# 旋流预混燃烧室火焰描述函数分析及其 自激热声计算<sup>\*</sup>

余志健1,2,杨 旸1,3

(1. 中国科学院 工程热物理研究所 先进燃气轮机实验室,北京 100190;
2. 中国科学院大学 工程科学学院,北京 100190;
3. 中国科学院 中科南京未来能源系统研究院,江苏南京 210000)

摘 要:为考察运行参数对火焰描述函数的影响,及验证结合火焰描述函数的燃烧室热声不稳定数 值预测方法可行性,测量了一燃气轮机典型旋流部分预混火焰不同运行参数下的火焰描述函数,并结合 该实测火焰描述函数及热态阻尼率,采用亥姆霍兹法数值预测了燃烧室自激热声振荡参数。结果表明, 该旋流部分预混火焰的火焰描述函数具有低通和带通增益峰,随激励振幅增加,增益不断降低;相位值 与频率基本呈线性关系。当量比较低时,火焰描述函数主要呈现火焰拉伸效应引起的低通增益峰;随当 量比增加,低通增益逐渐减弱,涡脱落效应引起的带通增益峰逐渐加强。随空气流量增加,火焰描述函 数高增益频率带明显拓宽,而高增益对应的施特劳哈尔数St边界变化较小,增益峰均位于St=0.23和 0.80附近。结合实测火焰描述函数、热态有火焰下阻尼率及温度分布,亥姆霍兹法数值预测的特征频率 相对误差约10%,速度振幅比绝对误差在0.05以下。

关键词: 热声不稳定; 火焰描述函数; 旋流预混火焰; 运行参数; 亥姆霍兹法; 数值预测 中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 01-22010035-13 DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 22010035

## Analysis of Flame Describing Functions in a Swirled Premixed Combustor and Calculation for Self-Excited Thermo-Acoustic Instabilities

YU Zhi-jian<sup>1,2</sup>, YANG Yang<sup>1,3</sup>

(1. Advanced Gas Turbine Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. Nanjing Institute of Future Energy System, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210000, China)

**Abstract**: In order to investigate the effects of operating conditions on flame describing functions and validate the numerical method combined with these flame describing functions for predicting thermoacoustic instabilities, flame describing functions of a typical swirled partially premixed flame in gas turbine combustors were experimentally measured. Combining measured flame describing functions and damping rates under the firing condi-

<sup>2.</sup> Department of Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2022-01-10; 修订日期: 2022-06-10。

基金项目:国家科技重大专项(J2019-Ⅲ-0020-0064)。

作者简介:余志健,博士生,研究领域为燃机燃烧室热声不稳定。

通讯作者:杨 旸,博士,研究员,研究领域为燃机燃烧室。E-mail: yybelinda@outlook.com

引用格式: 余志健, 杨 旸.旋流预混燃烧室火焰描述函数分析及其自激热声计算[J]. 推进技术, 2023, 44(1):22010035.
 (YU Zhi-jian, YANG Yang. Analysis of Flame Describing Functions in a Swirled Premixed Combustor and Calculation for Self-Excited Thermo-Acoustic Instabilities[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(1):22010035.)

tion, the Helmholtz method was performed to predict self-excited thermo-acoustic oscillations in the combustor. Results indicated that flame describing functions of this swirled premixed flame displayed low-pass and band-pass gain peaks. The gains of flame describing functions decreased with the increase of the excited velocity amplitude. The phases were appropriately proportional to the frequency. When the equivalence ratio maintained a low value, the flame describing function showed a low-pass gain peak caused by the flame stretch. With the increase of the equivalence ratio, low-pass gains declined and band-pass gains gradually raised due to the enhanced vortex shedding. As the air volume flow rate increased, the frequency band with high gains was significantly broadened, while the corresponding boundary of Strouhal number (St) was slightly changed. The corresponding gain peaks were located at St=0.23 and 0.80. Combining measured flame describing functions, damping rates under the firing condition and temperature distributions, relative errors of eigenfrequencies predicted by the Helmholtz method were around 10% and absolute errors of predicted velocity fluctuation levels were below 0.05.

**Key words**: Thermo-acoustic instability; Flame describing function; Swirled premixed flame; Operating conditions; Helmholtz method; Numerical prediction

## 1 引 言

燃气轮机低污染燃烧室内热释放脉动易与声波 耦合放大产生大幅压力脉动,即热声不稳定<sup>11</sup>。大幅 压力脉动将影响燃机正常运行。热声不稳定主要涉 及火焰动力学、燃烧系统声学特性及喷嘴气动特性 耦合<sup>[2]</sup>。设计阶段可通过测量和计算火焰动力学特 性来规避具有高火焰不稳定风险的头部结构,同时 也可将火焰动力学耦合进低阶声学网络模型或三维 声学模型中计算燃烧系统热声不稳定具体参数。

Crocco<sup>[3-4]</sup>提出了经典的 n-τ 模型分析液体火箭 发动机燃烧室火焰动力学。该模型将火焰看成线性 时不变系统,构建热释放率波动与速度波动的关系 描述火焰动力学,即火焰传递函数(Flame Transfer Function)。火焰传递函数可拓展成弱非线性格式, 表征不同上游速度脉动扰动下的火焰动态响应,增 益和相位皆为频率和上游速度脉动振幅的函数,即 火焰描述函数(Flame Describing Function)。当火焰 描述/传递函数增益大于1时,可认为火焰在高增益 频率附近具有不稳定高风险。

