

变工况下燃烧室热声不稳定特性分析

唐嘉元¹, 杜敬涛¹, 柏 杨², 王 庆², 刘 杨¹, 彭 磊², 陈京圳¹, 孙 鹏¹

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 中国船舶集团有限公司 中国船舶及海洋工程设计研究院, 上海 200011)

摘 要: 为了研究变工况下燃烧室的热声不稳定, 采用气路模型与声学低阶网络模型结合的方法研究热声模态随工况变化的特征。通过构建整机气路模型和燃烧室低阶网络模型, 将气路仿真参数通过对火焰和流场两条路径实时输入低阶网络模型中, 分析其对热声模态的影响。结果表明模态对当量比和燃烧室入口温度相对敏感, 压力和流量的影响相对较弱。除当量比变化外, 通过流场路径对模态的影响相对火焰路径较小。热声研究仍需要统筹考虑流场和火焰参数的实时更新, 以分析瑞利准则所述的火焰与声学相互耦合。预测模型通过变工况的燃烧噪声测量试验验证了准确性, 为热声问题从燃烧室设计阶段的研究拓展至变工况的预测控制提供了可行路径。

关 键 词: 热声不稳定; 燃烧室; 低阶网络; 变工况; 热声模态

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Analysis of thermoacoustic instability characteristics in combustion chambers under variable operating conditions

Tang Jiayuan¹, Du Jingtiao¹, Bai Yang², Wang Qing², Liu Yang¹,
Peng Lei², Chen Jingzhen¹, Sun Peng¹

(1. College of Power and Energy Engineering,

Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;

2. Marine Design and Research Institute of China,

China State Shipbuilding Corporation limited, Shanghai, 200011, China)

Abstract: To investigate thermoacoustic instability in combustors under variable operating conditions, this study employs an integrated approach combining gas path modeling with acoustic low-order network modeling to characterize thermoacoustic mode variations. A full-engine gas path model and combustor low-order network model were developed, where real-time gas path parameters were input through dual pathways (flame dynamics and flow field perturbations) to assess their modal effects. Results demonstrate significant sensitivity of modes to equivalence ratio and combustor inlet temperature, while pressure and mass flow effects were comparatively weaker. Except for equivalence ratio variations, flow field pathway contributions to modal shifts were less pronounced than flame pathway effects. Comprehensive thermoacoustic analysis requires concurrent consideration of real-time flow field and flame parameter updates to evaluate the flame-acoustic coupling mechanism described by Rayleigh's criterion. The prediction model was validated through combustion noise measurements under off-design

收稿日期: 2025-06-10

基金项目: 国家自然科学基金(12102101, U2241261)

作者简介: 唐嘉元(1999—), 男, 博士生, 主要研究方向为热声不稳定, E-mail: tjy1hrome@hrbeu.edu.cn

通信作者: 杜敬涛(1981—), 男, 教授, 主要研究方向为振动噪声控制, E-mail: dujingtiao@hrbeu.edu.cn

引用格式: 唐嘉元, 杜敬涛, 柏杨, 等. 变工况下燃烧室热声不稳定特性分析[J]. 航空动力学报, 2026, 42(X): 20250277. Tang Jiayuan, Du Jingtiao, Bai Yang, et al. Analysis of thermoacoustic instability characteristics in combustion chambers under variable operating conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 42(X): 20250277.

conditions, establishing a framework to extend thermoacoustic research from combustor design to predictive instability control in variable operational regimes.

Keywords: thermoacoustic instability; combustion chamber; low-order network; variable operating conditions; thermoacoustic modes

现代航空发动机和燃气轮机大多采用稀薄预混燃烧技术,该技术在大幅降低氮氧化物排放的同时,也使得燃烧室更容易受到热声不稳定的影响^[1-3]。这种不稳定是由燃烧室内不稳定热释放与声波之间相互耦合引起的。在正确的相位条件下会产生连续增长的振荡并导致大的压力波动。不仅会限制燃烧器功率的输出,还会使组件结构严重损坏,缩短设备的使用寿命。

根据经典热声学理论,燃烧室往往是受几何尺寸的声共振系统,热声不稳定源于火焰放热与声波之间的耦合^[4]。不稳定的热释放会产生声波(直接燃烧噪声)和熵波,后者在对流加速时产生声波(间接燃烧噪声)^[5-6],两者会在燃烧室边界处反射,影响下一步火焰的热释放。最近 Hoeijmakers 等^[7-8]也在研究发现了与燃烧室声学特性无关的新热声模态,命名为固有热声模态(ITA)。当局部热声反馈回路足够强时,即使没有声学反射也会发生热声不稳定。

广泛的研究关注使得热声不稳定的认知和理解不断加深,但是热声不稳定的实际预测和控制仍然是一个持续性的问题。由于 CFD 和 LES 等数值模拟成本高昂,难以扩展到工业分析^[9]。将声学计算与扰动火焰响应解耦的方法广泛被采用。慕尼黑工业大学的流热团队开发 taX 框架用于预测热声,在 BRS 燃烧室中的得到了验证^[10]。帝国理工大学编写了热声网络建模工具 OSCILOS 并在不同燃烧室配置中应用,北航李敬轩教授及南科大杨东教授均对该工具进行了拓展^[11-12]。

然而现有的热声预测仅针对早期设计阶段的少部分工况进行,这对于热声问题的实际应用和分析是不充分的,不能代表燃烧室实际运行乃至全寿命周期的情况。Hobson 等^[13]针对工业燃机敏感性分析表明,热声不稳定不仅对声学长度敏感。即使体积流量、马赫数、温度比和时间延迟的计算值发生微小变化,也会对频率和阻尼的预测产生相当大的影响。热声不稳定也更有可能会发生在燃烧室老化乃至故障阶段。因此有必要将实际运行的热力学参数纳入分析范围,来进行早期设计乃至全寿命周期的热声不稳定研究预测。

本文通过构建整机气路模型获取实时的燃烧室输入参数,结合低阶网络模型预测和分析变工况下的热声不稳定。研究了气路仿真参数通过火焰和流场两条影响路径的输入方式,分析气路仿真参数变化下热声模态的变化,并对比了两种影响路径的贡献。最终通过试验测量的燃机运行数据和燃烧噪声数据,分析了实际变工况下的热声不稳定,整体热声预测模型得到了良好的验证。

1 热声预测模型

1.1 气路模型

一般的热声不稳定分析工具在分析前会设定某工况下的马赫数、温度比,火焰增益和时间延迟。进一步可以采用燃烧室流场的 CFD 计算提取火焰传递函数使得计算更精确,这对于设计时的部分工况来说是合理的。然而对于实际运行的变工况下的燃烧室来说,一方面,原有的方法不具备实时结合整机运行情况的能力;另一方面流场计算成本高昂,输出结果在时变情况下无法满足快速响应的需求,时效性不强。

