环形燃烧室壁温对热声不稳定性影响的实验研究*

方元祺1, 陶雯婕2, 杨瑶1, 王高峰1, 郑耀1

(1. 浙江大学 航空航天学院,浙江杭州 310027;2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海 200241)

摘要:为了研究壁温效应对热声振荡的影响,基于环形燃烧室/涡轮耦合实验平台,在当量比Φ= 0.82和燃烧功率P=15.5 kW的工况参数下开展了实验研究。相比于独立环形燃烧室实验,本文所引入的 涡轮导叶出口组件,使得燃烧室跟发动机实际工况出口匹配情况更接近,具有更一致的热声环境和热容 效应。实验发现,在壁温升高过程中伴随着不同类型热声不稳定模式间的切换以及振荡频率、幅值等参 数的演变。进一步选取了6个典型状态点,结合基于火焰图像序列的动态模态分解,对比光电倍增管信 号和不同方位角的声压信号,分析了各个状态点的火焰动力学和声学响应特征。实验结果表明,在固定 功率和当量比工况下,受燃烧室壁面热平衡状态的影响,热声不稳定模式先后经历了由亥姆霍兹模式、 1/4 波纵向模式、周向混合模式和旋转模式所主导的过程。在出现周向模式的初期,其表现为旋转率呈 现肥尾近均匀分布的驻波-旋转混合模式,而后期演变为旋转率分布相对集中的逆时针方向旋转模式。 关键词:环形燃烧室;热声不稳定性;壁温效应;预混旋流火焰;周向模式;动态模态分解

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 08-210080-12 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210080

Experimental Study of Wall Temperature Effect on Thermoacoustic Instabilities in Annular Combustor

FANG Yuan-qi¹, TAO Wen-jie², YANG Yao¹, WANG Gao-feng¹, ZHENG Yao¹

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;2. AECC Commercial Aircraft Engine Co. Ltd, Shanghai 200241, China)

Abstract: Based on an integrated annular combustor-turbine experimental platform, the effects of wall temperature on thermoacoustic instability were experimentally studied in a fixed case with an equivalence ratio Φ =0.82 and a combustion power P=15.5kW. Compared with the typical independent annular combustor test, the outlet with the component of the turbine guide vane in this paper provided a more similar matching to an actual engine with a more consistent thermoacoustic environment and heat capacity. In the experiment, mode switching between different thermoacoustic modes was captured, and the corresponding modal frequencies and amplitudes greatly changed with the increasing wall temperature. Six typical state points were selected to analyze the flame dynamics and acoustic characteristics. The dynamic modal decomposition results based on the flame high-speed image sequences were compared with the photomultiplier tube signals and the acoustic pressure signals at different azimuth angles for each state point. The experimental results showed that even under the condition of a fixed

^{*} 收稿日期: 2021-02-07;修订日期: 2021-08-04。

基金项目:国家自然科学基金(91841302; 51976184);两机重大专项基础研究(J2019-III-0006-0049)。

作者简介:方元祺,博士生,研究领域为燃烧热声不稳定性。

通讯作者:王高峰,博士,教授,研究领域为环形燃烧室动力学,燃烧与涡轮耦合作用。

引用格式:方元祺,陶雯婕,杨 瑶,等.环形燃烧室壁温对热声不稳定性影响的实验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8):
 210080. (FANG Yuan-qi, TAO Wen-jie, YANG Yao, et al. Experimental Study of Wall Temperature Effect on Thermoacoustic Instabilities in Annular Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8):210080.)

combustion power and equivalent ratio, the dominated mode was changing due to the wall temperature effect: from a Helmholtz mode to a 1/4 wave longitudinal mode, to an azimuthal standing wave mode, and finally to an azimuthal spinning wave mode. The azimuthal modes acted as the standing-spinning mixed mode with fat-tailed distributions of the spin ratio in the beginning and then transformed into a counterclockwise spinning mode with relatively concentrated distributions of the spin ratio.

Key words: Annular combustor; Thermoacoustic instability; Wall temperature effect; Premixed swirling flame; Azimuthal mode; Dynamic mode decomposition

1 引 言

燃烧的热声不稳定性^[1]一直是燃烧学界关注的 重要问题,也是航空发动机、重型燃气轮机和火箭发 动机等燃烧系统在开发阶段中经常遇到和亟需解决 的难题[2-3]。贫预混燃烧模式在燃气涡轮发动机中具 有超低 NO₂ 排放潜力,但同时也因其火焰紧凑、功率 密度大和阻尼率小等特点加大了诱发热声不稳定性 的可能性。现代先进航空发动机,通常采用紧凑的 环形燃烧室结构,并在下游紧密地连接涡轮部件。 环形燃烧室的热声振荡特征具有很高的复杂度,除 了单头部燃烧室模型实验中常见的纵向模式[3-5]外, 还可能激发由周向驻波/旋转/混合模式^[6-12](Azimuthal standing/spinning/mixed mode)和倾斜模式^[13](Slanted mode)所主导的热声振荡,并且环形结构中的振荡 幅值可能会处于较高的量级、火焰可能会在更宽的 频率范围内响应。这些特点都使得对环形燃烧室热 声不稳定性进行准确预测、规避及控制的难度大大 增加。

