 6) compared with the reference condition. After increasing the fuel proportion of the main oil at the beginning of the main oil working condition, the overall pulsation was greatly reduced; Case3 is the best scheme for primary and secondary oil distribution to suppress pulsation. Compared with the benchmark scheme, unstable combustion can be eliminated when the fuel proportion of main oil in operating conditions 2~conditions 6 was increased by 4%. When the

收稿日期: 2021-12-10

基金项目: 重大研究计划(91841302)

作者简介: 邢力(1991—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机主燃烧室设计。

引用格式: 邢力, 郑明新, 黎武, 等. 油气匹配对燃烧室不稳定性的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1352-1362. XING Li, ZHENG Mingxin, LI Wu, et al. Effect of oil-gas matching on combustor instability[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1352-1362.

proportion of main oil exceeded a certain value, the pulsation increased.

Key words: fuel distribution; pulsation; combustor; inlet pressure; flow mixing; suppress pulsation

先进航空发动机为了保证低油耗、无冒烟以及高燃烧效率等性能,主燃烧室一般都采用贫油燃烧,贫油燃烧最容易遇到的问题之一是燃烧脉动以及燃烧不稳定^[1-2]。当燃烧脉动较大引发燃烧不稳定时,强大的压力脉动可能导致燃烧室乃至整个发动机振动加剧,发出巨大的燃烧噪声,热负荷增高,从而影响发动机的性能,严重时使发动机部件遭到破坏和烧灼^[3],同时也加剧污染物的产生。

德国 Siemens 公司为了抑制 VX4.3A 燃气轮机的燃烧不稳定性,采取的措施之一是在燃烧器出口焊接圆柱状出口,焊接圆柱状出口后,燃烧器的长度得以增加,藉此将从燃料喷射位置至火焰前锋的时滞提高了约 1/4 周期,从而使得油气比脉动与放热脉动失谐,最终达到抑制燃烧不稳定性的目的^[4-5]。但其对原有燃烧室结构改动较大,已定型的发动机难以采用。

国内外学者对气动流场影响不稳定燃烧机理研做了相关研究。Ghani 等^[6-7]采用大涡模拟 (LES) 方法研究发现钝体火焰的纵向燃烧不稳定主要是由涡脱落卷吸火焰面引气的,而横向不稳定是径向速度的脉动和小尺度火焰面湮灭所引起的。欧阳浩^[8]研究发现涡结构的周期性脱落和火焰的回火过程会引是导致燃烧不稳定的原因,同时燃料类型、混合过程以及燃烧室结构对稳定性也有较大影响。Acharya 等^[9]研究了旋流火焰在横向声波作用下的振荡机理,发现火焰响应特性同时受到螺旋波和纵向波振荡的影响。Moeck 等^[10]研究认为不仅内部回流区 precessing vortex core (PVC) 结构具有影响,外部回流区的螺旋涡结构也会对旋流火焰的子激发振荡过程产生影响,形成一种“太极”模式的螺旋周向振荡模式。Hermeth 等^[11]利用 LES 方法研究发现有 PVC 结构的分离火焰和无 PVC 结构的贴壁火焰呈现出不同的热声耦合特性,并随着条件变化会发生相互转换,增加入口振荡幅值会使分离火焰变成贴壁火焰,而入口燃料的流量变化则会使得贴壁火焰转为分离火焰。Steinberg 等^[12-13]实验研究了 PVC 结构对旋流火焰自激发振荡过程的影响,发现 PVC 结构主导了燃烧振荡过程,热释放率的脉

动主要是因为 PVC 结构和火焰面相互作用引发的,但 PVC 的频率要高于燃烧振荡的频率。其进一步研究发现低负荷高当量比时 PVC 会消失,此时涡脱落占振荡的主导作用,涡脱落频率与振荡频率相近,但是在有 PVC 时,燃烧振荡过程更加剧烈,王振林等^[14]也有这样的研究结论。

国内外学者也对燃油分配对不稳定燃烧开展了相关研究。郑丹伟等^[15]研究发现火焰脱落频率随着油气比的降低而升高,在油气比约 0.0096 处达到火焰脱落频率临界点,之后呈现下降趋势;王伟等^[16]通过三维数值仿真发现预混燃烧时的空燃比对压力脉动振幅和主频的影响要比扩散燃烧时的大。Kim 等^[17-19]实验研究了分层火焰的非线性响应特性,发现随着主喷口和副喷口流量的变化,火焰会呈现 V 型,贴近壁面的 M 型和脱离壁面的 M 型三种,其中脱离壁面的 M 型最易产生燃烧振荡,可以通过改变喷口结构或者燃料流量分配来减弱燃烧不稳定性。Han 等^[20-21]进一步研究发现仅存在副油路火焰时,燃烧稳定性较好,当主油路流量增加时火焰会从 V 型转变为 M 型,并出现强烈的振荡燃烧过程。当仅存在主燃级火焰时,增加副油路流量时回流区温度会降低,火焰也会变得更加不稳定,而当主副油路同时供油时,燃烧室呈现 223Hz 和 198Hz 两种频率模式的振荡燃烧过程,燃烧振荡过程受到主火焰和副火焰当量比变化的影响较大。

要抑制燃烧脉动,工程上通常须变动燃烧室结构,而且在很大程度上依赖经验和实验,常见的实施举措有:配置声阻尼装置^[22]和调整燃烧过程。但是针对主要性能都已验证成功的燃烧室通常难以推广应用到其中,适应性差。

目前大多研究主要集中在单一因素对燃烧压力脉动的机理性研究,其与工程应用的综合物理边界条件以及进气参数都有较大的差别,且大多学者的振荡实验室脉动幅度较小,燃烧室本身脉动幅度并未达到产生危害的警戒值,一般通过人为增加入口脉动驱动燃烧脉动进行研究,对于实际解决工程中遇到的脉动超限问题存在一定差距。