气路性能机理模型是贯穿航空发动机和燃气轮机前期预研,设计,性能分析和后期监测,控制,试验的重要工具^[14]。无论是机理模型还是数据驱动模型,都可以通过各种优化修正逼近整机实测状态,进而基于模型开展各类应用研究^[15]。本研究将气路模型中的燃烧室模块细化并结合热声低阶网络模型,提出了变工况下燃烧室的热声问题研究的新思路。

简要的燃气轮机机理模型建模如下。压气机模块的特性一般由压气机特性曲线描述,可以用压比 π_c 、折合转速 N_c 、折合流量 G_c 和等熵效率 η_c 这 4 个参数的关系来表示该曲线,参数关系如下式:

$$\begin{cases} \pi_c^* = f_1(N_c^*, G_c^*) \\ \eta_c^* = f_2(N_c^*, \pi_c^*) \end{cases} \quad (1)$$

其中上标星号代表归一化换算参数,为实际参数和参考点的比值,例如压比换算为 $\pi_c^* = \pi_c / \pi_{c0}$ 。

涡轮模块与压气机类似,特性曲线也可以用膨胀比 π_t 、折合转速 N_t 、折合流量 G_t 和等熵效率 η_t

这 4 个参数的关系来表示。进而可以结合输入参数,计算压气机和涡轮的功率、出口温度等输出参数。

转子联结了压气机、涡轮和外负荷模块,涡轮膨胀做功推动转轴高速旋转传递给压气机和外负荷,用一阶微分方程表示为:

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{J\omega} (W_t - W_c - W_e) \quad (2)$$

其中 ω, J 分别为转子的角速度、转动惯量。 W_t, W_c, W_e 分别为涡轮、压气机、负载功率。

一般情况下,气路模型的燃烧室模块仅简单计算出口温度压力等参数。本研究中需要细化燃烧室模块以衔接热声低阶网络模型。适度简化从压气机出口到涡轮进口的几何模型,采用三大守恒方程计算火焰上下游的流场。考虑旋流器压降和冷气掺混等效应(见文中第 1.2 节)。燃料为甲烷和柴油双燃料,根据气路模型获取或计算燃料配比,当量比,燃烧室入口温度、燃烧室入口流量等参数,以评估合适的火焰传递函数。某燃气轮机的实测与气路模型仿真的归一化数据对比如图 1 所示。

试验数据来源于燃气轮机连续的起动与熄火动态运行过程,在特定功率水平附近提取的准稳

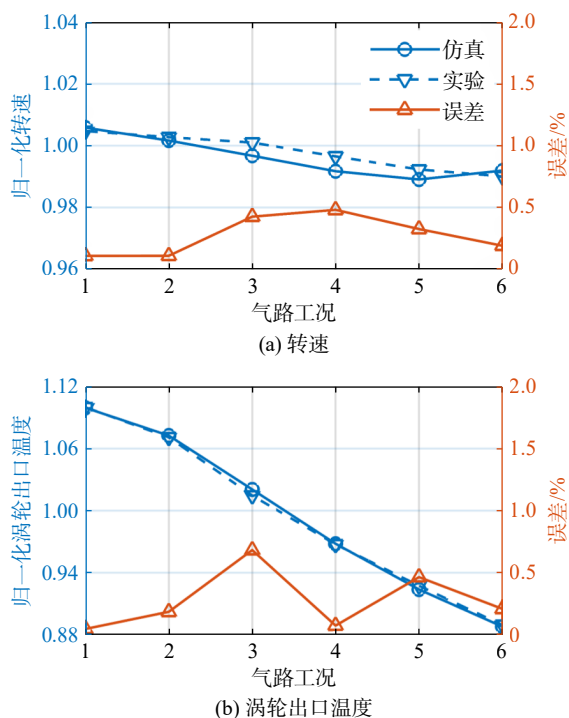


图 1 气路模型仿真与试验结果对比图

Fig. 1 Comparative analysis of gas path model simulation and experimental results

态数据点,并对起动与熄火过程中相同功率水平下的数据进行平均处理,以减弱由于系统惯性和滞后效应导致的不同运行轨迹对结果的影响。6 种气路工况下,整机输出功率从额定功率降至 40% 额定功率。通过气路模型计算结果与实际运行数据的对比可以看出,模型结果涡轮出口温度和转速变化趋势在各个工况变化的动态过程中符合真实运行变化趋势,足以用于热声不稳定的研究。

1.2 低阶网络模型

目标燃气轮机燃烧室的燃烧室结构图和声学示意图如图 2 所示。压气机出口处空气分开,气流沿着围绕火焰筒的环形间隙向上流动。随后转动并通过装有旋流叶片的燃烧器,进入燃烧室内并流向出口。燃料通过旋流器上游的分配管供应,在燃烧室前部充分混合后与主燃孔进入的空气一同燃烧。声学分析中,压气机排气管道由与压气机排气口和燃烧器入口之间的实际通道长度和面积相当的管道表示^[13,16],燃烧室出口采用渐缩截面。此外,压气机和涡轮之间的压力损失非常小,且主要局限于旋流叶片。掺混孔等小的冷却空气孔中空气会从冷管道流入火焰筒,这些效应的影响会随后通过压力损失系数进行评估。

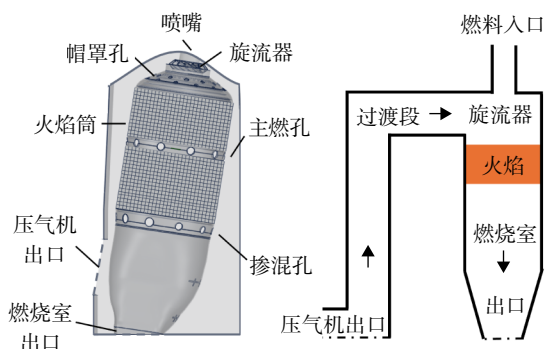


图 2 燃烧室结构图和声学示意图

Fig. 2 Combustor structure diagram and acoustic schematic

低阶声学网络模型在热声不稳定的研究中广泛应用,可用于实际工业的设计优化^[4,17-19]。它采用紧凑假设简化火焰或者进出口边界等元件,使用线性欧拉方程对不同性质的模块连接和建模。由于本研究主要关注一维轴向声学传播特性,且分析对象以轴向模态主导,因此上述针对燃烧室结构的简化对本文分析结果的影响有限。若需研究与几何细节相关的周向和径向高阶模态,则需采用更精细的声学建模方法。