近年来,各国研究人员针对环形燃烧室热声振 荡特性开展了较深入的研究。Vignat等^[14]在综述文 章中整理了环形燃烧室模型中关于热声不稳定的相 关实验研究进展,主要包括法国巴黎中央理工大学 EM2C实验室的 Bourgouin 等^[6,13,15]、Prieur 等^[9,16]和 Vignat 等^[17]所发展的被称为 MICCA (Multiple-Injector Annular Combustor)的系列环形燃烧室模型,以及 Worth和Dawson等^[10,18]先后在剑桥大学和挪威科技 大学^[19-20]发展的环形燃烧室模型。MICCA燃烧室接 近于直升机涡轴发动机的平均直径,大致是剑桥大 学环形燃烧室模型的两倍。声速一致的前提下越大 的径向尺寸也对应着越小的一阶周向模式频率。另 一方面,欧洲超算中心(CERFACS)的研究人员^[21-23] 针对环形燃烧室的热声不稳定性进行了大涡模拟 (LES)的数值仿真,获得了热声耦合振荡过程中360° 全环的全场多物理量演变过程,但这样的计算代价 较高。相较而言,在环形燃烧室中采用简化理论推

导和低阶网络模型分析^[7,8,11,12,24-28]或通过 Helmholtz 求解器分析^[29]方法的计算成本较低,且有利于开展 变量分析以掌握热声不稳定现象的物理本质和基本 规律。如 Orchini等^[26]和 Yang等^[11-12]分别采用低阶 模型对 MICCA 进行了求解,并得到了实验中观察到 热声不稳定性的典型模式(纵向模式、周向驻波/旋转 模式和倾斜模式)。对于驻波或旋转模式的预测,前 人基于实验结果^[9]和理论分析^[8,24,27]给出了一些预测 准则,其中包括对平均流动^[30]、非均匀热释放分 布^[31]、火焰延迟时间^[11]等影响因素的探讨。尽管目 前多种手段都已应用于环形燃烧室的热声不稳定性 研究中,但仍然有许多开放性问题未能解决。

本文研究着眼于环形燃烧室启动过程中壁温 效应对热声不稳定性的影响。前人相关研究发 现^[2,32-35],大多数燃烧系统在过渡态(如冷态启动、二 次点火、工况转变)过程中和稳态工况下的行为不尽 相同。很多在热稳态情况下不会出现的热声振荡问 题可能会在瞬态的过渡态过程中出现,并对核心部 件造成破坏,因此需要重视在瞬态过程中壁温变化 对热声不稳定性特征的影响机制研究。包括大涡模 拟在内的大部分数值仿真或模型分析中,研究人员 通常假设了绝热或等温壁面,并不考虑壁面于火焰 间的相互作用,这显然会对预测结果的准确性产生 影响。Poinsot^[2]将壁面温度的影响主要分为两个方 面:一是壁温以及壁面传热特性对燃烧气体温度产 生影响,会改变声速和火焰形状,进而对腔室声学模 态产生影响;二是壁温(尤其是火焰稳定器温度)会 对火焰根部动态响应造成影响。后者的一个例子是 法国图卢兹流体力学研究所(IMFT)的 Mejia 等^[33]通 过实验观察到狭缝稳定层流预混火焰的自激振荡受 到了缝壁温度控制:在实验中通过液体冷却控制金 属的温度(热电偶测量),观察到点火初期冷壁面时 对应较强烈的热声振荡;而随着壁面温度缓慢上升, 声压脉动幅值开始减小,并于300s后不稳定性完全 消除;而在490s启动液体冷却系统后,热声不稳定强 度恢复到初始水平;进一步结合直接数值模拟(Direct numerical simulation, DNS)发现火焰根部的位置 和流动状况受到壁面温度变化而影响,进而改变了 锚定火焰的火焰传递函数(Flame transfer function, FTF)^[36]。近年来,苏黎世联邦理工学院的Bonciolini 等[35]阐述了惯性热效应对热声不稳定性的控制机 制,并提出了在低阶的热声网络中描述动态传热机 制的模型,并与实验数据进行了对比验证。对于环 形燃烧室, Prieur等^[16]在环形燃烧室 MICCA-spray 中 探究了不同壁温下触发的热声不稳定性(周向驻波 模式主导)的差异,在实验中壁温小于800K时没有压 力波动,而壁温超过830K时不稳定性被自触发且幅 值随壁温上升而增大,并最终到达热稳态。壁温效 应对于热声不稳定的影响越发受到研究人员的关 注,而本文的研究对象是发展自 MICCA 环型燃烧室 模型,且具有下游涡轮导叶部件的环形燃烧室/涡轮 耦合实验平台(命名为TurboCombo),且前期已开展 一些周向点火机理影响的实验研究工作[37]。与前述 环形燃烧室实验装置相比,由于加入了涡轮导叶模 型部件,TurboCombo平台的流动、声学与传热边界条 件更复杂,其热声环境和热容效应与实际发动机情 况更接近,实验件壁面热平衡过程变得更为显著。 在某些工况下,随壁温升高过程中有可能激发多种 热声模式并伴随不同模式间的切换等复杂过程,可 通过分析热声不稳定性相关参数的演变进一步研究 壁温效应。

本文首先介绍了实验设备和测量方法,并对实

验中长时间段记录的温度和声压演变进行分析,进 一步选取了不同的壁温状态点,结合高速火焰图像、 多点声学压力信号和光电倍增管信号对不同壁温下 的热声不稳定特性进行分析和讨论。