本研究基于工程应用背景,解耦研究了流动

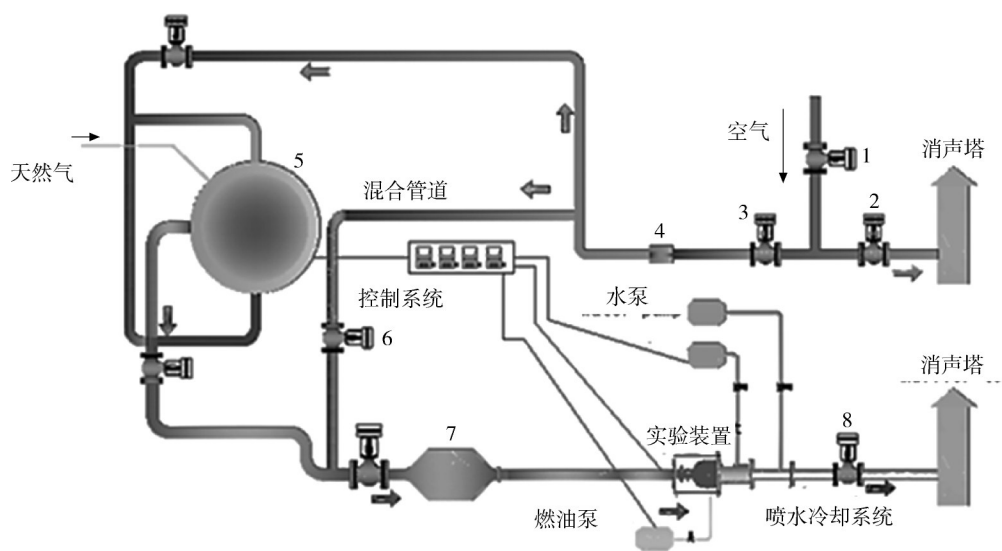
和掺混的扰动和热释放率变化的改变对燃烧室内脉动以及不稳定燃烧的影响,结合非稳态仿真分析了实验中脉动幅度超限产生的原因和机理,并通过改变燃烧室进气条件和改变主副油路分配比大幅抑制了脉动。

1 研究方法

1.1 实验系统

该型燃烧室部件实验平台示意图如图 1 所示,实验时压缩空气通过阀门 1 进入设备管道,气

源站提供的压缩空气进入设备进气管道,实验所需压缩空气通过进气电动调节阀和流量测量装置后,进入加温炉进行加温,同时多余的压缩空气通过放空阀引入消声塔进行放空;掺混阀用于精确调节进气温度,加温后的高温气源经掺混调节后,进入稳压箱进行稳定流场,后进入实验件;排气阀用于调节实验所需压力,实验件排气通过排气管道进入消声塔后放空。实验设备具有实时数据采集系统,可在线测量并记录空气、燃油状态参数及实验件壁温等。



1 总进气手动阀; 2 放空阀; 3 进气电动调节阀; 4 流量测量装置; 5 加温炉; 6 掺混阀; 7 稳压箱; 8 排气蝶阀。

图 1 实验平台

Fig.1 Experimental platform

1.2 实验件及测点布置

燃烧室部件实验平台分进出口转接段、实验段和测量段 3 个部分设计^[23],进口转接段有直径为 1 m,长为 2.1 m 的圆柱稳压段,出口转阶段则包含有面积可调的圆形喷口,模拟高导临界的同时防止管路与实验件的耦合振荡。实验件可以作为一个整体与实验转接段和测量段连接,实验件为全环燃烧室(见图 2),主要由双级轴向旋流器、双层壁火焰筒、带双曲臂的突扩扩压器、压力雾化喷嘴,火焰筒头部、主燃孔、掺混孔沿周向均匀分布主要采用具体结构如图所示。实验件的尺寸大约为直径 700 mm,长度 300 mm。

实验中用到了 3 个高频压力传感器及一个测温热电偶,布置位置见图 2:脉动压力测点 X_1 为距燃烧室进口端面 15 mm 位置,脉动压力测点 X_2 为与 X_1 同样的轴向位置,周向上夹角 100° ;脉动压力测点 X_3 为轴向上在火焰筒内主燃孔后轴向距

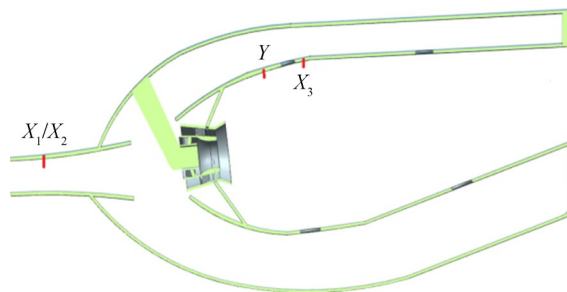


图 2 燃烧室实验件

Fig.2 Experimental element of combustor

离 20 mm,周向位置与 X_2 相同。温度测点 Y 位于主燃孔前,轴向距离 30 mm。

1.3 数据采集及处理方法

本次脉动压力测试中采用了半无限长管测试技术,以减小管腔驻波的影响。各测点脉动压力采用 XTE-190M 型压阻式绝压动态压力传感器进行测量(其固有频率不低于 300 kHz),满足测

试要求。高速数据采集系统采用Dewesoft X2动态数据采集系统,满足测试要求。数据采集系统对传感器输出信号进行调理和采集,本次实验所有测点信号的采样率为10 kHz,抗混叠滤波为3 000 Hz。

脉动压力测点在计算脉动量前,数据采用infinite impulse response (IIR)滤波器中的Butterworth的6阶算法处理,频率带通为2~1 000 Hz。脉动压力测点的脉动量以无量纲参数相对脉动量 m (式(1))表示

$$m = m'/e \quad (1)$$

式中 e 表示工程中燃烧室发生燃烧不稳定时的临界脉动量^[24], m' 为实测脉动量。

实测脉动量 m' 按0.1 s内压力的最大峰值减去最小谷值($p_{\text{pk-pk}}$)与0.1 s内压力的平均值(p_{av})的比值给出,如公式(2):

$$m' = p_{\text{pk-pk}}/p_{\text{av}} \times 100\% \quad (2)$$

1.4 实验工况

目前,对于导致燃烧室脉动幅度过大甚至产生振荡燃烧,比较认可的机理是该过程可看作一个闭环反馈过程,即流动和混合过程的扰动会影响热释放率,而热释放率的波动会作用于燃烧室的声学振荡,燃烧室的声学振荡会反过来影响流动和混合过程的波动,3种因素互相影响互相耦合,这导致目前对于控制贫油燃烧室内的不稳定现象仍没有一个普适的规律,要靠实验去一一解耦研究。