火焰传递/描述函数可实验测量获得。Schuermans等<sup>[5]</sup>采用扰动响应法对全尺寸全压重型燃机燃 烧室火焰传递函数进行了测量。通过分析单个火焰 荧光信号及不同波长段火焰荧光信号与声学信号关 系建立了火焰传递函数。不同于测量的集总热释放 率,Kim等<sup>[6]</sup>通过遮挡法测量了旋流预混火焰空间分 布的当地火焰传递函数,并耦合声学网络模型提高 了热声预测精度。景李玥等<sup>[7]</sup>搭建了卡塞格林光学 测量系统,对火焰进行单点测量,提高了空间分辨 率,获得了一维分布式火焰传递函数。付虓等<sup>[8]</sup>测量 了值班钝体火焰的火焰传递函数,发现剪切层周期 性对称涡脱落与火焰传递函数高增益频带有关。 Palies等<sup>[9-10]</sup>测量了旋流完全预混甲烷火焰的火焰描 述函数,发现随着上游速度脉动幅值的增加,火焰描 述函数的增益不断降低,而相位时滞变化不大。Polifke<sup>[11]</sup>提出了基于分布式时滞的火焰传递函数,并基 于此调控燃烧室热声不稳定。声学和对流机制对影 响火焰传递函数有重要作用<sup>[12]</sup>。

火焰传递/描述函数也可基于 CFD 方法数值辨识 获得。Huber 等<sup>[13-14]</sup>通过在不可压大涡模拟空气和 燃料进口边界叠加激励,数值辨识了多输入单输出 的火焰传递函数。Yang等<sup>[15]</sup>采用随机离散二进制信 号作为激励,计算了F级燃气轮机燃烧室火焰传递函 数,并结合模态降解技术分析了火焰传递函数高增 益可能来源于顺气流方向的涡脱落。Han 等<sup>[16]</sup>通过 单频正弦激励法,计算了钝体火焰的火焰描述函数, 捕捉到了增益峰。

将火焰描述函数耦合声学方法可预测热声不稳 定极限环特性<sup>[17-18]</sup>,进行燃烧室稳定性分析。可将火 焰描述函数导入低阶网络模型,进行极限环频率和 幅值预测<sup>[19]</sup>。翁方龙等<sup>[20]</sup>耦合网络模型还开展了热 声主动控制时域仿真分析。对于真实燃烧室复杂的 几何结构,Silva等<sup>[21]</sup>,Camporeale等<sup>[22]</sup>将火焰描述函 数嵌入亥姆霍兹方程,求解得到了热声脉动极限环 振幅、频率及模态分布。已有文献还采用该方法计 算热声分岔特性<sup>[23]</sup>及模态结构演变融合<sup>[24]</sup>。Laera 等<sup>[25-26]</sup>在预测方法中采用了分布式火焰传递函数获 得了更高的预测精度。该方法还可用于数值预测声 学共振器等被动控制装置对热声不稳定的抑制 特性<sup>[27]</sup>。 目前,完全预混火焰的火焰传递/描述函数已有 一定研究,而低污染燃机燃烧室主燃级多采用在预 混段进行燃料和空气混合的部分预混火焰,其火焰 动态响应特性与完全预混火焰有差异。同时运行参 数如热功率及当量比对火焰描述函数的影响规律研 究相对缺乏。在耦合火焰描述函数的三维数值预测 模型上,用以极限环判断的声学阻尼率多采用冷态 测试结果,精度欠缺。本文对低污染燃机燃烧室常 用的表面开燃料孔的旋流器所产生的部分预混火焰 进行了火焰描述函数测量,考察了运行参数如空气 流量及当量比对其影响。将实测火焰描述函数耦合 亥姆霍兹法求解了自激热声极限环参数,并与实验 进行对比验证其预测精度,所用声学阻尼率为热态 点火条件下测量。

## 2 实验装置及计算方法

#### 2.1 火焰描述函数实验测量系统

研究对象为低污染燃气轮机燃烧室主燃级常用的旋流部分预混火焰。实验所用的轴向旋流器如图 1所示。该旋流器共有8个弯掠叶片,叶片内部为燃料空腔,叶片压力面和吸力面沿径向分别开设两个 燃料孔供燃料喷出,旋流数为0.429。

火焰描述函数实验测量系统示意图如图2所示, 由燃料供应系统、空气供应系统、实验段、激励系统



Fig. 1 Axial swirler

和测量系统组成。空气由螺杆空压机(排气压力 0.8MPa)、储气罐(1m<sup>3</sup>)、冻干机、减压阀和质量流量 计后分两路进入集气腔底部。空气质量流量计(Seven star D07-60B)量程 0~800L/min;燃料为纯度 99.9% 的甲烷,接入集气腔底部燃料管,燃料管与旋流器内 部腔体连通,甲烷质量流量计(Seven star D07-9E)量 程 0~100L/min。

