

# 高温升燃烧室热声耦合特性研究\*

刘重阳<sup>1,2</sup>, 杨晨<sup>3</sup>, 张祥<sup>3</sup>, 李昊<sup>3</sup>, 刘勇<sup>3</sup>, 冯大强<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000;

3. 南京航空航天大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 为建立燃烧室热声不稳定性预测和分析方法, 以某高温升单管燃烧室试验件为研究对象, 构建了试验系统低阶热声网络 (LOTAN) 模型。基于试验数据, 利用优化的方法获得了各工况下的火焰传递函数 (FTF), 并利用 Kriging 模型拟合出了增益与迟滞时间对工况参数的响应模型。利用拟合出的 FTF 响应模型分析了油气比和进气速度对燃烧室热声稳定性的影响。研究表明: 通过优化得到的 FTF 能够较准确反映各工况下的非稳态热释放特性, 导入 LOTAN 中计算得到的结果与试验结果吻合较好, 最大误差约 3.32%; 油气比的改变会引起不稳定模态的转变, 油气比或进气速度升高时, 系统特征频率也随之升高。

**关键词:** 高温升燃烧室; 不稳定燃烧; 低阶热声网络模型; 热声稳定性; 火焰传递函数

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 02-2207074-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2207074

## 1 引言

航空发动机燃烧室是航空发动机的核心部件之一, 随着航空发动机技术的快速发展, 对提高发动机推重比的要求也越来越高。通过升高涡轮前温度来增加单位推力是提高发动机推重比最直接和最有效的方法<sup>[1]</sup>。对于高温升燃烧室, 其面临的首要问题是油气比增大后的排气冒烟问题<sup>[2]</sup>, 为了解决这一问题, 要求主燃区油气比接近化学恰当油气比, 这就意味着需要增加主燃区空气流量<sup>[3]</sup>。相比于常规燃烧室, 高温升燃烧室减少了掺混空气和火焰筒冷却气量, 这给降低气流对振荡的阻尼作用带来了一定的影响。此外, 在双油路燃油系统设计方面, 主级燃油常采用直喷方式设计, 在较低工况的主级燃油初始介入过程中, 可能会由于燃油雾化质量较差导致头部释热不均, 同时在复杂的旋流流场作用下, 燃气流动发展过程中常会出现多种不稳定现象<sup>[4]</sup>, 如振荡燃烧。

振荡燃烧是指在燃烧室中出现持续的低频、高

振幅的压力脉动和释热率脉动, 并伴随着强烈的机械振动, 从而导致燃烧室筒体过热、零件振裂及脱落的一种有害现象<sup>[5]</sup>。为了避免振荡燃烧的出现, 在设计阶段对燃烧系统进行热声稳定性分析显得尤为重要。多年来, 学者们发展出了多种热声稳定性分析方法, 主要可以分为以下几类: 基于完整的三维可压缩计算流体力学方法, 对燃烧室内火焰的耦合声振荡和非稳态热释放进行数值计算。这种方法能够表明各子过程 (例如蒸发和雾化) 对燃烧稳定性的影响, 有助于深入了解小尺度的基本问题。学者们利用直接数值模拟<sup>[6-7]</sup> 和大涡模拟<sup>[8-9]</sup> 进行了大量研究工作。第二类方法是声学有限元方法 (Finite Element Method, FEM) 计算, 直接对 Helmholtz 方程进行离散, 然后借助 FEM 求解器进行求解。目前一些较为先进的 FEM-Helmholtz 求解器<sup>[10-11]</sup> 已经能够求解一些复杂几何结构的热声本征模态。上述两类方法都需要求解大量偏微分方程, 计算成本高, 耗时长, 难以满足工程实际中快速计算的需求, 且基于 FEM 的方法灵活性较差, 火焰响应的空间分布也很难获

\* 收稿日期: 2022-07-19; 修订日期: 2023-09-06。

基金项目: 中国航发自主创新专项资金 (ZZCX-2019-009)。

作者简介: 刘重阳, 博士生, 研究员, 研究领域为燃烧室试验测试技术。

通讯作者: 刘勇, 博士, 副教授, 研究领域为燃烧热声不稳定。E-mail: lyyl71@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘重阳, 杨晨, 张祥, 等. 高温升燃烧室热声耦合特性研究[J]. 推进技术, 2024, 45(2):2207074. (LIU C Y, YANG C, ZHANG X, et al. Thermoacoustic coupling characteristics of high temperature rise combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2):2207074.)