为研究该型燃烧室在基准工况(工况4)内产生大幅脉动的耦合机理,以燃烧室在发动机上实际工作的工况点为实验条件依据,一般在发动机的包线内,随着燃烧室进口压力温度的提升其油气比也必然是升高的,所以选取了与基准方案不同的进气压力、温度条件,从工况1~工况6,燃烧室油气比、进口压力以及温度不断升高,主燃烧室基准工况进口压力为 p ,进口温度为 T ,油气比为 α ,具体参数见表1,其中 $T=500\text{ K}$, $p=600\text{ kPa}$, $\alpha=0.015$ 。

实验中发现脉动超限主要发生在主油路刚开始工作的工况,即主油路占比较小的工况,工况1为主油路未开启工况,即主油路燃油占比为0(见表2),通过改变工况2~工况6时燃烧室的供油规律以研究不同主、副油路的燃油分配对燃烧室脉动的影响。

表1 实验工况

Table 1 Experimental conditions

工况	进口温度/K	进口压力/kPa	油气比
1	0.85 T	0.7 p	0.64 α
2	0.9 T	0.8 p	0.75 α
3	0.95 T	0.96 p	0.88 α
4(基准工况)	T	p	α
5	1.05 T	1.1 p	1.12 α
6	1.1 T	1.2 p	1.26 α

表2 不同的主油路燃油占比实验方案

Table 2 Experimental scheme of different primary oil distribution ratio

方案	主油路燃油占比/%					
	工况1	工况2	工况3	工况4	工况5	工况6
	1	2	3	4	5	6
Case1 (基准)	0	5	7	9	12	16
Case2	0	7	9	11	14	18
Case3	0	9	11	13	16	20
Case4	0	12	14	15	18	22

1.5 仿真方法

对燃烧室原方案的基准工况(工况4)进行LES(大涡模拟)非稳态仿真研究,仿真选取单头部扇区,交接面采用周期性边界。采用Fluent Mesh对模型进行网格划分,局部细节进行加密,主燃烧室网格为正六面体+多面体网格(见图3),网格数量为8 000万。网格质量最小值均大于0.35,旋流器附近网格尺度为0.01 mm,满足计算要求。计算软件为Fluent 18.0,湍流模型采用LES模型,考虑燃油雾化和二次破碎,燃烧模型采用有限速率/涡耗散模型,压力方程采用标准离散格式,动量、能量等方程采用2阶迎风离散格式。喷嘴模型采用cone模型,燃油成分选择 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$,油雾分布选择均匀分布。

为验证网格无关性,对比了3个不同数量网格稳态所计算的结果。如图4为主回流区正对喷嘴中心沿径向的轴向速度分布图,其中黑色线是6 000万网格所计算的结果值,红色和蓝色分别为8 000万和1亿网格所计算的速度值,可以看到,6 000万网格的速度值与8 000万和1亿的结果相差较大,8 000万和1亿的计算结果较为接近,所

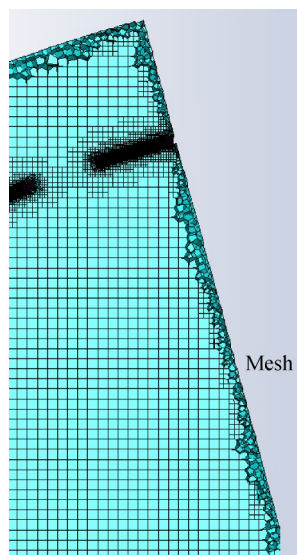


图3 仿真计算网格
Fig.3 Simulation mesh

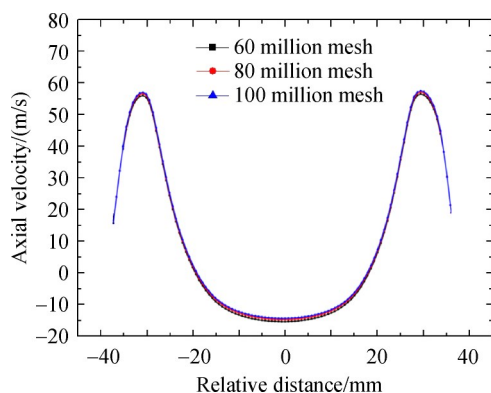


图4 网格无关性验证
Fig.4 Verification of mesh independence

以采用 8 000 万的网格提高效率的同时也提高了精度。

2 结果与讨论

2.1 燃烧脉动实验分析

进行主燃烧室全环脉动测量实验,当燃烧室点火后调到基准主副油路分配方案时,实验测量到了脉动增大的过程,图 5 为火焰筒内 X_3 位置的脉动压力的实测值,可以明显地看到压力脉动的

幅值随时间在不断增大,自激励振荡不断增加,约 1.3 s 内从压力脉动幅值开始增大到稳定在脉动幅值最大的状态,相对脉动量超过了警戒值 1。火焰筒壁温 (Y) 在该过程中刚开始时有不规则的小幅波动 (见图 6),在 1.7 s 附近时有相对稳定时平均温度的 2% (绝对值为 0.03 T) 剧烈的壁温波动,反映出主燃区的火焰变得极为不稳定,压力的脉动导致了整个主燃区燃烧的不稳定。