实验段由集气腔、旋流器上游直段、预混段、火 焰可视段和出口转接段组成。实验段具体尺寸如 图 2 所示。集气腔下部有蜂窝板均匀通入的来流空 气,两侧安装两只Pioneer TS-F100 4 寸全频扬声器作 为激励。集气腔上部收敛至旋流器上游直段,直段 长 160mm,侧边轴向间距 60mm 安装 2 只 GRAS 46BD 1/4 英寸压力场麦克风,安装前麦克风灵敏度由



Fig. 2 Schematic of the experimental system for measuring flame describing functions (mm)

GRAS 42AG标准声源进行现场标定。采用双传声器 法<sup>[28]</sup>计算直段内速度脉动。预混段长 125mm,中心 体直径 20mm。燃烧室内径为 160mm×160mm 的矩形 腔体,可视段为 179mm长的石英玻璃,上部加装不锈 钢延伸段。该燃烧室长度下,火焰均位于视窗内,各 实验工况下,燃烧室均未发生自激热声振荡,可反映 火焰自身受迫响应特性,使火焰动力学与燃烧室自 激振荡解耦。

激励系统:由信号发生器产生各频率激励信号, 分两路经功率放大器后驱动两个扬声器,功率放大 器型号AWA 5870B,最大输出功率2×150W。

采用 HAMAMATSU 公司的 CH253 电压输出型光 电倍增管测量火焰全局热释放率,光电倍增管可将 微弱的光信号变为电信号。该型光电倍增管光谱响 应范围 185~900nm,峰值波长 400nm。光电倍增管前 加装 CH 基带通滤波片(430±5nm), CH 基光辐射信 号与火焰热释放率强度近似呈线性关系<sup>[29]</sup>。光电 倍增管放置在石英玻璃前 200mm 处。光电倍增管 和两个麦克风信号接至采集板卡 NI 9230,采集机箱 为 NI CDAQ-9174,可实现热释放率和压力脉动同时 采集,采集频率为 12.8kHz,每个工况采集 4s 进行分 析,相应频率分辨率 0.25Hz。采用加装 CH 基带通滤 波片(430±5nm)的数码相机拍摄火焰图像,快门 1s, 光圈 F11,ISO 640。

#### 2.2 火焰描述函数测量与计算

火焰传递函数基于火焰为线性时不变系统的假设,在线性时不变系统中,通过对系统进行弱激励信号激励,可辨识出该系统的响应特性<sup>[30]</sup>。火焰描述函数将火焰传递函数拓展为弱非线性,反应不同强度上游扰动振幅下火焰的响应特性,火焰描述函数为上游激励频率和振幅的函数,其数学表达式为

$$FDF(\boldsymbol{\omega}_{r}, |\hat{\boldsymbol{u}}|) = G(\boldsymbol{\omega}_{r}, |\hat{\boldsymbol{u}}|) \cdot \exp(i\varphi(\boldsymbol{\omega}_{r}, |\hat{\boldsymbol{u}}|)) = \frac{\hat{Q}(\boldsymbol{\omega}_{r}, |\hat{\boldsymbol{u}}|)/\bar{Q}}{\hat{\boldsymbol{u}} \cdot \boldsymbol{n}_{ref}/\bar{u}_{ref}}$$
(1)

式中 $\omega_r$ 为复角频率的实部, $\hat{u}$ 为上游参考点复速度脉动,参考点位于两个麦克风中间, $n_{ref}$ 为参考点轴向单位向量, $\hat{Q}$ 为全局热释放率, $\bar{Q}$ 为平均热释放率, $\bar{u}_{ref}$ 为参考点平均流速,G为增益, $\varphi$ 为相位。

实验中,采用扬声器进行单频正弦波激励,激励频率 20~220Hz,间隔频率 20Hz,额外增加 300 及 400Hz频率,切换频率后需保证参考点速度脉动一致。管道内声压波动可分解成上下游行波的叠加,根据两位置实测压力脉动,可获得上下游行波振幅,而后可计算参考点位置处速度波动。实验中在采集

软件上通过该双麦克风法<sup>[28]</sup>计算参考点位置速度脉动振幅,调节信号发生器输出电压和微调功率放大器增益保证参考点速度脉动保持一致。

同时采集热释放率和压力脉动信号,将正则化 参考点速度脉动与热释放率脉动互谱除以正则化参 考点速度脉动自谱,即式(1)计算火焰描述函数。测 量的上游速度均方根脉动振幅比 | û<sub>rms</sub>/ū | 分别为 0.059,0.118,0.236,0.354,0.472和0.59,上游激励振 幅继续加大后,可以观察到某些频率下火焰发生明 显的解离,系统辨识条件难以满足。考察的实验工 况空气流量 Q<sub>air</sub>=300,400,500和600L/min,甲烷当量 比*Φ*=0.55,0.60,0.65,0.68和0.7,相应的甲烷流量为 17.3~44.1L/min。

#### 2.3 自激热声模型燃烧室

用以自激热声振荡实验的燃烧室如图3所示。 与图2相比缩短了集气腔段,增长了燃烧室段,且出口收缩至70mm×70mm,模拟真实燃烧室出口收缩气流加速段。该结构尺寸下,可产生自激热声振荡,用以验证本文结合实测火焰描述函数的热声不稳定数值预测模型。旋流器上游直段布置两个GRAS46BL压力场麦克风,,间距150.5mm,水冷套管冷却引压管,采用半无限长管法取压以构建无反射末端条件<sup>[31]</sup>。所有动压信号接入采集板卡NI9230,采集频率12.8kHz,每个自激工况采集2s,频率分辨率0.5Hz。选取了两个可稳定产生自激极限环振荡的工况用以验证热声不稳定参数数值计算方法准确性,分别为空气流量Q<sub>air</sub>=400L/min, 4=0.65。