取。为了克服这些缺点,低阶模型法(Low Order Model, LOM)被广泛运用于热声耦合研究<sup>[12-13]</sup>与燃烧不稳定性预测<sup>[14-15]</sup>中。LOM方法将流动和传热的计算解耦,将复杂的几何体分解为由简单声学单元构成的网络,在计算时不考虑热声耦合现象中复杂的物理化学过程,而只关注系统本身的几何及工况参数,大大减少了计算量。且系统高度模块化,可以直接对几何尺寸和结构进行修改,便于燃烧室几何结构的优化设计。

根据对声场描述方法的不同,现有的LOM主要有两种形式:第一种是基于模态(或Galerkin)展开的方法,将声压场表示为已知声学模态的组合。Zinn等<sup>[16]</sup>最早用模态展开的方法研究了液体火箭发动机燃烧的稳定性的稳定性,之后学者们<sup>[17-19]</sup>又在此基础上发展出了多种类型燃烧室LOM的构建方法。第二种是基于平面声波的一维网络方法,将声压和速度表示为入射波和反射波的叠加,也称低阶热声网络模型(Low Order Thermoacoustic Network Model, LOTAN)法。该方法最早由Dowling等<sup>[20]</sup>提出,用于研究燃烧室极限环幅值。伦敦帝国理工学院<sup>[21]</sup>对火焰线性/非线性响应进行了深入研究,开发并开源了燃烧不稳定低阶模拟器(OSCILOS)。Yang等<sup>[22]</sup>研究了环形燃烧室LOTAN模型的构建方法,包括纵向声波和周向声波的理论模型推导,以及进气段、预混段和燃烧室间的连接关系,并对环形燃烧室的轴向和周向模态展开了预测。相较于模态展开法,LOTAN方法的计算更为简单,因为模态展开法需要求解大量微分方程组以连接不同位置的扰动量,而LOTAN方法只需根据守恒方程求解下游平均量,扰动量则通过上下行声波的叠加形式给出,因此求解的方程为代数方程,计算更为简单,计算速率也更高。

利用LOTAN方法对燃烧系统进行稳定性分析时,一个重要的问题是需要对火焰进行降阶处理。由于燃烧室内纵向声波的波长通常远大于火焰厚度<sup>[23]</sup>,LOTAN计算时忽略了释热率的空间分布,并假设火焰面无限薄。火焰面位置释热率扰动对速度扰动的响应被建模为火焰传递函数(Flame Transfer Function, FTF)。FTF有多种形式,1951年,Crocco<sup>[24]</sup>开创性地提出了时滞理论,并在此基础上发展出了著名的 $n-\tau$ 模型。FTF可通过试验<sup>[25]</sup>或CFD计算<sup>[26]</sup>的方式获得,但这两种方法都需要进行大量重复性工作,难以适用于工程实际中。为简化火焰传递函数的建模过程,本文通过优化的方法重构了各工况下的FTF,并结合LOTAN进行了热声稳定

性分析。

## 2 试验系统

### 2.1 试验系统简介

为获取燃烧室振荡燃烧状态下的压力脉动特征,试验在某高温高压燃烧室试验器上进行,如图1所示。该试验系统主要由空气系统、燃烧室、燃油系统、冷却水系统和测试系统等组成。其中燃烧室选用头部为单级径向旋流多点喷射的高温升单管燃烧室作为研究对象,其燃油喷嘴采用双油路设计,副油路为离心喷嘴,主油路为直射式喷嘴。

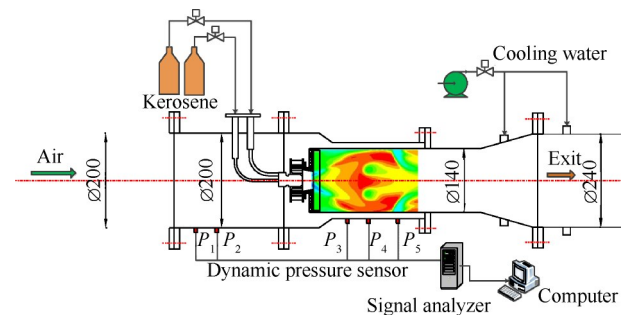


Fig. 1 Test system (mm)

从燃烧室进口到出口沿程多个截面的轴向位置上,设置有多组动态压力测点,采用Kulite公司生产的XTE-190SM型(带半无限长管)和XCE-062型传感器(带水冷),分别用于测量燃烧室进口和火焰筒内燃气的脉动静压。

试验过程中,由中压气源过来的纯净空气,经电加热器加热后由进气管道进入燃烧室。通过调节进气流量和燃油流量(油气比),使燃烧室产生不同模式下的自激励振荡燃烧。采用Dewesoft采集系统进行信号采集,其最高采样频率为200 kHz,最高模拟带宽20 kHz,测量精度0.1%。