本研究中流动被认为由稳定的轴向平均流和

微小的扰动组成,前者用上横线表示,后者用单引号表示,如 $p = \bar{p} + p'$ 。压力 p 、密度 ρ 和速度 u 用上行声波强度 A_+ 、下行声波强度 A_- 和熵波强度 A_E 表示如下:

$$p(x, t) = \bar{p} + A_+ \left(t - \frac{x}{\bar{c} + \bar{u}} \right) + A_- \left(t + \frac{x}{\bar{c} - \bar{u}} \right) \quad (3)$$

$$\rho(x, t) = \bar{\rho} + \frac{1}{\bar{c}^2} \left[A_+ \left(t - \frac{x}{\bar{c} + \bar{u}} \right) + A_- \left(t + \frac{x}{\bar{c} - \bar{u}} \right) - A_E \left(t - \frac{x}{\bar{u}} \right) \right] \quad (4)$$

$$u(x, t) = \bar{u} + \frac{1}{\rho \bar{c}} \left[A_+ \left(t - \frac{x}{\bar{c} + \bar{u}} \right) - A_- \left(t + \frac{x}{\bar{c} - \bar{u}} \right) \right] \quad (5)$$

其中 A_E 被定义为 $A_E = s' \rho c^2 / c_p$ 。火焰模型采用紧凑假设,即认为火焰长度和声波波长相比很小。将不稳定热释放与火焰处的速度扰动和平均热释放关联得到表达式:

$$\frac{q'}{\bar{q}} = F(\omega) \frac{u'}{\bar{u}} \quad (6)$$

$F(\omega)$ 为火焰传递函数。为了考虑燃料注入,火焰形状和扩散等因素,引入分布式时间延迟模型^[20]:

$$F(\omega) = n e^{-i\omega\tau} e^{-\frac{1}{2}(\omega - 2\pi f_{\text{peak}})^2 \sigma_\tau^2} \quad (7)$$

其中 n 和 τ 是火焰的相互作用指数和延迟时间, f_{peak} 和 σ_τ 为峰值频率和延迟时间分布的标准差。由于包含液体燃料火焰的传递函数在试验测量和高保真数值提取方面的难度较高,且在变工况条件下其直接获取通常伴随较大的计算成本,不利于模型的快速分析。本文所采用的火焰传递函数并非针对每一工况通过直接试验或高保真数值模拟获得,而是基于分布式时间延迟模型参数化构建结果。基准工况的模型参数通过已有的气体燃料^[21-25]和液体燃料^[26-28]火焰传递函数的试验和数值结果范围进行标定,并结合CHEMKIN计算得到的化学反应时间以及预混段内的对流时间,对火焰延迟时间进行估算。在此基础上,本文依据既有试验与数值研究所总结的定性变化规律,以额定工况为基准,对相关参数进行适度变化和拟合^[29-31],用于进一步分析火焰传递函数对工况变化的响应。

考虑气路模型中与燃烧室相关的参数(当量比 ϕ 、燃料混合比(柴油占比) ϕ 、燃烧室入口温度 T_{in} 、燃烧室入口压力 P_{in} 、燃烧室入口流量 G_{in})对火焰传递函数的影响。根据式(7),从峰值频率

f_{peak} 、峰值增益 n 和火焰延迟时间 τ 三方面进行分析如表1,横线代表无规律或影响不大。

表 1 各参数增大对火焰传递函数的影响

Table 1 Effect of increasing each parameter on the flame transfer function

参数	n	f_{peak}	τ
ϕ ^[21,32-34]	减小	—	减小
ϕ ^[32,35]	—	增大	增大
T_{in} ^[35-36]	增大	—	减小
P_{in} ^[37]	—	增大	减小
G_{in} ^[21,34,38]	增大	—	减小

火焰传递函数随当量比变化的结果如图3。本文中,当量比的改变仅通过调整燃料流量实现^[21],而燃烧室入口质量流量和流速保持不变;相应地,针对入口流量或速度变化的研究均在当量比恒定的条件下开展。当量比变化对火焰传递函数的影响通过调整分布式时间延迟模型中的增益、时间延迟及峰值频率参数来体现,其变化趋势依据火焰延迟时间的计算结果并结合表1所列文献的系统性分析确定。随着当量比的增大,火焰传递函数的峰值增益降低,相位随频率的下降速率减缓,对应的等效火焰延迟时间减小。此外,液体燃料需经历雾化、蒸发及混合等过程,火焰传递函数在中高频段可能保持较高增益^[35,39]。本文所选基准工况约含20%柴油掺混,因此高频火焰增益略高于纯天然气燃烧情况,但峰值频率并未集中于纯航空煤油火焰常见的600~1000 Hz区间^[26,28]。

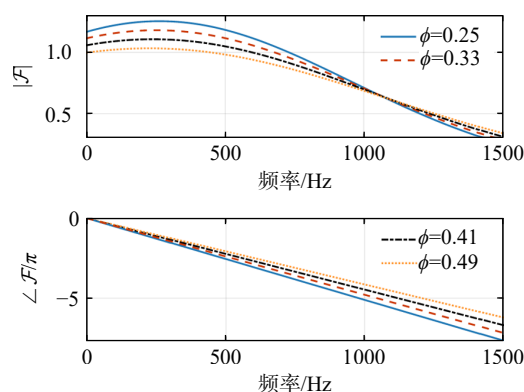


图 3 火焰传递函数增益和相位图

Fig. 3 Flame transfer function gain and phase diagram

压力损失的整体评估分别为旋流器叶片、主燃孔/掺混孔两部分。假定稳定压降等于离开叶片的空气的动态压头,旋流器的压力损失幅度大

概为 1.2% 到 1.5% 的绝对压力 Δp 。管道系统中的局部或分布式压力损失通常不会影响频率, 但会导致声学衰减。第 m 个声学模式的衰减由表达式给出:

$$\zeta = (1/m\pi)\xi M, \xi = 2\Delta p/\rho u^2 \quad (8)$$

式中 ξ 表示低马赫数 M 下的压降系数。分布孔(主燃孔和掺混孔)的影响与压降的影响非常相似, 它们会增加系统阻尼。可以从表达式中获得对最终阻尼的估计:

$$\zeta = (A_{\text{cool}}/A)/(2\pi m M_{\text{cool}}) \quad (9)$$

其中 A_{cool} 为冷却孔的总有效面积, A 为主火焰筒的横截面积, M_{cool} 为根据压降计算出的通过冷却孔的空气马赫数。边界条件通过流动扰动设置, 考虑压气机出口和涡轮进口分别应用硬壁和开口边界条件。至此系统闭合, 矩阵方程的特征根 ω 写作 $2\pi f - i\sigma$ 。其中实部 f 为系统特征频率, 虚部 σ 表明系统稳定性。更详细模型描述可以参考如下两篇文献^[4,40]。

2 热声不稳定分析

为研究变工况条件下燃烧室的热声不稳定特性, 本文将气路模型与低阶声学网络模型相结合, 构建了一种单向、工况参数化的分析框架。具体而言, 气路模型在完成建模与校验后, 可根据给定工况快速计算燃烧室入口的准稳态热力学参数; 这些参数随后通过火焰路径与流场路径输入低阶声学网络模型, 用于更新平均流场状态及火焰传递函数参数, 并进一步快速计算对应工况下热声模式的频率与增长率, 从而实现随工况变化的热声特性快速评估。