Fig. 3 Diagram of the combustor for self-excited thermoacoustic instabilities

### 2.4 热声不稳定数值预测方法

### 2.4.1 亥姆霍兹法

燃烧室内平均流速度与当地声速相比很小,可 忽略,不考虑黏性,耦合热释放率,频域内声波方程 即亥姆霍兹方程为

$$\frac{\lambda^2}{\bar{c}^2}\,\hat{p}\,-\bar{\rho}\nabla\cdot\left(\frac{1}{\bar{\rho}}\,\nabla\hat{p}\right) = -\frac{\gamma-1}{\bar{c}^2}\,\lambda\,\hat{q}\,,\quad\lambda=-\mathrm{i}\omega\qquad(2)$$

线性声学中,时域压力波动可分解为

 $p' = \operatorname{Re}(\hat{p}(\mathbf{x})\exp(i\omega t)) = \hat{p}(\mathbf{x})\exp(-\omega_{i}t)\cos(\omega_{r}t)(3)$ 上两式中(<sup>-</sup>)表示平均值,(<sup>-</sup>)表示复波动值,(<sup>-</sup>)表示 脉动值, $\gamma$ 为比热容比,c为声速, $\rho$ 为密度, $\omega=\omega_{r}+i\omega_{i}$ 为 复角频率, Re为实部, $\mathbf{x}$ 为位置矩阵。实部 $\omega_{i}=2\pi f_{r}$ 为 共振频率,虚部 $\omega_{i}$ 表示压力波动的增长率。当 $\omega_{i}$ 为负 值,表示波动随时间指数增加;为正值,表示波动随 时间衰减,该阶模态将耗散。

根据火焰描述函数定义,当地热释放率 $\hat{q}$ 计算如下

$$\hat{\dot{q}} = \frac{\bar{Q}}{V_{\rm f}} \cdot \frac{\hat{u}}{\bar{u}} FDF(\omega_{\rm r}, |\hat{u}|)$$
(4)

式中*V*<sub>4</sub>为火焰区体积,*Q*为总热功率。由线性化动量 方程建立压力波动与速度波动的关系为

$$\nabla \hat{p} + i\omega \bar{\rho} \hat{u} = 0 \tag{5}$$

燃烧室出口排向无限大空间,存在辐射阻抗,末 端辐射阻抗率如下,即

$$Z_{\rm r} = \frac{\hat{p}}{\hat{u}} = \bar{\rho}\bar{c}(\frac{k_0^2 r_0^2}{4} + i0.61k_0 r_0), \quad k_0 r_0 < 0.5 \quad (6)$$

式中k<sub>0</sub>为波数,r<sub>0</sub>为出口当量半径。

2.4.2 有限元求解

可采用 Galerkin 有限元法离散上述亥姆霍兹方 程和相应边界条件,获得如下特征根方程。

$$2AP + \omega B(\omega)P + \omega^2 CP = D(\omega)P$$
(7)

式中**P**为压力特征模态,A和C为亥姆霍兹方程离散 系数,B为边界条件离散系数,D为单级子声源离散 系数。采用基于MUMPS (MUltifrontal Massively Parallel Sparse)算法的COMSOL Multiphysics软件求解上 述大规模特征根问题。对图3中集气腔、旋流器、预 混段和燃烧室进行建模,采用5mm厚度平板火焰近 似替代V型火焰,采用四面体非结构化网格离散,热 源及旋流器处加密处理,所用网格尺寸远小于计算 频率范围最小波长的1/6,网格总数约26.5万,网格划 分如图4所示。

燃烧室内温度分布显著影响计算结果,实验中 在出口和燃烧室中间位置安装了S型热电偶监测温



Fig. 4 Non-structural mesh for the finite element method

度,而后基于两点温度线性插值获得燃烧室内温度 分布。

2.4.3 阻尼率测量及极限环确定

当数值计算的增长率等于声学阻尼率时可认为 极限环条件达到<sup>[21]</sup>,此时的特征频率及速度脉动振 幅可作为热声极限环下的频率和振幅。声学阻尼率 可通过测量频响曲线并分析共振锐度获得,即在简 谐振动中,阻尼率 $\beta \approx \pi \Delta f$ ,单位为rad/s, $\Delta f$ 为频响曲线  $1/\sqrt{2}$ 峰值处频率带宽长度。频响测试在热态有火焰 条件下进行,在集气腔侧边和燃烧室出口段分别安 装麦克风采集动态压力脉动,激励源为扬声器,采用 正弦线性扫频信号激励,范围 20~800Hz,扫频周 期1s。

## 3 结果与讨论

#### 3.1 当量比对火焰描述函数的影响

以空气流量500L/min,当量比0.60,上游均方根 激励振幅比0.059,频率80Hz为例,说明实测火焰描 述函数计算过程。图5(a)和5(b)为旋流器上游通道 两个麦克风位置处压力脉动时域曲线和频谱。图5 (c)为由上述数据经双麦克风法计算的速度脉动频 谱,图5(d)为测量的热释放率脉动时域图和频谱,可 看出速度及热释放率脉动在激励频率80Hz处均有峰 值。而后由式(1)在频域内计算激励频率80Hz时的 火焰描述函数值。