### 2.2 试验工况及结果

试验结果中,取燃烧室动态压力信号幅值超过平均压力5%的工况为振荡燃烧工况,测得的14组振荡燃烧工况及其对应的振荡频率如表1所示,表中FAR为油气比。由表1可以看出,较大进气速度、较高油气比工况下,系统振荡频率较高。这主要是由于:一方面,振荡燃烧与系统内旋涡脱落有关,进气速度增加时,流场湍流度增强,涡脱落频率加快;另一方面,油气比的升高导致燃烧室平均温度升高,声速上升,相同燃烧室几何结构情况下,燃烧室能够容纳更多波数。

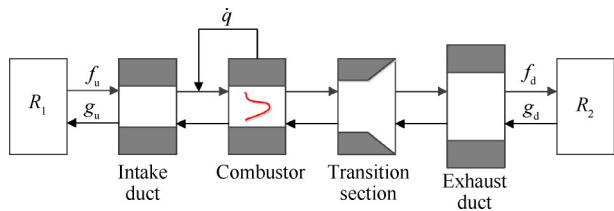
**Table 1 Test conditions and results**

Test No.	Intake speed/(m/s)	FAR	Frequency/Hz
1	13.1	0.015 8	280.10
2	13.1	0.016 2	288.47
3	13.1	0.017 0	312.93
4	13.5	0.016 4	291.57
5	13.6	0.016 7	294.64
6	14.0	0.016 5	296.30
7	14.5	0.016 3	296.63
8	14.6	0.016 8	312.35
9	15.3	0.016 8	313.15
10	15.4	0.015 6	301.56
11	15.5	0.017 1	316.82
12	15.7	0.016 5	310.63
13	16.2	0.016 8	317.97
14	16.4	0.016 0	317.27

### 3 热声网络模型及火焰传递函数

#### 3.1 LOTAN 模型

首先根据试验系统的几何尺寸建立了高温升燃烧室的 LOTAN 模型,如图 2 所示。该模型主要由进气段,燃烧室,转接段和排气管道构成。图中  $f$  代表入射波,  $g$  代表反射波,下标  $u$  代表上游,  $d$  表示下游,  $R_1$  和  $R_2$  分别为上下游反射边界。火焰面位置假定位于航空煤油喷嘴出口,即图中红线位置处。表 2 给出了各声学单元段的几何尺寸。



**Fig. 2 LOTAN model of test system**

**Table 2 Dimensions of acoustic (m)**

Acoustic unit	Size
Length of intake duct	2.43
Diameter of intake duct	0.20
Length of combustor	0.25
Diameter of combustor	0.20
Length of transition section	0.10, 0.61
Diameter of transition section	0.14, 0.24
Length of exhaust duct	5.17
Diameter of exhaust duct	0.24

利用 LOTAN 法对热声系统进行稳定性分析时,燃烧室中的不同结构被降阶处理为不同声单元。对

于纵向长度远大于周长的系统,周向声波的影响可以忽略,只需考虑纵向平面声波的影响。对于一维平面声波,声单元中任意位置的扰动可以表示为入射波和反射波的叠加(假设声单元起始位置为  $x_{k-1}$ ,末端位置为  $x_k$ ),即

$$p'_k(x,t) = f\left(t - \frac{x - x_{k-1}}{c_k + \bar{u}_k}\right) + g\left(t - \frac{x_k - x}{c_k - \bar{u}_k}\right) \quad (1)$$

$$u'_k(x,t) = \frac{1}{\bar{\rho}_k \bar{c}_k} \left( f\left(t - \frac{x - x_{k-1}}{c_k + \bar{u}_k}\right) - g\left(t - \frac{x_k - x}{c_k - \bar{u}_k}\right) \right) \quad (2)$$

式中  $f$  为入射波振幅;  $g$  为反射波振幅;  $\bar{\rho}_k, \bar{c}_k, \bar{u}_k$  分别表示声单元中密度、声速、流速的平均量。

由上述两式可以将声单元首尾的扰动量连接起来。在不同声单元相接的位置,则基于质量、动量、能量方程进行连接。

$$\Theta_k \bar{\rho}_{k+1} \bar{u}_{k+1} = \bar{\rho}_k \bar{u}_k \quad (3)$$

$$\bar{p}_{k+1} + \bar{\rho}_{k+1} \bar{u}_{k+1}^2 = \bar{p}_k + \frac{1}{\Theta_k} \bar{\rho}_k \bar{u}_k^2 \quad (4)$$

$$\frac{\gamma}{\gamma - 1} (\Theta_k \bar{p}_{k+1} \bar{u}_{k+1} - \bar{p}_k \bar{u}_k) + \frac{1}{2} \bar{\rho}_k \bar{u}_k (\bar{u}_{k+1}^2 - \bar{u}_k^2) = \dot{q} \quad (5)$$