该模型结合方式保证了热声不稳定分析结果能够随运行参数的变化快速响应与更新。然而, 在参数分析过程中, 若仅基于整机载荷或输出功率等宏观指标对工况进行划分, 往往难以满足热声不稳定研究对局部流动与燃烧特性的要求。因此, 本节的稳定性分析主要针对燃烧室模块相关参数展开, 同时仍能够表征输出功率变化、整机性能衰退等实际运行工况的影响。

以表 2 的工况为基准对各阶热声模式的类型进行区分如图 4。本文采用一种经典的模式分类方式^[10,17], 通过逐渐减小火焰增益并考察系统特征根对火焰耦合强度的敏感性, 对不同模式进行分类。其中, 对火焰耦合高度敏感且在增益为 0

表 2 基准工况参数

Table 2 Base case parameters

ϕ	ϕ	T_{in}/K	p_{in}/kPa	$G_{\text{in}}/\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$
0.368	0.2	757	324	0.64

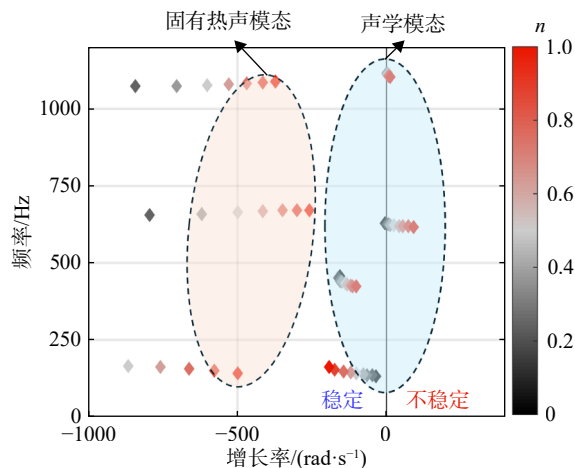


图 4 热声模式随火焰增益变化图

Fig. 4 Variation of thermoacoustic modes with changing flame gain

时消失的模式被归类为固有热声模式(ITA), 而在增益为 0 时仍存在、主要由声学特性决定的模式被归类为声学模式。

当火焰增益 n 趋于 0 时, 部分模式保持有限的增长率, 最终移动至黑色菱形处。 $n=0$ 时系统没有不稳定热释放输入, 仅保留纯声学模式。

固有热声模式的增长率快速减小, 且最终趋于负无穷, 理论频率为 $1/2\tau$ 。这里的分类可以代表基准工况的结果, 当参数变化时, 模式类型也有概率会发生切换。在声学模式频率和固有热声模式频率接近时, 该模式会有两者的共同特征。

2.1 各参数对热声不稳定的影响

在所有的气路模型仿真参数中, 燃烧室入口压力的理论影响最小的。对流场和声场的影响并不大, 仅可能对扰动项产生间接影响。对火焰传递函数的影响也并不显著, 主要体现在低压变化时对峰值频率的影响。当压力到达一定阈值后, 即本文的考虑范围(大于 0.3 MPa)对火焰和热声模式影响很小了。

热声模式随压力变化的结果如图 5 所示。随着压力的增大, 大多数模式的增长率整体呈现缓慢减小的趋势, 而模式频率变化较小。仅在压力变化范围进一步扩展时, 部分模式频率表现出轻微偏移。由于在所考虑的压力范围内, 模式频率和增长率均保持较好的连续性和可比性, 本文进

一步选取部分代表性模态进行振型分析,如图 6 所示。

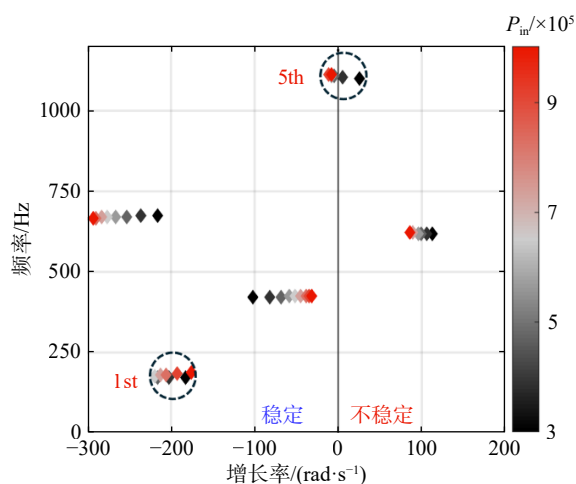


图 5 热声模态随压力变化图

Fig. 5 Variation of thermoacoustic modes with changing pressure

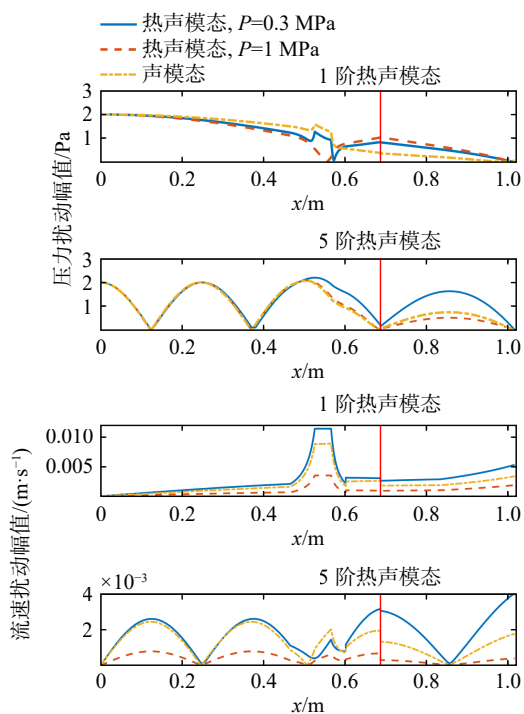


图 6 压力和流速扰动模态振型

Fig. 6 Mode shapes of pressure and velocity perturbations

其中 1 阶热声模态表现为 Helmholtz 模态,其声压在集气室处达到最大值,并沿轴向向出口逐渐衰减,在出口处接近零。入口压力变化对该模态的影响主要集中在燃烧室入口的旋流器区域,由于该处存在渐缩截面,局部平均流速及其扰动幅值均有所增强。相比之下,第五阶热声模态表现为集气室与燃烧室整体参与的共振模态,其主