图 6 为空气流量 500L/min,当量比 0.55,0.60, 0.65 和 0.68 下测量的火焰描述函数幅值和相位,参考 点速度脉动均方根振幅比 | û<sub>ms</sub>/ū | 分别为 0.059, 0.118,0.236,0.354 和 0.472。实心点为实测值,间隔 20Hz,连线为内插值,幅值曲线采用三次样条插值, 相位曲线为线性插值。可以看出,该旋流部分预混 火焰在 0~50Hz 有高增益(增益大于1),200Hz以上增 益趋于零,火焰表现出低通特性。已有研究表明火 焰的低通特性主要由火焰被声学拉伸导致的<sup>[12]</sup>。上 游激励振幅保持较低值时,火焰低频段对激励响应 增益大;随着上游激励振幅的逐渐增加,增益值不断 减小,火焰对扰动放大作用减弱。由于激励振幅增



Fig. 5 Experimentally measured pressure and heat release rate fluctuations, and calculated velocity fluctuation at the reference position ( $Q_{air}$ =400L/min,  $\Phi$ =0.60,  $|\hat{u}_{rms}/\bar{u}| = 0.236$ , f=80Hz)

大后,火焰脉动加剧,轴向拉伸也扩大,火焰与壁面 相互作用更为剧烈,因此声学阻尼同时也得到加强, 能量耗散加剧,因而达到动态平衡时总增益减小,热 释放增益减弱。从相位上看,相位值(ωτ)基本与频 率大小呈线性关系,表明同一上游激励强度下时滞τ 基本不变。时滞表明上游扰动传播至火焰锋面前沿 的时间,对于同一几何结构和操作参数基本不变<sup>[11]</sup>, 与实验结果吻合。随着激励强度的增加,时滞大小 略微减小,但受激励频率间隔和相位解缠影响,细节 趋势较难区分。

对比图 6(a)~(d),可以看出,在低当量比时,火 焰描述函数增益呈现单峰形态,随着当量比增加,在 频率 60~110Hz逐渐出现第二个增益峰;在高当量比 下,在 150Hz左右出现了第三个峰。带通增益峰主要 由于高激励下对流效应增强,火焰面大幅褶皱并沿 轴向产生涡脱落,带通增益峰主要由涡脱落效应控 制。Yang等<sup>[15]</sup>通过 POD 和 DMD 方法降解处理了瞬 态火焰图像,发现燃烧室内轴向涡脱落频率与辨识 的火焰传递函数高增益频率基本一致,验证了该增 益机制。当量比0.55和0.68下火焰时均图像如图7 所示,可以看出,在低当量比下,火焰强度较弱,涡效 应过弱易耗散无法维持,所以低当量下即使上游激 励增幅很高也难以产生带通增益峰。而高当量比 下,火焰两侧有很强的剪切层,可为涡效应注入较强 维持能量。

从相位上看,各当量比下相位与频率都近似呈 线性关系,而高当量比下线性程度减弱。高当量比 下,火焰面褶皱大,涡效应增强,上游扰动传播至火 焰锋面前沿时间波动大,非线性效应加剧。

低通增益峰和带通增益峰值大小随当量比变化 如图 8 所示。可以看出当量比从 0.55 增加至 0.7 左右 时,低通增益峰值减小,而带通增益峰值增加;且低 通增益峰值随激励振幅增加而下降明显,而带通增 益峰值下降更为平缓。当量比在一定范围内提高 后,火焰描述函数高增益可能由声学效应控制逐渐 转变为涡脱落效应控制。

#### 3.2 空气流量对火焰描述函数的影响

考察空气流量大小对火焰描述函数的影响,为



Fig. 6 Experimentally measured flame describing function at different equivalence ratios at  $Q_{air}$ =500L/min

更好地对比空气流量影响,选取了上游速度脉动振幅比为 0.059 和 0.236 的火焰描述函数曲线进行对比。图 9 和图 10 分别为低当量比 0.55 和中等当量比

0.65,各空气流量下火焰描述函数增益与相位值 对比。

较低当量比0.55时,各空气流量下,火焰描述函







Fig. 8 Evolution of peaks of the low-pass and band-pass gains with the equivalence ratio

数均呈现低通特性。速度振幅比为0.059时,随着空 气流量由300L/min增加至600L/min,增益大于1的频 带宽度由约50Hz增加到约100Hz;速度振幅比为 0.236时,相应增益大于1频带宽度由约55Hz增加到 90Hz,其中增益为0.5~1的带宽得到大幅增加。中等 当量比0.65(如图10所示),各空气流量下,火焰描述 函数增益均呈现双峰特性。中等当量比下,随着空 气流量的增加,火焰描述函数高增益(大于1)频率带 也得到大幅拓宽,第二个增益峰峰值频率变大。对 于同一当量比,空气流量的增加使得旋流火焰整体 尺寸得到提升,火焰面长度增加,火焰声学紧凑性减 弱,同时热功率增加后火焰剪切层强度更为剧烈,火 焰低通截止频率提高及涡脱落效应引起的带通增益 带也拓宽。火焰描述函数增益峰值随空气流量增加 略微降低,由于热功率增加后,火焰尺寸增加,与外 界接触面积加大,气体粘性也增加,导致脉动所带来 的阻尼耗散加大,增益峰值减小。从相位上看,各空 气流量下,相位与频率基本呈现线性关系,表明各空 气流量下存在一定时滞。