对燃烧室进口的脉动压力测点 X_2 和火焰筒内 (主燃孔后 X_3) 的压力测点的实测值进行傅里叶变化得到频域图,如图 7 所示,在脉动增大过程中对 $t+0.3$ s、 $t+0.7$ s、 $t+1$ s、 $t+1.7$ s (t 为燃烧室进口参数到达该工况初始时刻) 共 4 个时刻前后 0.1 s 内的数据的频率进行分析,主燃烧室压力脉动频率为 f , $t+0.3$ s 初始增大时相对脉动量只在频率 40 Hz 附近有所增大,火焰筒内 (X_3) 该频率相对脉动量为最大脉动量 (即 1.04) 的 22%, 0.4 s 后该频率的相对脉动量增长了 1.7 倍多,达到了最大相对脉动量的 59%, $t+1$ s 时火焰筒内相对脉动量达到了最大相对脉动量的 77%, 且引起了频率为 80 Hz 和 120 Hz 的倍频,产生了自振激励, $t+1.7$ s 时 40 Hz 的相对脉动量达到了最大 1.04, 其 80 Hz 和 120 Hz 的倍频幅值也有所增加, 80 Hz 的相对脉动量达到了最大相对脉动量的 26%, 且出现了幅值较小的 160 Hz 的倍频,该状态下的耦合导致的脉动能量较大。 $t+1.7$ s 时燃烧室进口 X_2 的 40 Hz 的相对脉动量比火焰筒内 X_3 的小 16%, 一是可以判断该脉动是由燃烧室本身产生, 二是从火焰筒内反向传播到燃烧室进口时衰减程度不高, 且火焰筒内最大脉动量已经超过限制值, 达到 1.04, 且该频率属于低频脉动, 波长更接近燃烧室的特征尺寸, 危害性更高。

为研究燃烧室内脉动模态,对燃烧室进口处扩压器周向上夹角为 100° 的两个测点 X_1 和 X_2 与燃烧室轴向上测点 X_2 和 X_3 的相关性分别计算,结果如柱状图 8~图 10 所示,横坐标为频率,纵坐标为相关系数,相关系数越接近 1 代表两个压力脉

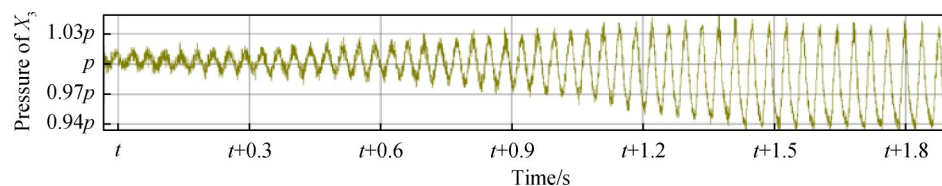


图5 X_3 位置压力实测值
Fig.5 Pressure directly measured value of X_3

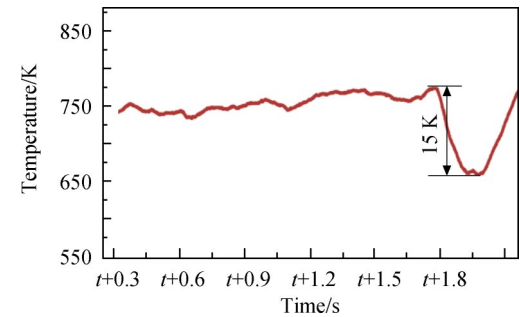


图 6 火焰筒壁温
Fig.6 Temperature of liner

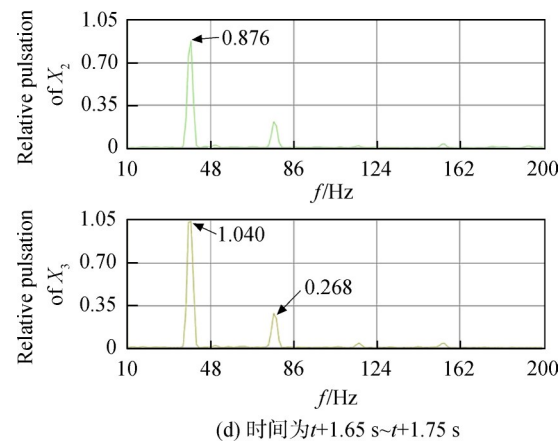
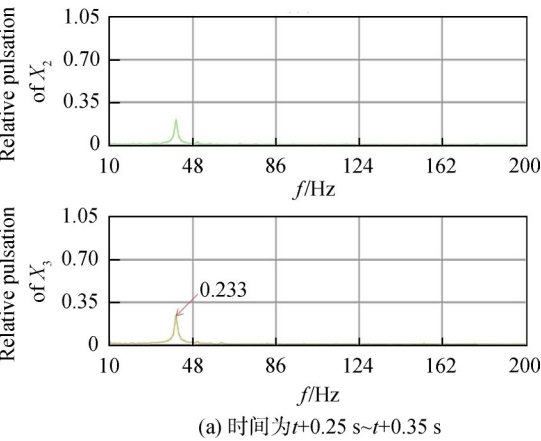


图 7 各时间点频域图

Fig.7 Pulse-frequency plots at the time



(a) 时间为 $t+0.25\text{ s}\sim t+0.35\text{ s}$

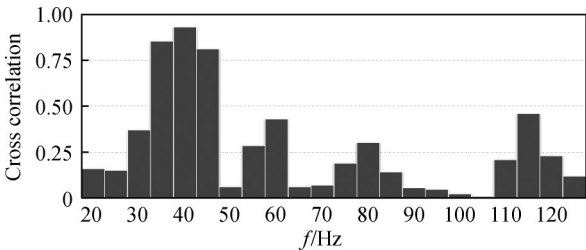
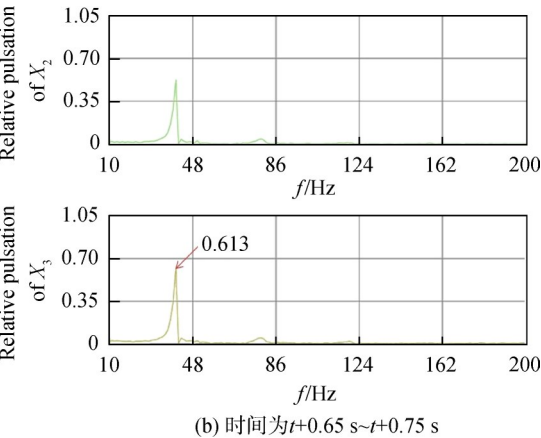