2 实验设置与数据处理方法

2.1 实验装置与测量设备

实验研究在TurboCombo环形燃烧/涡轮耦合实 验平台(图1(a))上进行,丙烷/空气预混气体经过底 部配气室上安装的16个旋流头部输运至环形燃烧室 内进行燃烧。每个旋流头部都以切向孔的方式形成 逆时针方向(俯视视角,见图1(b))的旋流流动,并通 过在喷嘴附近形成中心回流区。环形燃烧室外壁由 一个高 500mm,内径 290mm,厚 5mm 的石英管提供, 为光学测量提供较大范围的可视窗口。而内壁是一 个高112mm,底部外径200mm,顶部外径240mm的向 外收敛形壁面,并结合26个涡轮导叶(速度偏向角约 为72°)组成的整体涡轮盘,为燃烧室出口提供一个 收缩比约0.2的收缩流道。配气室呈一个高56mm, 内径210mm,外径285mm的柱形腔体,在配气室外壁 距离燃烧室底部平面 47mm 的高度设置了 8 个测量 点,本实验过程选取了其中4个等方位角(图1(c))的 测量点用于声学压力的监测,分别标记为M1~M4。 通过导压管,使用T型连接麦克风与测量点,导压管 末端延伸至30m外的密封边界,以削减端面反射效 应。本文对导波管造成麦克风信号的时间延迟



210080-3

(2.2ms)进行了修正。如图1(c)所示,定义M3所在方 位角为θ=0°,且逆时针方向为正,则M4,M1,M2分别 位于90°,180°和270°的方位角上。实验时,设置麦克 风M1的采集频率为2kHz用以保存足够长时间跨度 的声压数据,而M2~M4麦克风采集频率为16kHz。 另外,在90°和180°方位角处分别放置了带有窄带滤 光片(300±12nm)的光电倍增管(PMT)和带有可见光 滤片(400~680nm)的高速摄像机。其中光电倍增管 采集频率为16kHz,通过放置留有5mm宽狭缝的遮光 板削弱相邻头部的干扰,以记录单个头部火焰OH基 团的化学发光。高速摄相机采用的是型号为 pco.dimax HD的CMOS相机,实验选取了568×1872的分辨 率和 4kHz 的拍摄频率(单张图像的曝光时间为 226μs)来进行拍摄,记录火焰锋面中CH*和C₂*等基 团自发光图像。高速相机视角与水平面成一定的夹 角,以尽可能避免不同头部火焰在二维投影图像上 发生重叠。由于燃烧室内壁非透明材质,故图1(c) 中红色虚线框住的五个头部将处于高速摄像机的视 野盲区。此外,在如图1(c)所示的两旋流头部中间 (位于石英管外壁与燃烧室底部交界线附近)放置了 K型热电偶,用以测量壁面温度(记为TC)。

依据所采集数据的时间跨度,将采集结果分为 短时数据集和长时数据集两类。两类数据集的获取 流程如下:在给定空气流量和丙烷流量并成功点火 后,通过麦克风M1和热电偶TC记录了时间长度为 975s的时序信号,即为长时数据;而短时数据的采集 时长为0.5s,同步进行高速火焰图像(2000张)、光电 倍增管信号和三个麦克风(M2~M4)信号的采集与存 储。获得的实验数据将主要通过下节所述的方法进 行分析。

2.2 实验数据分析方法

2.2.1 高速火焰图像序列的动态模态分解

动态模态分解(Dynamic mode decomposition,DMD) 作为一种基于数据集的模型降阶分析方法,近年来 在燃烧领域也有了较多的应用^[6,17]。针对相等时间 间隔 Δt 的高速图像序列,DMD方法的主要思想是构 造从第i到第i + 1张快照的线性映射 $x_{i+1} = Ax_i$,其中 矩阵A为Koopman算子。通过求解A的特征值(Ritz 特征值)与特征向量便可以进一步得到数据集序列 的主频与增益等信息。但由于在实际计算中A矩阵 往往维度很大,需要通过降维近似的方法来求解。 而本文采用的DMD处理程序不同于Schmid^[38]最先 采用的基于POD基的相似变换对Koopman算子进行 的降阶操作,而是采用基于线性无关假设的友矩阵 降阶法^[39],同样可求取对应第*i*阶DMD模态的Ritz特 征值记为 λ_i ,则其对应的频率和增益可分别由 f_i = Re(lg λ_i)/(2 $\pi\Delta t$)和 g_i = Im(lg λ_i)/(2 $\pi\Delta t$)来进行计 算。将DMD方法应用于表征着热释放速率的高速火 焰图像快照序列集合(单次2000张,时长0.5s),所得 到的DMD模态的空间分布及相位迁移能有效刻画环 形燃烧室多个头部火焰的热释放速率脉动行为,并 结合声学压力信号分析对比,得到热声振荡工况下 更详尽的声-热耦合动力学特性。

2.2.2 不稳定模式中声压信号的分析方法

高频率采集的三个麦克风信号(M2,M3,M4)将 被用作对声压场的简化空间描述。对于纵向不稳定 模式而言,位于相同高度、不同方位角的测点,在纵 向模式振荡下彼此间的声压相位与幅值在理论上是 一致的。而对于周向不稳定模式,不同方位角的测 点得到的声压信号在相位和幅值上会呈现一定的差 异。一种简单的分析方法是将周向模式下的声场结 构认为是由一对沿相反方向绕着环形空间传播的一 维声波构成^[40],可分解为幅值为*A*,的逆时针旋转分 量和幅值为*A*_的顺时针旋转分量两部分。

$$\hat{p}(\theta,t) = \left(A_{+} \mathrm{e}^{\mathrm{i}\theta} + A_{-} \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\theta}\right) \mathrm{e}^{-\mathrm{i}\omega t} \tag{1}$$