对于周期性的非定常流动,可采用斯特劳哈尔数(Strouhal number)表征非定常运动惯性力与惯性力之比。计算公式*St* = *fD*/*ū*<sub>ref</sub>,*D*为参考位置流道当量直径,*ū*<sub>ref</sub>为参考位置流速,空气流量主要影响流速即惯性力。图11为图9和图10采用*St*数模化频率后的图。相比于图9和图10,空气流量增加后,火焰描述函数高增益*St*数的上限边界并未拓宽。当量比0.55时,各空气流量下增益边界曲线基本重叠,当量比0.65时,边界发生略微缩小。但对于不同空气流量工况,火焰描述函数增益峰值均位于*St*=0.23和0.80附近。火焰描述函数特性可用*St*准则数近似模化空气流量影响。而真实燃机流速高于该模型燃烧室一个数量级,可否外推还需进一步验证。

#### 3.3 不同激励频率下火焰形态

图 12 为当量比 0.65, 空气流量 500L/min, 速度均 方根脉动振幅 0.354 下原始及各激励频率下火焰 CH 基时均图像。由图 6 可知,该工况下火焰描述函数两 个增益峰在 20Hz 和 80Hz 左右。在 20 及 40Hz 激励 下,火焰发生大幅轴向声学拉伸,此频率范围火焰描 述函数表现出低通增益特性,与 Æsøy 等<sup>[12]</sup>研究结果 符合。在 80Hz激励下,火焰未被明显拉伸,反而呈现 M型火焰,火焰与燃烧室角区回流及剪切作用剧烈, 容易诱导火焰两侧的连续涡脱落,该涡脱落效应可 能导致火焰描述函数第二个增益峰的产生。同时可



Fig. 9 Comparison of flame describing functions for different air volume flow rates at equivalence ratio  $\Phi$ =0.55



Fig. 10 Comparison of flame describing functions for different air volume flow rates at equivalence ratio  $\Phi$ =0.65



Fig. 11 Comparison of flame describing functions normalized by Strouhal number for different air volume flow rates at equivalence ratio  $\Phi$ =0.55 and 0.65

以看出,火焰形态随激励频率呈现周期性的变化,频率间隔约为60Hz,如40Hz,100Hz及160Hz。火焰描述函数在120Hz以上频率激励下,增益逐渐衰减,这些频率下火焰主要表现为稳定状态,火焰面未发生剧烈脉动。

#### 3.4 自激热声不稳定数值预测

结合实测的火焰描述函数,采用亥姆霍兹法数 值预测自激热声不稳定参数并实验验证。自激热声 燃烧室示意图如图3所示,选取了两个验证工况,分 别为空气流量400L/min,当量比0.7和空气流量500L/ min,当量比0.65。图13为两验证工况旋流器上游通 道上部压力脉动实测时域波形及频谱,可看出两个 工况下能产生自激热声极限环振荡。

准确的声学阻尼率对极限环确定较为重要。先 前文献多采用冷态测量值<sup>[25]</sup>,热态下流体物性变化 导致阻尼率变化显著,Silva等<sup>[21]</sup>发现火焰对阻尼效 应有可能是加强亦或减弱。图14为两个验证工况, 热态有火焰情况下的激励响应特性曲线,纵坐标归 一化处理。可以看出频响曲线峰值位于70Hz左右, 与图13所示的自激热声脉动频率接近。冷态测量结 果频响峰值在450Hz,与热态点火测量结果相差较 大。考虑到阻尼率测量的不确定性,增加了±10%的 误差带。空气流量400L/min,当量比0.7下,半带宽长 度2.53Hz,阻尼率7.9±0.8rad/s;空气流量500L/min, 当量比0.65,半带宽长度3.44Hz,阻尼率10.8±1.1rad/s。 热功率增加后,温度增加,导致气体粘度增加,阻尼 率略微增加。

亥姆霍兹法需使用连续的火焰描述函数数据, 而实测数据为离散点,对两个验证工况测量的火焰 描述函数增益和相位点插值后导入求解软件。增益



Fig. 12 Flame images at  $\Phi$ =0.65,  $Q_{air}$ =500L/min and velocity fluctuation level=0.354



Fig. 13 Spectrum of the pressure fluctuation at the upper microphone position

曲线频率范围采用三次样条进行内插,线性外插值; 在速度波动振幅范围采用线性内插和外插。相位曲 线在频率范围和速度波动范围均采用线性插值。图



Fig. 14 Frequency response curve under the hot firing condition for measuring damping rates

15为两个验证工况实测数据插值后的火焰描述函数 增益和相位分布,增益随速度脉动振幅增加而不断 衰减,相位基本保持为线性。

计算采用的轴向温度分布如图 16 所示。空气流量 400L/min、当量比 0.7 和空气流量 500L/min,当量比 0.65 工况热源温度分别取绝热火焰温度约 1850K 和 1753K,燃烧室内其它位置温度由燃烧室中心和出口 实测温度线性插值得到。