图 8 X_1 和 X_2 相关性

Fig.8 Cross correlation of X_1 and X_2



(b) 时间为 $t+0.65\text{ s}\sim t+0.75\text{ s}$

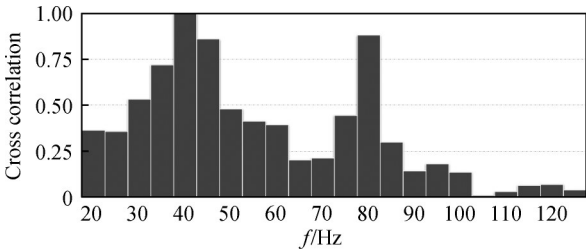
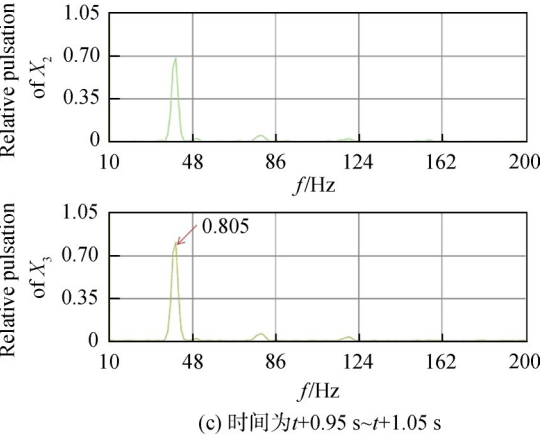


图 9 X_2 和 X_3 相关性

Fig.9 Cross correlation of X_2 and X_3



(c) 时间为 $t+0.95\text{ s}\sim t+1.05\text{ s}$

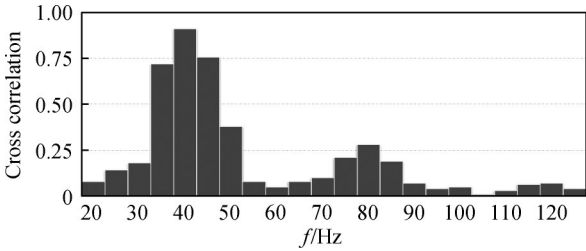


图 10 X_1 和 X_3 相关性

Fig.10 Cross correlation of X_1 and X_3

动信号间的相关性越强,可以看到轴向上 X_2 和 X_3 有较强相关性,特别是在 40 Hz 附近相关系数达到了 1.00,周向上在 40 Hz 附近时相关系数也达到了最高 0.90,轴向上的相关性系数整体上要

高于周向模态,虽然脉动的周向模态强度要比轴向低,但是仍然有较高的周向间影响。

采用式(3)^[25]通过互相关性计算两两压力测点之间的延迟时间,周向上 X_1 和 X_2 的延迟时间为 0.16 ms,轴向上 X_2 和 X_3 的延迟时间为 0.18 ms,结合燃烧室内的当地声速及测点之间的距离可以判断,燃烧室内的脉动不是实验设备进气带来的,而是自身的流动与掺混的扰动以及热释放率的波动等因素耦合导致的,经过旋流器、帽罩等一系列衰减后,反向传播到燃烧室进口位置。

$$\rho_{xy}(\tau) = \frac{R_{xy}(\tau)}{\sqrt{R_{xx}(0)R_{yy}(0)}} \quad (3)$$

其中 $\rho_{xy}(\tau)$ 为 x 和 y 两个变量互相关时的延迟时间, $R_{xy}(\tau)$ 为延迟时间为 τ 的 x 和 y 的互相关函数, $R_{xx}(0)$ 为 x 的自相关函数, $R_{yy}(0)$ 为 y 的自相关函数^[25]。

为进一步研究脉动量最大状态时燃烧室内的燃油和空气的混合即流动情况,针对该型双级轴向旋流器燃烧室计算对比了两个状态的大涡模拟非稳态仿真,边界条件采用:①基准工况(工况 4)按基准方案(Case1)的燃油分配方案,即进口压力为 p ,进口温度为 T ,油气比为 α ,主油路燃油占比为 9%;②工况 1 按基准方案(Case1)的燃油分配方案,即进口压力为 $0.85p$,进口温度为 $0.7T$,油气比为 0.64α ,主油路燃油占比为 0。同时考虑主油路占比为 9% 时,即主油路刚开启时,其燃油雾化质量较差,根据该型喷嘴的实验数据,此时主油路的索太尔平均直径(Sauter mean diameter,

SMD)为副油路的十余倍。仿真边界条件采用①时的静压云图如图 11 所示, t' 取流动时间为 50 ms 时刻,此时燃烧室进口流体已完全流过整个燃烧室,可以明显地看到在 t' 时低压区位于文氏管正中心, t' 到 $t'+4.5$ ms 该低压区不断向文氏管上方(二维图)及下游发展,在 $t'+6$ ms 到 $t'+10$ ms 时该低压区不断向文氏管下方(二维图)及下游发展,文氏管内的低压区在平面上呈现上下周期性运动,说明该状态燃烧室内的压力场稳定性差,会导致火焰面形态的变化和热释放率的脉动。

仿真结果中选取实验中相同的脉动测量位置 X_3 ,对非稳态仿真压力波动过程进行提取,并经傅里叶变化得到了工况 1+Case1 和工况 4+Case1 两个算例中的压力脉动频率,如图 12 所示,单副油路供油(工况 1+Case1)时压力脉动的典型频率为 187 Hz,相对脉动量为 0.155,主油路开启后(工况 4+Case1)压力脉动的典型频率为 84 Hz,相对脉动量为 0.275,主油路开启后压力的脉动的典型频率降低了超过一半,相对脉动量增加了 44%,主要是因为燃烧室进口压力温度都升高时燃油雾化质量却变差了,液滴直径成倍增加,使得的燃烧不稳定性极大地增加。且低频扰动对热释放的影响要比高频更为显著,而且一般来说速度的扰动和热释放的变化之间存在近似的线性传递关系。考虑到仿真中对燃油的雾化采用的是 discrete phase model(DPM)简化模型,不能充分考虑燃油与空气掺混的相互影响作用,所以仿真的压力脉动频率与实验有一定的差异。