要响应区域位于火焰区及火焰下游,区域内压力扰动幅值更大。流速扰动幅值随着入口压力的升高呈下降趋势,相应的振型分布特征较好地反映了燃烧系统的整体几何结构特性。

热声模态随当量比增大的变化图如图 7。在其他输入参数保持相对稳定的条件下,当量比的变化等效于燃料流量与输出功率的变化。单位质量流量的总热释放变大在公式 6 中等效于火焰模型的增益变高。因而,图 7 中主要模态均随着当量比的增高变得不稳定,一阶模态随增益增大变稳定的特性也和图 4 中保持一致。由于当量比对火焰延迟时间还有一定影响,增长率变大的过程并非单调递增。火焰延迟时间变小的过程中,各阶模态的频率都受到火焰的影响有所上升。火焰增益和延迟时间增大对模态的影响特性可以用图 7 内的小坐标轴简述,其根本原因在于火焰与压力波动的瑞利准则。峰值增益减小的特性也在第 3 阶模态中有所体现。当当量比大于 0.4 后,模态反而向稳定区域变化。

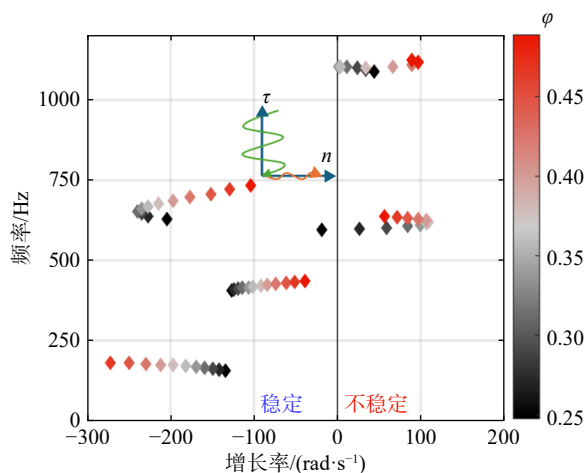


图 7 热声模态随当量比变化图

Fig. 7 Variation of thermoacoustic modes with changing equivalence ratio

热声模态随入口温度的变化在图 8 中展示。燃烧室入口温度上升导致火焰延迟时间减小,固有热声模态频率逐渐上升。例如第 4、第 5 阶模态,频率上升伴随着增长率的快速下降。声学模态同样受到影响,特征较为明显的是第 6 阶模态。模态变化沿逆时针旋转形成闭环,表明其受火焰影响较小,小范围的变化受瑞利准则影响。其余模态呈现出受两种因素共同控制的特征。

燃料混合比变化的情况如图 9 所示,其对应的火焰传递函数变化也如小图中所呈现。当双燃

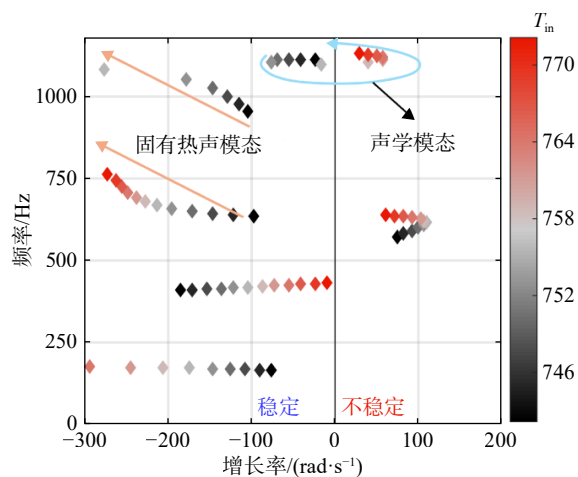


图 8 热声模式随入口温度变化图

Fig. 8 Variation of thermoacoustic modes with changing inlet temperature

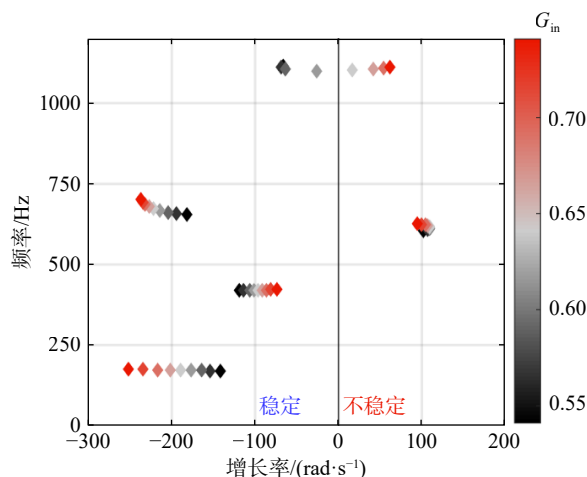


图 10 热声模式随入口流量变化图

Fig. 10 Variation of thermoacoustic modes with changing inlet mass flow

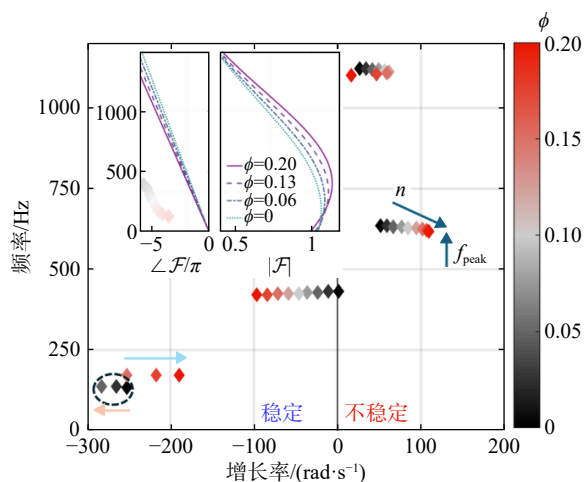


图 9 热声模式随燃料混合比变化图

Fig. 9 Variation of thermoacoustic modes with changing fuel mixture ratio

料中柴油的占比逐渐增加时, 火焰延迟时间整体变大, 同时中高频段的火焰增益有所提高, 且峰值频率呈现出增高趋势。

在此影响下, 大部分模式的频率降低, 呈现出与当量比和入口温度变化情况下相反的变化趋势。约 130 Hz 的模式(黑色菱形)在燃料混合比变化过程中仍保持较为稳定, 判定为固有热声模式, 本文中不再重点讨论。第 3 阶模式(约 600 Hz)的增长率随柴油占比增加而递增, 主要源于峰值频率上移及高频火焰增益增强的共同作用。通过与图 8 对比可进一步发现, 第二阶模式的增长率对火焰延迟时间高度敏感, 在入口温度变化或燃料以甲烷为主的工况下更易趋于不稳定

燃烧室入口流量的影响如图 10, 火焰上游速

度的提高会导致对流延迟时间缩短。且较高的马赫数会加剧湍流, 使得燃烧过程更加不稳定, 从而火焰增益变大。从表 1 可知, 入口流量对火焰传递函数的影响和入口温度形似, 其变化形式也与图 8 相近。这里入口质量流量的变动范围已经远超正常运行水平, 可以明显看出热声模式相比之下对流量并不敏感。目前的研究暂时未考虑入口质量流量对火焰形状的影响, 该方面需要和当量比一起考虑, 可能会引入更复杂的变化。