图 17(a),(b)和(c)分别为数值计算的两个验证 工况的1阶和2阶模态增长率,及1阶模态特征频率 随速度波动振幅比的变化曲线。1阶模态增长率均 随速度波动振幅比先由正值下降至负值,而后略微 增加后趋于定值。该趋势与文献[21]计算结果一 致。增长率为正值时,脉动得到不断增加;脉动增加 后,由于阻尼加强增长率不断下降,在增长率等于阻 尼率时达到动态平衡。达到平衡时的状态可视为极 限环状态,此时特征频率及速度脉动振幅即为极限 环下的频率和振幅。2阶模态增长率均随速度波动 振幅比增加由负值穿过零值后到达正值,而后减小。 起始扰动振幅较小,此时2阶模态增长率为负值,速 度波动振幅将降低而致使增长率仍为负值,所以2阶 模态将被耗散,与图13压力频谱图中未出现2阶模 态对应的250Hz左右特征峰结果保持一致。

表1为极限环下特征频率与速度振幅比实验值和预测值对比。速度振幅为参考点位置值。空气流量400L/min,当量比0.7下,预测的特征频率85.2~85.3Hz,实测频率77.5Hz,平均绝对误差7.75Hz;预测的速度振幅比0.249~0.251,实测值0.281,平均绝对误差0.031。空气流量500L/min,当量比0.65下,预测的特征频率72.1~72.2Hz,实测频率80.5Hz,绝对误差8.35Hz;预测的速度振幅比0.162~0.164,实测值0.192,绝对误差0.029。



特征频率预测相对误差在10%左右,速度振幅 比预测误差在0.05以下。特征频率预测误差较大的 原因主要是计算所用的燃烧室内温度分布为局部测



Fig. 16 Temperature distribution along the axial direction for two cases





Table 1Comparison of eigenfrequencies and velocityfluctuation levels at the limit cycle for experimentallymeasured data and numerically predicted results

Operation parameter	Frequency/Hz		Velocity fluctuation level	
	Exp.	Pred.	Exp.	Pred.
$Q_{\rm air}$ =400L/min, $\Phi$ =0.70	77.5	85.2~85.3	0.281	0.249~0.251
$Q_{\rm air}$ =500L/min, $\Phi$ =0.65	80.5	72.1~72.2	0.192	0.162~0.164

量温度插值后的线性温度分布,与真实温度场分布 有一定差异。且模拟采用的火焰区为厚度5mm的平 板火焰,真实火焰为V型火焰。同时采用的火焰描述 函数为集总火焰而非分布式当地火焰描述函数。

### 4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)实测火焰描述函数显示,该燃气轮机典型旋流部分预混火焰表现出低通和带通增益峰;随着上游激励振幅增加,声学阻尼耗散作用加强,增益峰不断降低;相位值(ωτ)基本与频率呈线性关系,表明同一工况下时滞基本为定值。

(2)低当量比,火焰描述函数增益仅呈现由火焰 拉伸效应引起的低通增益峰,随着当量比增加逐渐 出现对流增强、涡脱落效应控制的带通增益峰;低当 量比,火焰强度较弱,涡效应过弱易耗散,高当量比, 火焰两侧剪切层较强,可为涡效应维持注入能量;当 量比在一定范围增加,火焰声学拉伸效应对增益效 果减弱,涡脱落效应作用增强。

(3)随着空气流量增加,火焰声学紧凑性减弱, 剪切作用加强,火焰描述函数低通增益及带通增益 峰频率带范围得到大幅拓宽,但增益峰对应的施特 劳哈尔数 St边界变化较小,增益峰值均位于 St=0.23 和 0.80 附近;热功率增加后,脉动阻尼耗散加强,增 益峰峰值略微降低。

(4)火焰时均形态表明,20及40Hz(低通增益峰 附近)激励下,火焰发生大幅轴向拉伸;80Hz激励(带 通峰附近),火焰未被明显拉伸,而呈现M型。

(5)耦合火焰描述函数、热态有火焰下实测的阻 尼率及温度线性分布,亥姆霍兹法可有效数值计算预 混燃烧室自激热声极限环下的特征频率和脉动振幅。致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

#### 参考文献

[1] Huang Y, Yang V. Dynamics and Stability of Lean-Pre-

mixed Swirl-Stabilized Combustion [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2009, 35(4): 293-364.