方位角 θ 此时成了声场空间结构的唯一变量,而 ω 是周向不稳定模式的角频率。 $\hat{p}(\theta,t)$ 对应方位角 θ 的复平面声压时序,可以通过对滤波后的实时声压 信号进行 Hilbert 变换得到。在本研究中,采用 M2~M4三个麦克风信号进行重构并表示为矩阵形 式得

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_{+} e^{-i\omega t} \\ \boldsymbol{A}_{-} e^{-i\omega t} \end{bmatrix} = (\boldsymbol{\Theta}^{H} \boldsymbol{\Theta})^{-1} \boldsymbol{\Theta}^{H} \hat{\boldsymbol{p}}$$
(2)

式中矩阵 @ 和 p 分别为方位角矩阵和复平面声压信 号矩阵

$$\boldsymbol{\Theta} = \begin{bmatrix} e^{i\theta_{M2}} e^{-i\theta_{M2}} \\ e^{i\theta_{M3}} e^{-i\theta_{M3}} \\ e^{i\theta_{M4}} e^{-i\theta_{M4}} \end{bmatrix} \quad \hat{\boldsymbol{p}} = \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{p}}_{M2} \\ \hat{\boldsymbol{p}}_{M3} \\ \hat{\boldsymbol{p}}_{M4} \end{bmatrix}$$
(3)

取较短的时间间隔内(大于5个周期)采用Butterworth滤波器对三个麦克风信号以周向模式振荡频 率为中心进行带宽为±30Hz的滤波,利用式(2)进行 最小二乘法拟合即可确定对应该段时间间隔一组幅 值(*A*_{*},*A*₋)。上述方程未包含与压力节点角速度相关 的附加参数项^[20,40],事实上该附加项对拟合幅值*A*_{*}和 *A*₋所产生的影响很小。在本实验几个包含周向模式 的工况中,重构的声压信号对都具有较高的拟合度, 最大偏差不超过10%。逆时针和顺时针方向旋转的 声压分量最终决定着周向模式的特点。比如当 $A_{+} =$ 0时,周向模式是顺时针方向旋转的;当 $A_{-} = 0$ 时,周 向模式是顺时针方向旋转的;当 $A_{+} = A_{-} = A$ 时,式 (1)转化为 $\hat{p} = (2A\cos\theta)e^{imt}$,即周向模式为驻波模式。 A_{+} 和 A_{-} 可以用来求解由Evesque等^[7]提出并由Bourgouin 等^[6]优化的周向模式自旋比(Spin ratio, SR): $SR = (|A_{+}| - |A_{-}|)/(|A_{+}| + |A_{-}|)$ 。由上分析可知,当 $SR = \pm 1$ 时周向模式为完全的逆/顺时针方向的旋转 模式,而 SR = 0时周向模式为完全的驻波模式是理想化的结 果,事实上在实验结果表明旋转率是不断变动的,即 周向模式是会在旋转、驻波和混合模式之间来回切 换的^[6,10],这与湍流背景噪声以及转流火焰中的热释 放速率或流动的不对称有关。

3 实验结果与分析

3.1 热瞬态壁温下的声压变化

如图 2 所示,实验选取当量比 Φ =0.82,燃烧功率 P=15.5kW($u_{\rm b} \approx 3.98$ m/s)的给定燃料和空气流量的工 况参数下进行,记录了热电偶信号 TC 和麦克风信号 M1的变化过程。可以看到热电偶测点处壁温在时长 975s的测试过程中不断上升,但同时增长幅度不断 放缓。对 M1信号进行短时傅里叶分析(Short-time Fourier transform,STFT)的结果表明,声压信号的幅 值与频率都出现了几次明显的变动。这表明,即使 在确定的工况参数下,燃烧热声不稳定性会随着壁 温变化而发生显著改变。近似地,将这段热平衡的 瞬态过程划分为四个发展阶段:阶段 I (0~140s) 主导 频率在200~300Hz内的振荡具有最大的振荡幅值,在 100s 左右振荡幅值开始减弱:阶段Ⅱ(140~390s)具有 最小的振荡幅值,且阶段 I 的主要振荡模式在该阶 段继续减弱至极低的水平,同时在300s左右开始发 展出频率在350~500Hz内的振荡模式,但在该阶段内 这两类模式都未处于稳定的周期振荡:阶段 III(390~ 645s)中,对应频率350~500Hz的振荡不断增强,且约 450s 左右开始发展频率在 500~650Hz 内的振荡: 在阶 段 IV(645~975s),350~500Hz内振荡模式变得很弱, 且频率在 500~650Hz内的振荡模态占据主导。对于 同一类振动模态,其特征频率都随壁温上升而不断 增加,这与壁温上升过程中气体温度升高使得当地 声速增加有关。在整个热瞬态过程中发生了多次模 式切换过程,而测点壁温经历了约150K的温升,且温 升幅度在随着壁面不断接近热平衡状态而逐渐放 缓。在流量和当量比保持不变的条件下,本文将壁 温作为一个诱发多次分叉行为的变量来进行考量。 本文选取了几个典型状态点进行了短时数据(时长 0.5s)的分析,状态点参数见表1。0.5s的时间跨度内 壁温的变化量几乎可以忽略,且保证了足够数量的 振荡周期以进行 DMD 处理和旋转率相关统计量的 分析。