2.2 流场和火焰路径的影响对比

在文中第 2.1 节中, 气路模型各参数同时被用于更新流场和火焰传递函数, 研究了参数变化下的影响。进而将两种影响分离, 分别只更新低阶网络模型中流场和火焰的参数, 研究两种路径分别对热声模式产生的影响。当量比变化的影响路径分析如图 11 所示, 总影响依旧以红黑轨迹的菱形表示。当气路模型的参数变化时, 蓝棕轨迹的叉号通过仅更新流场参数获得, 绿棕轨迹的圆圈通过仅更新火焰模型获得。

当量比变化下两种影响的路径似乎截然不同, 但整体将总影响轨迹包络在内。有趣的是, 对于声学模式来说, 总轨迹更近似于火焰影响的轨迹。而对于仅存的固有热声模式(第 4 阶)来说, 总轨迹更近似于流场影响。这是由于当量比参数的更新在式(6)中等效于火焰增益的变化, 使流场路径具备了火焰增益增大的特性。总热释放的增大也会改变燃烧室温度场, 进而影响声学特性。火焰影响路径的变化较小, 但依旧保留了延迟时间变化的特性。

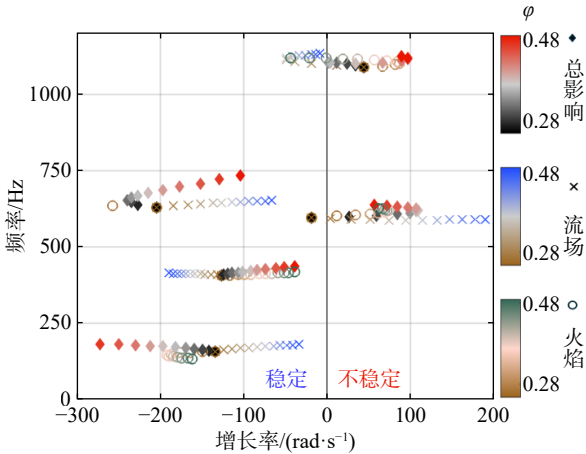


图 11 当量比变化的影响分析图

Fig. 11 Analysis diagram of equivalence ratio variation effects

如图 12, 当燃烧室入口温度变化时, 其流场参数更新的影响可以认为是对燃烧室声学特性的影响。可以很明显的看出, 火焰影响路径轨迹和总影响轨迹高度相似, 流场参数更新可用于对模态频率和增长率的修正。

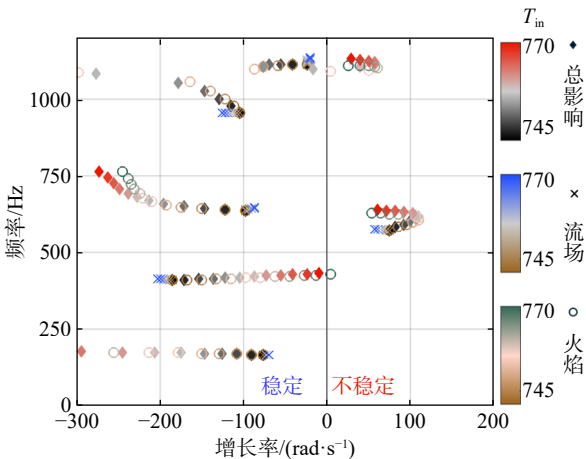


图 12 入口温度变化的影响分析图

Fig. 12 Analysis diagram of inlet temperature variation effects

其余输入参数的影响规律与燃烧室入口温度类似, 沿流场途径的作用相对较小。在大范围变工况条件下, 这些参数的影响可能显著增强。另一方面, 热声模式的轨迹变化并非两种路径的简单线性叠加, 如图 11 中的第 1、第 5 阶模态。瑞利准则所述的火焰与声学相互耦合需要整体考虑流场和火焰的影响。因此本研究中流场和火焰参数的实时更新对热声预测是很有必要的。

3 试验与验证分析

3.1 试验配置

试验在环管形燃烧室中的一个单管燃烧室上

进行, 如图 13 所示。通过压气机和空气加热装置, 将高温气体通过进气管道从供气间运送至单管燃烧室内与燃料进行混合燃烧, 燃料供给系统包括了燃油系统和燃气系统, 对应供给双燃料中的柴油和天然气。

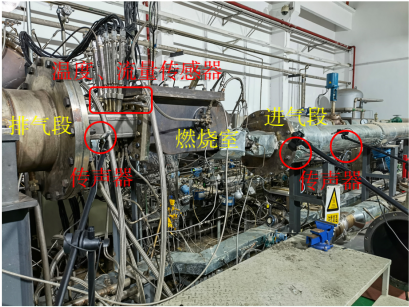


图 13 试验测试现场

Fig. 13 Experimental setup

试验过程中, 调节入口空气和燃料至指定工况后稳定运行一段时间再进行测量。试验工况的参数信息见表 3。其中各个工况之间燃料总质量流量变化不大, 每个工况下包含多个不同燃料配比子工况。

表 3 试验工况参数				
Table 3 Experimental condition parameters				
工况	p_m/kPa	T_{in}/K	$G_{in}/\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	ϕ
1	320 ± 3	763 ± 5	0.650 ± 0.08	0~0.2
2	324 ± 1	748 ± 3	0.666 ± 0.03	
3	324 ± 1	728 ± 2	0.680 ± 0.05	

燃气轮机通常采用实时监测燃烧室的压力脉动信号的方法来判断燃烧室热声稳定性, 若压力脉动信号特征量骤增, 则表示燃烧室发生热声振荡^[41-42]。另一方面, 即使在整体运行稳定的条件下, 声学或振动功率谱中仍可能出现与潜在不稳定行为相关的特征峰值^[43]。这种间歇性的不稳定可能是由宽带燃烧噪声或流动噪声激发燃烧室内的声学共振引起的。

本文采用麦克风阵列对燃烧室压力脉动进行测量, 在燃烧室外不同圆周位置布置多个传声器探头。在本文考虑的主要频率范围内, 燃烧室内压力脉动与外部近场声学测量信号之间具有较高的相关性^[44-45], 因此外部测量的压力脉动可用于识别主导声学模态的频率特征及其随工况变化的趋势。此外, 为尽量降低非燃烧噪声的干扰, 燃烧室单独布置于独立房间内, 与压气机和下游

排气管路进行物理隔离;同时测量了未点火工况下的背景噪声,用于识别并对比喷流噪声及机械振动等非燃烧相关成分。

3.2 结果分析

试验中传声器采集的压力脉动信号经放大器后接入数据记录仪进行数据记录和分析。对压力脉动信号作快速傅里叶变换(fast fourier transform, FFT)得到频域信号。