- [2] Lieuwen T C, Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [3] Crocco L. Aspects of Combustion Stability in Liquid Propellant Rocket Motors Part I: Fundamentals. Low Frequency Instability with Monopropellants [J]. Journal of the American Rocket Society, 1951, 21(6): 163-178.
- [4] Crocco L. Theoretical Studies on Liquid-Propellant Rocket Instability [J]. Symposium (International) on Combustion, 1965, 10(1): 1101-1128.
- [5] Schuermans B, Guethe F, Pennell D, et al. Thermoacoustic Modeling of a Gas Turbine Using Transfer Functions Measured under Full Engine Pressure [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132: 1-9.
- [6] Kim K T, Lee J G, Quay B D, et al. Spatially Distributed Flame Transfer Functions for Predicting Combustion Dynamics in Lean Premixed Gas Turbine Combustors[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1718-1730.
- [7] 景李玥,姚兆普,王 辽,等.分布式非预混火焰传 递函数的实验研究[J].推进技术,2015,36(1):5-12.
   (JING Li-yue, YAO Zhao-pu, WANG Liao, et al. Experimental Investigation of Distributed Flame Transfer Function for Non-Premixed Flame[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(1):5-12.)
- [8] 付 虓,杨甫江,郭志辉.值班稳定器燃烧室值班火 焰的火焰传递函数研究[J].推进技术,2019,40(1): 90-100. (FU Xiao, YANG Fu-jiang, GUO Zhi-hui. Flame Transfer Function of Pilot Flame in a Pilot Bluff Body Stabilized Combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 90-100.)
- 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.
- [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] Polifke W. Modeling and Analysis of Premixed Flame Dynamics by Means of Distributed Time Delays [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2020, 79: 100845.
- [12] Æsøy E, Aguilar J G, Wiseman S, et al. Scaling and Prediction of Transfer Functions in Lean Premixed H<sub>2</sub>/ CH<sub>4</sub>-Flames [J]. Combustion and Flame, 2020, 215:

269-282.

- [13] Huber A, Polifke W. Dynamics of Practical Premixed Flames, Part I: Model Structure and Identification [J]. International Journal of Spray and Combustion Dynamics, 2009, 1(2): 199-228.
- [14] Huber A, Polifke W. Dynamics of Practical Premixed Flames, Part II: Identification and Interpretation of CFD Data[J]. International Journal of Spray and Combustion Dynamics, 2009, 1(2): 229-249.
- [15] Yang Y, Liu X, Zhang Z. Large Eddy Simulation Calculated Flame Dynamics of One F-Class Gas Turbine Combustor[J]. Fuel, 2020, 261: 1-12.
- [16] Han X, Li J, Morgans A S. Prediction of Combustion Instability Limit Cycle Oscillations by Combining Flame Describing Function Simulations with a Thermoacoustic Network Model [J]. Combustion and Flame, 2015, 162 (10): 3632-3647.
- [17] Poinsot T. Prediction and Control of Combustion Instabilities in Real Engines [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(1): 1-28.
- [18] Li J, Xia Y, Morgans A S, et al. Numerical Prediction of Combustion Instability Limit Cycle Oscillations for a Combustor with a Long Flame [J]. Combustion and Flame, 2017, 185: 28-43.
- [19] 杨甫江,郭志辉,付 虓.基于热声网络法的燃烧不稳定性分析研究[J].推进技术,2014,35(6):105-112. (YANG Fu-jiang, GUO Zhi-hui, FU Xiao. Analytic Study on Combustion Instability with a Thermoacoustic Network Model [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6):105-112.)
- [20] 翁方龙,周少伟,朱 民.基于描述函数的燃烧振荡 建模与仿真[J].推进技术,2021,42(10):2306-2314. (WENG Fang-long, ZHOU Shao-wei, ZHU Min. Modeling and Simulation of Combustion Oscillations Based on Describing Function Method [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(10):2306-2314.)
- [21] Silva C F, Nicoud F, Schuller T, et al. Combining a Helmholtz Solver with the Flame Describing Function to Assess Combustion Instability in a Premixed Swirled

Combustor[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(9): 1743-1754.

- [22] Camporeale S, Fortunato B, Campa G. A Finite Element Method for Three-Dimensional Analysis of Thermo-Acoustic Combustion Instability[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines Power, 2011, 133: 1-13.
- [23] Laera D, Campa G, Camporeale S M. A Finite Element Method for a Weakly Nonlinear Dynamic Analysis and Bifurcation Tracking of Thermo-Acoustic Instability in Longitudinal and Annular Combustors [J]. Applied Energy, 2017, 187: 216-227.
- [24] Oh S, Kim J, Kim Y. FDF-Based Combustion Instability Analysis for Evolution of Mode Shapes and Eigenfrequency in the Multiple Flame Burner [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 124: 695-706.
- [25] Laera D, Prieur K, Durox D, et al. Impact of Heat Release Distribution on the Spinning Modes of an Annular Combustor with Multiple Matrix Burners [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 139: 1-10.
- [26] Laera D, Camporeale S M. A Weakly Nonlinear Approach Based on a Distributed Flame Describing Function to Study the Combustion Dynamics of a Full-Scale Lean-Premixed Swirled Burner[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 39: 1-11.
- [27] 余志健,杨 旸.亥姆霍兹共振器对热声不稳定极限 环的预测[J].航空动力学报,2021,36(5):997-1006.
- [28] Åbom M, Bodén H. Error Analysis of Two-Microphone Measurements in Ducts with Flow [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1988, 83(6): 232-245.
- [29] Hardalupas Y, Orain M. Local Measurements of the Time-Dependent Heat Release Rate and Equivalence Ratio Using Chemiluminescent Emission from a Flame [J]. Combustion and Flame, 2004, 139(3): 188-207.
- [30] Isermann R, Münchhof M. Identification of Dynamic Systems[M]. Germany: Springer Berlin Heidelberg, 2011.
- [31] 朱明武.动压测量[M].北京:国防工业出版社, 1983.

(编辑:白 鹭)