上述几个阶段中出现的不同主导振动模态,可 以通过对配气室和燃烧室流道结构的简单求解来一



Fig. 2 Long-term evolution of the probing signals of wall temperature, acoustic pressure (M1) and its frequency with the operating condition of thermal power *P*=15.5kW and equivalence ratio Φ=0.82

一对应分析。阶段 I 中占主导的振荡模态(200~300Hz)为配气室的亥姆霍兹(Helmholtz)模式,其一阶谐振频率可通过下式估算

$$f_{\rm H} = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{Vl}} \tag{4}$$

式中 c 为声速, V 为亥姆霍兹共鸣器腔体的体积, S 和 l 分别为亥姆霍兹共鸣器颈部的截面积和长度。配气 室内气体温度为 350K 时, 配气室与 16 个旋流器组成 的亥姆霍兹共鸣器求解得的一阶谐振频率约为 255Hz。在阶段 III 占主导的振荡模态(350~500Hz) 为燃烧室的 1/4波模式, 其频率近似为

$$f_{1/4} = c/(4L_{\rm c}) \tag{5}$$

式中L_c为燃烧室长度,燃烧室内的气体温度为1500K 时可得1/4波模式振荡频率为388Hz,而这也是燃烧 室内纵向声学模式的一阶谐振频率。在阶段IV占主 导的振荡(500~650Hz)为配气室一阶周向模式,其频 率可由下式近似

$$f_{\rm A} = c/(\pi D_{\rm P}) \tag{6}$$

式中 mD_P代表配气室的平均周长,在这里取D_P的估 计值为247.5mm。由于配气室周向尺寸与燃烧室相 当且配气室内气体温度较低,故配气室内的周向模 式对应了更低的周向模式振荡频率,在配气室气体 温度为350K时一阶周向模式的频率值约为482Hz。 声学模式的确定可进一步依据多点麦克风信号和火 焰自发光成像的脉动信息来进行分析。

 Table 1 Experimental parameters of the different thermal states

Thermal state	Time/s $(\Delta t=0.5s)$	Probing temperature/K	Stage
State-1	$51 + \Delta t$	340	Ι
State-2	$280 + \Delta t$	383	II
State-3	$436 + \Delta t$	412	III
State-4	$621 + \Delta t$	434	III
State-5	725 + Δt	447	IV
State-6	912 + Δt	470	IV

3.2 不同热瞬态状态点的热声分析

图 3 给出了在 6 个状态点的麦克风 M2~M4 信号 测量结果及其功率谱密度。各状态点选取了时长 30ms的信号进行展示,可以看到在不同状态点的信 号时序具有明显的不同特征。图 4 为 6 个瞬态状态 点所选取 30ms的 M2 信号的相空间轨迹,可以看出 State-2 与其他状态点不同,其相空间轨迹呈现纺锤 状分布,未达到极限环状态,且功率谱密度曲线上声

压信号也未呈现明显峰值。State-2的声压振荡幅值 也处于较低水平,火焰在该状态点的燃烧较为稳定。 而另外五个状态点的相空间轨迹呈现了近圆状的极 限环特征,其中状态点State-1和State-3在不同方位 角的声压信号具有相近的相位和幅值,为纵向模式; 而激发了周向模式的状态点(State-4、State-5和 State-6)在不同方位的声压信号不一定再具有相同 相位与幅值。具体地,State-4中周向模式伴随了较 强的1/4波纵向模式;而State-5中所给出的时序片段 经历了准驻波模式(15ms前)向准旋转模式(15ms后) 转变的过程,M2和M4信号(周向具有180°方位角差) 始终相差180°相位,而在M3信号前半段与M2的相 位较接近,且振荡幅值处于较低水平,后半段M3信 号振荡幅值逐渐增大,且分别与M2和M4信号间呈 接近90°相位差;在State-6中三个麦克风信号的幅值 接近,且M3与M2信号、M3与M4信号之间均呈接近 90°的相位差,这表明该状态点的周向模式接近于完 全旋转模式,且为逆时针旋转的周向模式。需要说 明的是,图3中所截取的30ms时间段仅是对应状态 点的典型时序信号,并未展现采样长度0.5s内的所有 特点。事实上,振荡幅值、周向模式旋转率等特征在 采样区间内会有不同程度的演化。

图 3 还给出了 PMT 信号及其功率谱密度的结果。 在热声不稳定的几个状态点, PMT 信号所表征的热 释放速率均与麦克风 M4 信号(与 PMT 位于相同方位 角)具有相近的相位(相位差小于 90°),这也符合瑞 利准则对热声不稳定性的研判。同时, PMT 信号与 声压信号在 PSD 特征谱上并非保持完全一样的形态: 如在 State-1中, PMT 信号频谱的 f_{H0} 及其与 f_{H1} 的叠加 频率对应了较明显的峰值,但在声压信号中则呈现 较弱的峰值; State-4声压信号中 1/4 波纵向模式(f_{1/AL}) 与周向模式(f_A)的幅值相当,但光电倍增管信号频谱 中周向模式(f_A)的幅值相当,但光电倍增管信号频谱 中周向模式的幅值要明显小于纵向模式;一些声压 频谱中对应配气室声学模式(冷态下也存在)的较弱 峰值在 PMT 信号内未得到明显峰值体现等。这些与 不同测点位置、不同模式下声压振荡特征有关。