实际变工况条件下的热声不稳定分析需要同时考虑文中第 3.1 节所讨论的多种工况参数。为此,本文以试验运行工况作为输入,由气路模型计算得到的燃烧室相关参数与试验工况保持一致,并进一步输入低阶声学网络模型,用于更新平均流场状态及火焰传递函数参数,从而预测对应工况下的热声模态特性。在此基础上,将不同工况条件下预测模型的计算结果与实测燃烧噪声频谱进行对比,结果如图 14 所示。图中选取了燃料混合比为 0.2 的 3 种代表性工况。其中,图 14(a)为实测燃烧噪声频谱,反映主要峰值频率及其幅值特征;图 14(b)为模型预测得到的热声不稳定模态频率及其增长率。

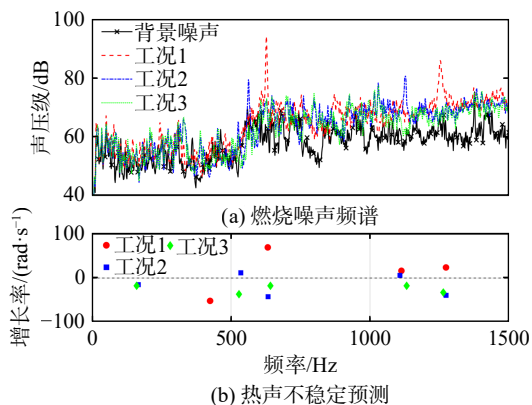


图 14 工况变化下燃烧噪声与热声预测结果对比

Fig. 14 Comparison of combustion noise and thermoacoustic prediction results under varying operating conditions

如图 14 所示,3 种工况之间随着入口流量的增大和入口温度的降低,燃烧噪声的共振峰逐渐消失。热声模态的预测频率和燃烧噪声的共振峰对应的较好。然而增长率的对应存在偏差,错误的预报了工况 1 的 1 100 Hz 处的共振。这可能是由于目前的分析在考虑了旋流器和壁面孔的阻尼效应后,依旧低估了燃烧室系统的声学阻尼。而工况 2 的 1 100 Hz 处的共振峰则来源于燃烧或流动噪声激发间歇性声学共振。

工况 1 的燃烧噪声频段被选取进行燃料混合比变化的研究如图 15。变工况下当量比和入口流量等参数也在发生变化。预测的热声模态变化和燃烧噪声的共振峰变化相互对应。甲烷的添加导致 600 Hz 左右的共振峰幅值下降,450 Hz 左右出现新的共振峰。在两者得到较好预测的同时,更高频率模态的预测存在一定偏差。整体来看,目前模型在综合考虑了所有燃烧室相关的气路仿真参数后,能够实现一定范围内的变工况热声不稳定预报。除了共振峰的分析之外,也可以看出点火后的宽带燃烧噪声(1 000 Hz 左右)比未点火时的气动噪声整体高出 10 dB 左右。

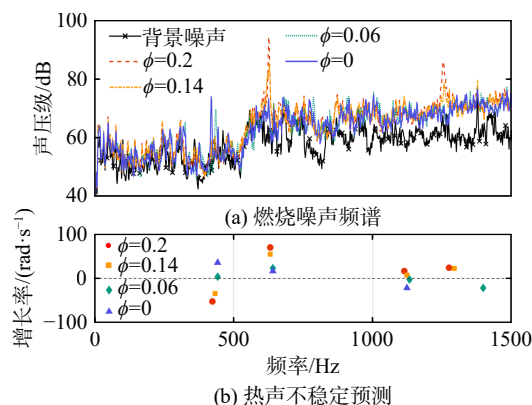


图 15 燃料配比变化下燃烧噪声与热声预测结果对比

Fig. 15 Comparison of combustion noise and thermoacoustic prediction results under varying fuel ratios

4 结 论

本文采用气路模型结合声学低阶网络模型的方法,对变工况下的燃气轮机热声不稳定进行研究,分析了单一变参数的影响,并试验验证了整体的热声预测模型,主要结论如下:

1) 建立了针对某型燃气轮机的整体热声预测模型,包含气路和声学低阶网络两个模块,实现了对热声预测关键参数的实时更新,并对比变工况的燃烧噪声验证了整体模型的准确性。给出了变工况下燃烧室热声问题研究和工程化应用的新思路。

2) 热声模态对燃烧室入口温度和当量比会更为敏感,而压力和流量的影响相对较弱。除当量比变化外,流场路径的影响相对火焰路径较小。但根据瑞利准则,热声预测仍需要整体考虑流场和火焰参数的更新。

3) 变工况下的模态频率和燃烧噪声的共振

峰较为吻合。部分偏差来源于间歇性声学共振和未良好表征的火焰模型。未来将结合试验测量考虑更多的火焰形状及火焰传递函数对该多输入多输出系统进行更深入的探究。

参考文献:

- [1] Dowling A P, Stow S R. Acoustic analysis of gas turbine combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(5): 751-764.
- [2] Lieuwen T C, Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [3] 杨甫江, 郭志辉, 曾宇晖. 贫燃预混旋流火焰热声特性研究[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(12): 2854-2861.
Yang Fujiang, Guo Zhihui, Zeng Yuhui. Study on thermoacoustic characteristic of lean premixed swirling flames[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(12): 2854-2861. (in Chinese)
- [4] Dowling A P, Mahmoudi Y. Combustion noise[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2015, 35(1): 65-100.
- [5] Marble F E, Candel S M. Acoustic disturbance from gas non-uniformities convected through a nozzle[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1977, 55(2): 225-243.
- [6] Bake F, Richter C, Mühlbauer B, et al. The Entropy Wave Generator (EWG): a reference case on entropy noise[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 326(3/4/5): 574-598.
- [7] Hoeijmakers M, Kornilov V, Lopez Arteaga I, et al. Intrinsic instability of flame-acoustic coupling[J]. *Combustion and Flame*, 20140, 161(11): 2860-2867.
- [8] Hoeijmakers M, Kornilov V, Arteaga I L, et al. Flame dominated thermoacoustic instabilities in a system with high acoustic losses[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 169: 209-215.
- [9] 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.
- [10] Silva C F. Intrinsic thermoacoustic instabilities[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2023, 95: 101065.
- [11] Li Jingxuan, Morgans A S. Time domain simulations of nonlinear thermoacoustic behaviour in a simple combustor using a wave-based approach[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2015, 346: 345-360.
- [12] Yang Dong, 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.
- [13] Hobson D E, Fackrell J E, Hewitt G. Combustion instabilities in industrial gas turbines: measurements on operating plant and thermoacoustic modeling[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2000, 122(3): 420-428.
- [14] 闫斌斌. 基于气路性能混合模型的燃气轮机叶片故障预警及诊断方法研究[D]. 北京: 北京化工大学, 2021.
Yan Binbin. Research on early warning and diagnosis method of gas turbine blade fault based on gas path performance hybrid model[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2021. (in Chinese)
- [15] 王涛. 变几何三轴式燃气轮机总体性能及控制规律研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2019.
Wang Tao. Characteristic and control law investigations on variable geometry triaxial gas turbine[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2019. (in Chinese)
- [16] Stow S R, Dowling A P. A time-domain network model for nonlinear thermoacoustic oscillations[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2009, 131(3): 031502.
- [17] Liu Yang, Du Jingtao, Cheng Li. Thermoacoustic modal instability and its suppression with locally resonant flexible membranes[J]. *Combustion and Flame*, 2022, 237: 111859.
- [18] Guo Fanhao, Du Jingtao, Liu Yang. Dynamic behavior modeling and energy conversion characteristic analysis of a thermoacoustic-piezoelectric generator with the consideration of thermal and viscous losses[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2024, 577: 118338.
- [19] 张澄宇, 李磊, 孙晓峰. 加力燃烧室热声振荡纵向传播特性及控制[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(2): 278-283.
Zhang Chengyu, Li Lei, Sun Xiaofeng. Thermoacoustic oscillating calculation of longitudinal equivalence frequency and stability in aero-engine afterburner[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(2): 278-283. (in Chinese)
- [20] Schuermans B. Modeling and control of thermoacoustic instabilities[D]. Lausanne: EPFL, 2003.
- [21] Hoeijmakers P G M. Flame-acoustic coupling in combustion instabilities[D]. Eindhoven: Technische Universiteit Eindhoven, 2014.
- [22] Tay Wo Chong L, Komarek T, Kaess R, et al. Identification of flame transfer functions from LES of a premixed swirl burner[C]// ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. Glasgow, UK: ASMEDC, 2010: 623-635.
- [23] 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.
- [24] 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(11): 111503.
- [25] Abbott D, Giannotta A, Sun X X, et al. Thermoacoustic behaviour of a hydrogen micromix aviation gas turbine combustor under typical flight conditions[C]// Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2021: V006T03A013
- [26] Eder A, Fischer A, Lahiri C, et al. Identification of the dynamics of a turbulent spray flame at high pressure[R]. Zürich, Switzerland: Symposium on Thermoacoustics in Combustion: Industry Meets Academia (SoTiC 2023), 2023.
- [27] Mirat C, Durox D, Schuller T. Analysis of the spray and transfer function of swirling spray flames from a multi-jet steam assisted liquid fuel injector[C]// ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, New York: American Society of Mechanical Engineers, 2014, : V04AT04A008.
- [28] Badhe A, Laera D, Gicquel L. High-fidelity Large Eddy Simulations of the Flame Transfer Function of a turbulent swirling spray flame[R]. Napoli, Italy: 10th European Combustion Meeting, 2021
- [29] 杨晨, 刘勇, 张祥, 等. 基于实验数据的燃烧室火焰传递函数优化方法[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(2): 20220157.
Yang Chen, Liu Yong, Zhang Xiang, et al. Optimization method on flame transfer function of combustor based on experimental data[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(2): 20220157. (in Chinese)
- [30] Wang Y, Rutland C J. Effects of temperature and equivalence ratio on the ignition of n-heptane fuel spray in turbulent flow[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(1): 893-900.

- [31] 王昆, 房爱兵, 邢双喜, 等. 基于火焰面波动机理的热释放模型理论推导及其模态分析[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(6): 1309-1317.
Wang Kun, Fang Aibing, Xing Shuangxi, et al. Heat release model related to flame variation mechanism and modal analysis[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(6): 1309-1317. (in Chinese)
- [32] Di Sabatino F, Guiberti T F, Moeck J P, et al. Fuel and equivalence ratio effects on transfer functions of premixed swirl flames[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 36(2): 271-284.
- [33] Shreekrishna, Hemchandra S, Lieuwen T. Premixed flame response to equivalence ratio perturbations[J]. *Combustion Theory and Modelling*, 2010, 14(5): 681-714.
- [34] Xu Liangliang, Zheng Jianyi, Wang Guoqing, et al. Investigation on the intrinsic thermoacoustic instability of a lean-premixed swirl combustor with an acoustic liner[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, 38(4): 6095-6103.
- [35] Yi Tongxun, Santavica D A. Flame transfer functions for liquid-fueled swirl-stabilized turbulent lean direct fuel injection combustion[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2010, 132(2): 021506.
- [36] Zhang Bo, Shahsavari M, Rao Zhuming, et al. Effects of the fresh mixture temperature on thermoacoustic instabilities in a lean premixed swirl-stabilized combustor[J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(4): 047101.
- [37] Freitag E, Konle H, Lauer M, et al. Pressure influence on the flame transfer function of a premixed swirling flame[C]// ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, New York: American Society of Mechanical Engineers, 2006: 477-486.
- [38] Zhu Rongjun, Pan Deng, Ji Chenzhen, et al. Combustion instability analysis on a partially premixed swirl combustor by thermoacoustic experiments and modeling[J]. *Energy*, 2020, 211: 118884.
- [39] Eder A J, Merk M, Hollweck T, et al. Model-based inference of flame transfer matrices from acoustic measurements in an aero-engine test rig[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2025, 147(3): 031022.
- [40] 杨甫江, 郭志辉, 付斌. 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): 822-829.
Yang Fujiang, Guo Zhihui, Fu Xiao. Analytic study on combustion instability with a thermoacoustic network model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(6): 822-829. (in Chinese)
- [41] 隋永枫, 张宇明, 臧鹏, 等. 轴向分级燃烧室热声稳定性的试验研究[J]. *工程热物理学报*, 2024, 45(6): 1625-1633.
Sui Yongfeng, Zhang Yuming, Zang Peng, et al. Experimental study on thermoacoustic instability of an axially staged combustor [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2024, 45(6): 1625-1633. (in Chinese)
- [42] 罗守博, 张弛, 昌运鑫, 等. 掺氢比对阵列微管火焰燃烧噪声的影响研究[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(5): 20230606.
Luo Shoubo, Zhang Chi, Chang Yunxin, et al. Study on influence of hydrogen doping ratio on combustion noise of array microtube flame[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(5): 20230606. (in Chinese)
- [43] Sujith R I, Unni V R. Complex system approach to investigate and mitigate thermoacoustic instability in turbulent combustors[J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(6): 061401.
- [44] Muthukrishnan M, Strahle W C, Neale D H. Separation of hydrodynamic, entropy, and combustion noise in a gas turbine combustor[J]. *AIAA Journal*, 1978, 16(4): 320-327.
- [45] Strahle W C, Muthukrishnan M, Neale D H. Coherence between internal and external noise generated by a gas turbine combustor[J]. *AIAA Journal*, 1977, 15(7): 1018-1024.

(编辑: 张 雪)