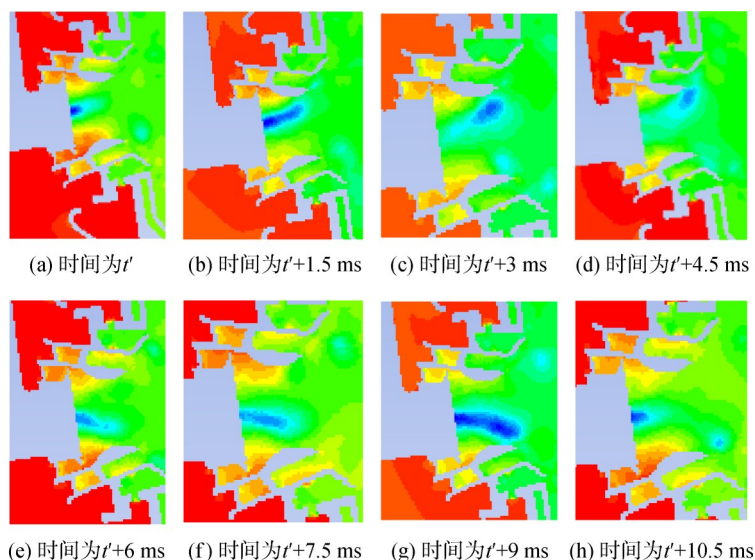


图 11 静压云图

Fig.11 Static pressure satellite picture

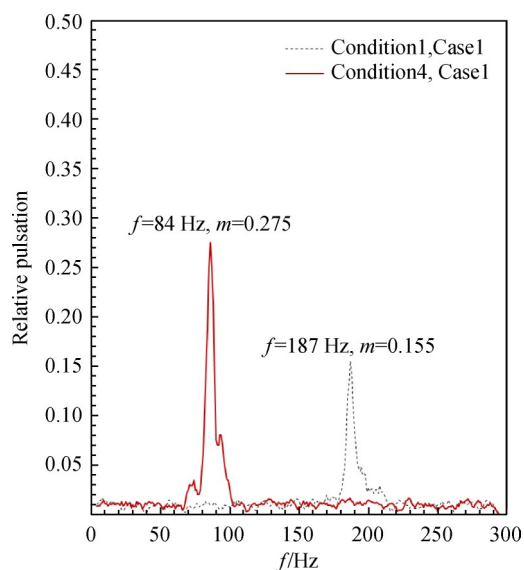


图12 非稳态燃烧室仿真压力脉动频域图

Fig.12 Pulse-frequency plots of pressure pulsation of unsteady simulation

因为一般经典的环形燃烧室的燃烧脉动频率在300~800 Hz之间,而本文所研究的小于100 Hz的燃烧室脉动比较少见,虽然仿真的84 Hz与实验的40 Hz有一定的差异,但是仿真结果能够很关键地说明在燃烧室进口参数提高时,主油路燃油雾化的恶化会导致燃烧室内压力脉动频率的降低及脉动量的增加的趋势,且量级上已经计算出了小于100 Hz的频率,所以要研究该型燃烧室基准工况的脉动超限问题,可以通过改变油气匹配方面进行研究:一是通过改变燃烧室进温度、压力以及油气调节PVC的脱落频率以及强度,从而抑制脉动;二是基于工程背景下,保证其他条件不变,改变主副油路的燃油分配比进行脉动抑制。

2.2 燃烧脉动抑制

2.2.1 进气条件对脉动的影响

在工况1~工况6主油路占比分别为0、5%、7%、9%、12%、16%时(即表2中的Case1)压力脉动即温度数据进行录取及处理,相对脉动量随工况变化曲线见图13,随着燃烧室的油气比增加,燃烧室的脉动量先增加后降低,呈现非线性关系,在工况4时达到峰值,可见在该型燃烧室中发生的脉动超限情况并不能只根据油气比来进行简单分析,其主要还是与燃烧室进气条件的变化导致旋流器内的流动和掺混也发生变化有较大关系。在火焰筒内和燃烧室进口脉动量在工况2~工况5时都比较大,且从频域图(见图14)来看,工况2和工况5的典型脉动频率为40 Hz,与基准实

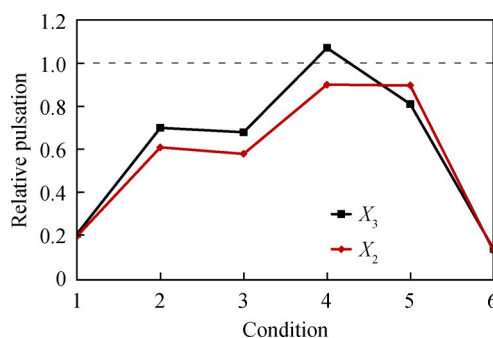
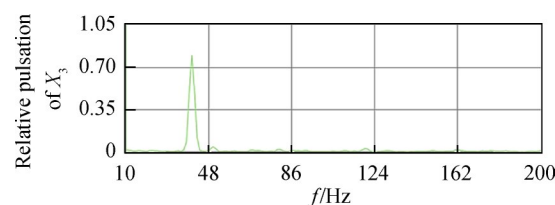
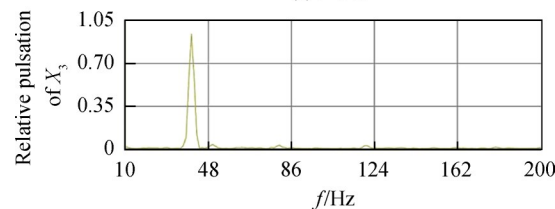