3.3 不同热瞬态状态点的火焰图像分析

高速摄像机同步记录了不同状态点下火焰在可见光段的化学自发光图像序列(单个图像分辨率为568×1872)。通过对单次2000张图像序列的动态模态分解可得到DMD频谱(图5)和各个状态点的主要DMD特征模态。可以看出,火焰图像序列的DMD频谱与PMT信号的PSD在特征峰值频率上具有较强的





一致性。图5中还给出了主要模态振荡的增长率g, 对于不同DMD模态,增长率大于零时为发散模态,小 于零时为收敛模态,等于零时则处于稳定周期振荡 状态。可以看到,图中标注的DMD主模态的增长率 都小于且十分接近于零,即几个模态都为收敛模态 且接近稳定周期振荡状态。结合麦克风、光电倍增 管信号以及火焰图像序列的DMD分析,可以对不同 状态点的热声不稳定特性作较完整的阐述。

首先,在壁温较低时占主导的是亥姆霍兹模式。 在状态点 State-1时,PMT信号频谱以及火焰图像序 列的 DMD频谱都捕捉到若干峰值,其中:f_{HI}所对应的 是为将配气室视作亥姆霍兹共鸣腔、将 16 个旋流器



Fig. 4 Phase space trajectories of M2 signals for different thermal states (unit: Pa)





流道视为亥姆霍兹共鸣腔颈部时的亥姆霍兹模式, 其特点是各个头部间的相位差为零(图6(a)),且具 有较大的声压振荡幅值及热释放速率脉动幅值;而 f_{H0} 所对应的热声不稳定模式较为特殊,如图6(b)所 示 f_{H0} 所对应的DMD模态中不同的头部并非以相同 相位振荡,且各相邻头部间的相位差没有明显规律, 即各头部火焰的振荡彼此独立。而位于三个头部上 游位置的三个麦克风信号(见图7)在经过以 f_{H0} = 2Hz的带宽进行滤波后,其相位也同样地呈现出不一 致性。文献[6]也曾提及个别头部火焰相位不一致 的情形,但未进行深入讨论。本文认为,该模式可能 是考虑单个旋流头部与配气室构成的亥姆霍兹共鸣 器所被激发的更低阶的亥姆霍兹模式,而各个头部 所对应的这类亥姆霍兹模式不一定保持相位的协同,故产生了上述火焰图像和声压信号结果。在目前尝试过的所有工况中,*f*_{H0}所对应的这种热声不稳定模式,都只在某些特定工况下伴随着*f*_{H1}所对应的常规亥姆霍兹模式出现。

随着壁温升高,阶段 III 占主导的热声振荡模式 转化为了 1/4 波纵向模式,此时选取两个状态点 State-3和 State-4进行进一步分析。图 6(c)给出了 State-3中对应 f_{1/4L}的 DMD 模态,各个头部火焰的脉 动相位均相同,这符合纵向模式空间结构的基本特 点。实验也验证了 State-4与 State3具有相似的模态 空间分布形式,只是具有幅值上略有差异。

随着壁温的进一步升高,热声振荡逐渐被周向



Fig. 6 Reconstructions of the prominent DMD modes of state-1 and state-3



模式占据主导(阶段 IV)。其中状态点 State-4 为周向 模式开始发展的初期,此时1/4波纵向模式依占主 导;而进一步,状态点State-5中周向模式得到增强, 1/4波纵向模式处于较弱的水平。这两个状态点的周 向模式都具有驻波模式的特点(图8(a)和图8(b)), 波节位于方位角 202.5°的头部附近。驻波模式的特 点是位于波节附近火焰自发光脉动幅值保持在较低 水平,而在波腹附近有着最大的变动幅度。Prieur 等[16]通过实验验证了节点线位置与火焰再分配的不 均匀性有关,State-4和State-5波节位置较为接近的 原因也与此有关,即与各旋流喷嘴实际存在的微弱 不对称性造成,其节点线位置在不同状态点都比较 接近。不过需要指出的是,DMD模态事实上反映的 是针对0.5s图像序列的一个统计结果,因此所展现的 驻波模式的空间分布特性并非是在整个采集时间段 内都保持不变。而State-6的周向模式则具有旋转模 式的特点,即各头部火焰自发光脉动具有相近的幅 值,且头部间相位差由方位角决定(图8(c))。由 DMD模态(图8(c))和声压信号(图3)可知,此时该模 式的旋转方向为逆时针(俯视视角),与16个旋流头 部的旋转方向一致。旋转模式偏向逆时针方向可能 与旋流头部阵列形成的逆时针平均环向流动相关。

3.4 周向模式的旋转率分析

针对周向模式的三个状态点,对其麦克风信号 (时长 0.5s)以 $f_{A} \pm 30Hz$ 频率的带通滤波进行处理, 可求解得到旋转率SR的时序演化,并进一步选取间 隔 $\Delta SR = 0.05$ 进行旋转率概率密度函数(Probability density function, PDF)柱状图的绘制, 如图9所示。可 以看到,处于周向模式发展初期的State-4和State-5 的旋转率概率密度分布都较为分散和均匀,呈现肥 尾分布,且旋转率的平均值均接近于零,这种分布实 际上对应了这两种状态点周向驻波模式和顺/逆时针 旋转模式间不断的切换过程,表现为驻波-旋转混合 模式;而State-6的旋转率概率密度分布较为集中,且 平均值为0.685,这表明该状态点所对应的热平衡状 态下逆时针旋转模式占据了主导。而实际环形燃烧 室中是难以捕捉在一段时间内保持完全驻波(SR=0) 或完全旋转(SR=±1)周向模式的, Dawson等^[20]曾引入 特定阈值作如下分类:|SR| < 1/3时,可认为周向模式 整体呈现驻波模式特性; | SR | > 1/3时, 可认为整体呈





Fig. 8 Reconstructions of the prominent DMD modes of State-4, State-5 and State-6





现的是旋转模式特性。由此,对于三个状态点周向 模式的特点,旋转率概率密度分布给出的结果与 DMD模态的结果是一致的。当然这只是求取统计量 所呈现的结果,在0.5s的时序内,旋转率实际上一直 在实时变化,且在对应驻波模式的State-4和State-5 中变动较大,而在对应旋转模式的State-6中变动较 小。从State-4向State-6的转变也伴随着1/4波纵向 模式热声振荡的逐渐消失,而周向模式热声振荡幅 值有所增大,这与Schuermans等^[41]在理论模型分析 中给出的情形类似,即对称配置下驻波模式出现后 不能稳定维持,进而转变为对应稳定极限环的旋转 模式。周向模式是呈现驻波形式主导或是旋转形式 主导到目前还一直是个开放问题,一些理论模型指 出旋转对称性破缺会使得周向模式倾向于发展为驻 波模式^[24,27],但在实际工业级和实验室级的环形燃烧 室中,完美的对称性(包括几何对称、流动对称和热释放分布对称)是不存在的。现阶段TurboCombo平台中旋转形式主导的稳定极限环可能与旋转对称性破坏程度较小有关,在后续研究中将进行更深入的探索。以上分析表明,随着壁温的升高不仅热声振荡的类型发生了多次改变,而且周向模式中旋转率的统计参数也随之发生了显著的改变。

4 结 论

本文基于环形燃烧室/涡轮耦合TurboCombo平 台研究了壁温对热声不稳定性的影响,得到如下 结论:

(1)随着壁温的上升,燃烧系统的热声不稳定性状态先后经历了亥姆霍兹模式纵向振荡、稳定燃烧、 1/4波模式纵向振荡、驻波模式周向振荡和旋转模式 周向振荡等多个阶段。基于多头部火焰高速图像序 列的DMD频谱特性与PMT信号频谱特性很接近,且 与声压频谱在峰值频率上一致。在每个单一模式主 导阶段,所对应的模式主频随壁温增加而呈上升趋 势,且声压振荡幅值也会发生变动。这些模式切换 以及振荡特征参数的改变,证实了壁温效应对热声 不稳定性的重要影响。

(2)在壁面热瞬态初期,除了存在232Hz左右的 亥姆霍兹模式外,还伴随着频率为79Hz的振荡模式 (各头部火焰图像间存在相位差),结合声压信号分 析,认为其可能是仅考虑单个旋流头部与配气室构 成的亥姆霍兹共鸣器所被激发的更低阶的亥姆霍兹 模式。

(3)对于给定实验工况,在接近热平衡时呈现逆时针方向周向旋转模式的振荡类型。但在壁温升高过程中,激发的周向模式热声振荡还经历了由驻波-旋转混合模式发展为旋转模式主导的过程。在混合模式主导的状态点中旋转率呈现肥尾分布,而旋转模式主导时旋转率的分布较为集中。

致 谢:感谢国家自然科学基金和两机重大专项基础研 究的资助。

参考文献

- [1] Rayleigh L. The Explanation of Certain Acoustical Phenomena[J]. Nature, 1878, 18: 319-321.
- [2] Poinsot T. Prediction and Control of Combustion Instabilities in Real Engines [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(1): 1–28.
- [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] 马存祥,孙 露,马 鑫,等.贫油预混预蒸发燃烧 室燃烧不稳定性试验研究[J]. 推进技术,2019,40
 (3):602-607. (MA Cun-xiang, SUN Lu, MA Xin, et al. Experimental Study on Combustion Instability of Lean Premixed Pre-Vaporized Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(3): 602-607.)
- [5] 王怀书,李少帅,李春炎,等.混合时间对燃烧稳定 性影响的实验研究[J].工程热物理学报,2017,38
 (9):2025-2032.
- [6] Bourgouin J F, Durox D, Moeck J P, et al. Self-Sustained Instabilities in an Annular Combustor Coupled by Azimuthal and Longitudinal Acoustic Modes [R]. ASME GT 2013-95010.
- [7] Evesque S, Polifke W, Pankiewitz C. Spinning and Azimuthally Standing Acoustic Modes in Annular Combustors
 [R]. AIAA 2003-3182.