图13 基准方案脉动量

Fig.13 Reference scheme pulsation



(a) 工况3



(b) 工况5

图14 工况3和5的频域图

Fig.14 Pulse-frequency plots of conditions 3 and 5

验主频率相同,不同工况的脉动机理相同。工况2、工况3、工况5相对基准(工况4)实验时时均有所降低,在工况1和工况6时最小,燃烧室进口压力、温度相对基准工况分别降低15%和30%(工况1)或者提高10%和26%(工况6)时可抑制脉动。这主要是因为工况2~工况5时随着进口压力和温度不断上升,燃油与空气掺混强度和雾化质量不断变化,在工况4时由于燃油增加比较高,燃烧室进口温度及压力增加比相对较低,使得该工况下燃油雾化质量较低,且受到旋流器PVC的周期性影响,流动和掺混对热释放率的影响达到了最大,使得燃烧室产生了较大脉动。

随着燃烧室油气比、压力和温度不断上升时,另外一个原因主要是因为燃油雾化质量先变差后变好,在该过程中涉及到主副油路的配比问题,一般副油路的喷口较小以满足小工况的雾化及点火性能,主油路的喷口较大,以满足大工况时较大的燃油流量和燃烧室的温升要求,而从工况2~工况6时主油路逐渐开始工作,且主油路的燃油占比不断提升,因为主油路的喷口面积较大,有效流

通面积要远大于副油路,所以主油路燃油流量较小时其雾化质量较差,主油路刚开始工作时,虽然其雾化质量较差,但是占比相对较小,其对整个燃烧室内的影响相对不大,随着状态的提升,主油路的占比不断增加,其雾化较差的燃油受到一级旋流器出口的周期性变化的PVC的作用,使得雾化质量的好坏具备了一定的周期性,从而使得热释放率发生了变化,最后与燃烧室声腔产生了较强的耦合,从而在基准工况(工况4)产生了较大的脉动量,造成了燃烧不稳定。

2.2.2 燃油分配比对脉动的影响

因为工况2~工况6为主油路刚开启工况,脉动最大的工况4的主油路喷嘴压差为600 kPa, SMD是副油路的10倍多(该型喷嘴流量检查实验结果),雾化质量较差,故可以通过提高主油路的燃油占比来改变燃油的综合雾化质量,具体的主油路燃油占比提高方案见表2。

通过对Case2~Case4的燃油分配方案实验,发现此时主油路实验发现工况2~工况5增加主油路燃油占比后,脉动量总体有较大的减小,如图15所示,证明工况4的脉动量超限确实是因为燃油较差的雾化质量与周期性的PVC相互作用所产生的。Case2中主油路占比在工况2~工况5时比Case1(基准方案)提高了2%,其脉动量的峰值位于工况3,因为此时主油路占比为9%,与Case1产生脉动超限时的主油路占比一致,此时虽然为最大值,但是仍然比Case1要低,这也说明了虽然主油路燃油占比对脉动量有较大的影响,但仍然不是决定因素。

Case3和Case4的脉动最大值则出现在工况2,但是Case4脉动量在工况2~工况5时均要大于Case3,可见并不是主油路油量占比越大越好,主油路占比增大时,副油路的占比会相应降低,会降低副油路的燃油喷射动量,此时主油路的燃油流量虽然有所增加,但仍不能起主导作用,这样PVC的周期性运动强度相对占主导,流动掺混整体不稳定性增加,最终又使得脉动量比Case3要大。

主副油路燃油分配Case3方案的在各工况下脉动量相对较小,对Case3各工况的压力脉动数据经过傅里叶变换后也没发现有特征频率(频域图见图16),基准工况下燃油分配为Case3时,其稳态的火焰筒壁温测量值如图17所示,波动量很小,相对波动量在0.3%以内,综合考虑实验台架

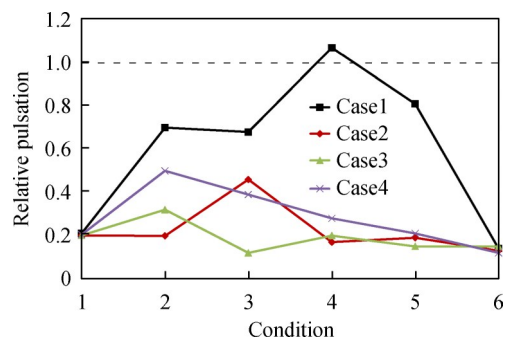


图15 不同方案脉动量对比

Fig.15 Comparison of pulsation of different schemes

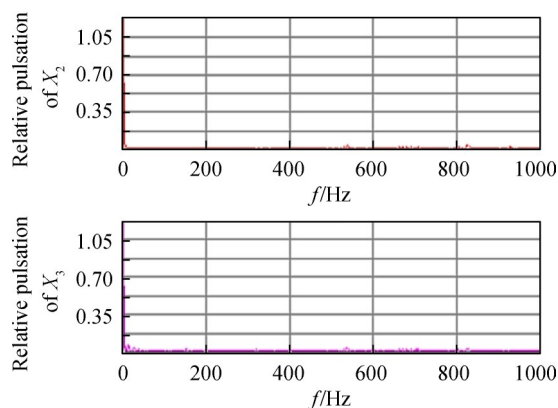


图16 Case3的脉动频域图

Fig.16 Pulse-frequency plots of Case3

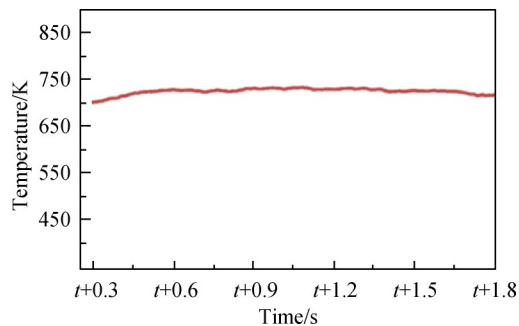


图17 Case3的壁温测量值

Fig.17 Liner temperature of Case3

的进气设备等因素,认为该燃烧室在各工况下脉动量大幅较小,振荡燃烧消除,燃烧稳定性极大提高。

3 结 论

本文通过实验研究了某型燃烧室脉动产生的机理,并通过改变燃烧室进气条件以及主副油路燃油分配比,得到了以下结论:

1) 实验捕捉到了脉动增大的过程,主频为40 Hz的低频脉动,并产生了80 Hz和120 Hz的倍频,且引起了火焰筒壁温2%的波动,自激励振荡

能量较大,且在轴向和周向上均有脉动模态;

2) 燃烧室进口压力、温度相对基准工况(工况4)分别降低15%和30%(工况1)或者提高10%和26%(工况6)时可大幅抑制该型燃烧室的脉动;

3) 增加主油路开始工作附近工况的主油路燃油占比后,脉动量总体有较大的减小,且最佳燃油分配方案Case3达到了抑制了脉动,消除了不稳定燃烧,但主油路占比在特定工况超过一定值,又会使得脉动量升高;

4) 仿真计算发现随着燃烧室进参数的提高及主油路导致的雾化变差会使得压力脉动的频率降低,脉动量升高44%。

参考文献:

- [1] CHU B T. On the energy transfer to small disturbances in fluid flow: Part I [J]. *Acta Mechanica*, 1964, 1(3):215-234.
- [2] MCMANUS K R, POINSOT T, CANDEL S M. A review of active control of combustion instabilities[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 1993, 19:1-29.
- [3] ZHAO Dan, LU Zhengli, ZHAO He, et al. A review of active control approaches in stabilizing combustion systems in aerospace industry[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 47(3):35-60.
- [4] ZHAO Dan, MORGANS A S. Tuned passive control of combustion instabilities using multiple Helmholtz resonators [J]. *Journal of Sound & Vibration*, 2009, 320(4/5):744-757.
- [5] TOMAS S, CHRISTOPHER F, IVOR D. Passive control of combustion instability in a low emissions aeroderivative gas turbine[R]. *ASME Paper GT2004-53767*, 2004.
- [6] GHANI A, POINSOT T, GICQUEL L, et al. LES of longitudinal and transverse self-excited combustion instabilities in a bluff-body stabilized turbulent premixed flame[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162:4075-4083.
- [7] GHANI A, STEINBACHER T, ALBAYRAK A, et al. Intrinsic thermo-acoustic feedback loop in turbulent spray flames[J]. *Combustion and Flame*, 2019, 205:22-32.
- [8] 欧阳浩. 超燃冲压发动机燃烧室中的非稳态燃烧过程研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2018.
OUYANG Hao. Study on unsteady combustion process in scramjet combustor[D]. Changsha: National University of defense technology, 2018. (in Chinese)
- [9] ACHARYA V, SHREEKRISHNA, SHIN D H, et al. Swirl effects on harmonically excited, premixed flame kinematics [J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159(3):1139-1150.
- [10] MOECK J P, BOURGOUIN J F, DUROX D, et al. Nonlinear interaction between a precessing vortex core and acoustic oscillations in a turbulent swirling flame[J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159:2650-2668.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] STEINBERG A M, ARNDT C M, MEIER W. Parametric study of vortex structures and their dynamics in swirl-stabilized combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34:3117-3125.
- [14] 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 effect of the coupling of precession vortex core and flame surface on combustion stability[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(7):60-67. (in Chinese)
- [15] 郑丹伟, 刘勇, 张祥. 基于火焰图像诊断的模型燃烧室燃烧不稳定特性[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(7):1481-1488.
ZHENG Danwei, LIU Yong, ZHANG Xiang. Combustion instability characteristics of model combustion chamber based on flame image diagnosis[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(7):1481-1488. (in Chinese)
- [16] 王玮, 肖俊峰, 高松, 等. 空燃比对燃气轮机燃烧室燃烧不稳定性影响的数值研究[J]. *燃烧科学与技术*, 2019, 25(5):439-444.
WANG Wei, XIAO Junfeng, GAO Song, et al. Numerical study on the effect of air-fuel ratio on combustion instability in gas turbine combustor[J]. *Combustion science and technology*, 2019, 25(5):439-444. (in Chinese)
- [17] KIM K T, HOCHGREB S. The nonlinear heat release response of stratified lean-premixed flames to acoustic velocity oscillations[J]. *Combustion and Flame*, 2011, 158(12):2482-2499.
- [18] KIM K T, HOCHGREB S. Effects of nonuniform reactant stoichiometry on thermoacoustic instability in a lean-premixed gas turbine combustor[J]. *Combustion Science and Technology*, 2012, 184(5):608-628.
- [19] KIM K T, SANTAVICCA D A. Interference mechanisms of acoustic/convective disturbances in a swirl-stabilized lean-premixed combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160:1441-1457.
- [20] HAN X, LAERA D, MORGANS A S, et al. Flame macrostructures and thermoacoustic instabilities in stratified swirling flames[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37:5377-5384.
- [21] HAN X, LAERA D, YANG D, et al. Flame interactions in a stratified swirl burner: flame stabilization, combustion instabilities and beating oscillations[J]. *Combustion and Flame*,

- 2020,212:500-509.
- [22] 许晓勇,刘红珍.赫姆霍兹声腔学特性实验研究[J].火箭推进,2016,42(3):68-75.
- XU Xiaoyong, LIU Hongzhen. Experimental study on the acoustic characteristics of Helmholtz cavity[J]. Rocket propulsion, 2016, 42(3):68-75. (in Chinese)
- [23] 刘韬,李银怀.航空发动机燃烧室部件试验件结构设计[J].燃气涡轮试验与研究,2010,23(4):49-52.
- LIU Tao, LI Yinhuai. Structural design of aeroengine combustion chamber component test piece[J]. Gas turbine test and research, 2010, 23(4):49-52. (in Chinese)
- [24] LIEWEN T C, YANG V. Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling[M]. Reston, US: AIAA, 2005.
- [25] MILES J H. Core noise diagnostics of turbofan engine noise using correlation and coherence functions[J]. Journal of Propulsion & Power, 2010, 26(2):303-316.

(编辑:张 雪)