- [8] Ghirardo G, Juniper M P, Moeck J P. Stability Criteria for Standing and Spinning Waves in Annular Combustors
 [R]. ASME GT 2015-43127.
- [9] Prieur K, Durox D, Schuller T, et al. A Hysteresis Phenomenon Leading to Spinning or Standing Azimuthal Instabilities in an Annular Combustor[J]. Combustion and Flame, 2017, 175: 283-291.
- [10] Worth N A, Dawson J R. Modal Dynamics of Self-Excited Azimuthal Instabilities in an Annular Combustion Chamber[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(11): 2476-2489.
- [11] Yang D, Laera D, Morgans A S. A Systematic Study of Nonlinear Coupling of Thermoacoustic Modes in Annular Combustors [J]. Journal of Sound and Vibration, 2019, 456: 137-161.
- [12] Yang D, Morgans A S. Low-Order Network Modeling for Annular Combustors Exhibiting Longitudinal and Circumferential Modes[R]. ASME GT 2018-76506.
- Bourgouin J F, Durox D, Moeck J P, et al. A New Pattern of Instability Observed in an Annular Combustor: The Slanted Mode[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 3237-3244.
- [14] Vignat G, Durox D, Schuller T, et al. Combustion Dynamics of Annular Systems [J]. Combustion Science and Technology, 2020, 192(7): 1358-1388.
- [15] Bourgouin J F, Durox D, Moeck J P, et al. Characterization and Modeling of a Spinning Thermoacoustic Instability in an Annular Combustor Equipped with Multiple Matrix Injectors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(2).
- [16] Prieur K, Durox D, Schuller T, et al. Strong Azimuthal Combustion Instabilities in a Spray Annular Chamber with Intermittent Partial Blow-Off[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140(3).
- [17] Vignat G, Durox D, Renaud A, et al. High Amplitude Combustion Instabilities in an Annular Combustor Inducing Pressure Field Deformation and Flame Blow off [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2020, 142(1).
- Worth N A, Dawson J R. Self-Excited Circumferential Instabilities in a Model Annular Gas Turbine Combustor: Global Flame Dynamics [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 3127-3134.
- [19] Worth N A, Dawson J R, Sidey J A M, et al. Azimuthally Forced Flames in an Annular Combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(3): 3783-3790.
- [20] Mazur M, Nygård H T, Dawson J R, et al. Characteristics of Self-excited Spinning Azimuthal Modes in an Annular Combustor with Turbulent Premixed Bluff-Body

Flames [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(4): 5129-5136.

- [21] Staffelbach G, Gicquel L Y M, Boudier G, et al. Large Eddy Simulation of Self Excited Azimuthal Modes in Annular Combustors [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2909-2916.
- [22] Wolf P, Staffelbach G, Gicquel L Y M, et al. Acoustic and Large Eddy Simulation Studies of Azimuthal Modes in Annular Combustion Chambers [J]. Combustion and Flame, 2012, 159(11): 3398-3413.
- [23] Bauerheim M, Jaravel T, Esclapez L, et al. Multiphase Flow LES Study of the Fuel Split Effects on Combustion Instabilities in an Ultra Low-NO_x Annular Combustor [R]. ASME GT 2015-44139.
- [24] Noiray N, Bothien M, Schuermans B. Investigation of Azimuthal Staging Concepts in Annular Gas Turbines[J]. Combustion Theory and Modelling, 2011, 15(5): 585-606.
- [25] Bauerheim M, Parmentier J F, Salas P, et al. An Analytical Model for Azimuthal Thermoacoustic Modes in an Annular Chamber Fed by an Annular Plenum [J]. Combustion and Flame, 2014, 161(5): 1374-1389.
- [26] Orchini A, Mensah G A, Moeck J P. Effects of Nonlinear Modal Interactions on the Thermoacoustic Stability of Annular Combustors [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(2).
- [27] Noiray N, Schuermans B. On the Dynamic Nature of Azimuthal Thermoacoustic Modes in Annular Gas Turbine Combustion Chambers[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 2013, 469(2151).
- [28] Evesque S, Polifke W. Low-Order Acoustic Modelling for Annular Combustors: Validation and Inclusion of Modal Coupling[R]. ASME GT 2002-3006.
- [29] Nicoud F, Benoit L, Sensiau C, et al. Acoustic Modes in Combustors with Complex Impedances and Multidimensional Active Flames [J]. AIAA Journal, 2007, 45 (2): 426-441.
- [30] Pankiewitz C, Sattelmayer T. Time Domain Simulation of Combustion Instabilities in Annular Combustors [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,

2003, 125(3): 677-685.

- [31] Bauerheim M, Salas P, Nicoud F, et al. Symmetry Breaking of Azimuthal Thermo-Acoustic Modes in Annular Cavities: A Theoretical Study [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2014, 760: 431-465.
- [32] 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.
- [33] Mejia D, Selle L, Bazile R, et al. Wall-Temperature Effects on Flame Response to Acoustic Oscillations [J].
 Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 3201-3208.
- [34] Malanoski M, Aguilar M, Shin D H, et al. Flame Leading Edge and Flow Dynamics in a Swirling, Lifted Flame
 [J]. Combustion Science and Technology, 2014, 186 (12): 1816-1843.
- [35] Bonciolini G, Ebi D, Doll U, et al. Effect of Wall Thermal Inertia upon Transient Thermoacoustic Dynamics of a Swirl-Stabilized Flame [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(4): 5351-5358.
- [36] Mejia D, Miguel-Brebion M, Ghani A, et al. Influence of Flame-Holder Temperature on the Acoustic Flame Transfer Functions of a Laminar Flame [J]. Combustion and Flame, 2018, 188: 5-12.
- [37] 叶沉然,王高峰,方元祺,等.涡轮导叶对环形燃烧 室点火的影响[J]. 燃烧科学与技术,2020,26(1): 75-80.
- [38] Schmid P J. Dynamic Mode Decomposition of Numerical and Experimental Data [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 656: 5-28.
- [39] 寇家庆,张伟伟.动力学模态分解及其在流体力学中的应用[J].空气动力学学报,2018,36(2):163-179.
- [40] Poinsot T, Veynante D. Theoretical and Numerical Combustion[M]. Philadelphia: RT Edwards, Inc., 2005.
- [41] Paschereit C, Schuermans B, Monkewitz P. Non-Linear Combustion Instabilities in Annular Gas-Turbine Combustors[R]. AIAA 2006-0549.

(编辑:梅 瑛)