式中  $\dot{q}$  为非稳态释热率;  $\Theta_k$  为声单元连接位置的面积比,  $\Theta_k = S_{k+1}/S_k$ 。

对于该燃烧试验系统,上游稳定气源为中压空气,可认为上游边界条件满足  $p'=0$ ,即不存在熵波;下游排气管道通往排气塔,再由排气塔排入大气,这个过程中反射波影响较小,可近似视为开口边界。

通过式(3)~(5)可以求解相邻声单元中的平均流动参数,再通过式(1),(2)求解扰动量,即可将入口扰动解算至出口。出口扰动不一定满足出口边界条件,通过迭代求解可以获得满足进出口边界条件的模态,该模态就是系统的特征模态。在这些特征模态中,增长率大于 0 的模态为不稳定模态,振荡幅值会继续发展直至达到极限环状态;增长率小于 0 的模态为稳定模态,扰动会逐渐衰减。

#### 3.2 火焰传递函数及其优化方法

当系统中无热源加入时,式(5)右边的热源项为 0,系统模态为纯声学模态。当系统中存在由燃烧放热产生的非稳态热释放时,热源项不为 0,方程组不再封闭。为封闭方程组,需要建立释热率与已知流动参数间的关系,这种关系可以用火焰传递函数来表述。对于微弱线性扰动,线性 FTF 能够较好地捕捉火焰响应,其数学表达形式为

$$f_{FTF(\omega)} = \frac{\dot{q}'(\omega)/\bar{q}}{u'(\omega)/\bar{u}} \quad (6)$$

分子为火焰面位置的无量纲释热率扰动,分母为火焰面前方无量纲速度扰动。FTF有多种形式,本文采用 Crocco 著名的  $n-\tau$  模型进行分析计算,其在时域上的表达形式为

$$\frac{\dot{q}'(t)}{\bar{q}} = n \frac{u'(t-\tau)}{\bar{u}} \quad (7)$$

该模型的主要思想为:将燃烧视为一个系统过程(其中包括雾化、掺混、燃烧等子过程),引入增益  $n$  来表征各子过程间的相互作用,引入  $\tau$  来表征燃料从喷注到生成燃气所经历的特征时间。

值得注意的是,  $n$  与  $\tau$  的取值并不是先验的。根据 NASA 的研究报告<sup>[27]</sup>,多种因素对迟滞时间和增益有影响,这些影响因素包括油气比、燃烧室压力、燃料种类等。为建立 FTF 参数和试验工况间的联系,本文采用一种随机优化的方法,基于试验数据,结合 LOTAN 方法推导出 FTF 参数。根据扰动的线性发展理论,若系统自身不稳定,则无论扰动多小都会逐渐发展至极限环水平;若系统稳定,则无论扰动多大都会逐渐衰减至0。对于充分发展的自激振荡状态,系统压力脉动幅值呈现稳定的脉动状态,此时压力扰动不再发展,增长率维持在0附近。基于此,可通过换用不同 FTF 参数进行 LOTAN 计算,在计算结果中找到特征频率接近实际振荡频率,且增长率接近0的模态,该模态满足实际振荡情况,对应的 FTF 即为合理的火焰模型参数。具体步骤如下:

- (1) 构建燃烧系统的 LOTAN 模型。
- (2) 在一定范围内生成  $n$  与  $\tau$  的试算样本。
- (3) 将各试算样本导入 LOTAN 中进行计算。

(4) 找出满足实际振荡情况(特征频率接近实际振荡频率,增长率接近0)的模态,用于该模态计算的 FTF 就是  $n$  与  $\tau$  的合理值。

在构建  $(n, \tau)$  的试算样本时,本文采用 Quasi-Monte Carlo 采样法,在一定范围内生成二维 Sobol 序列,构成  $(n, \tau)$  的取值空间。Sobol 序列是一种低差异序列,能够保证样本点具有良好的空间分布特性。根据学者们的实验研究经验<sup>[28-30]</sup>,  $n$  选取 0~4,  $\tau$  选取 0~20 ms,为兼顾计算准确性和计算效率,样本数量选择  $1 \times 10^4$ 。图 3 为  $1 \times 10^4$  个样本点在  $(n, \tau)$  的取值空间内的分布情况,可以看出试算样本点在工况空间内有着良好的均布特性。

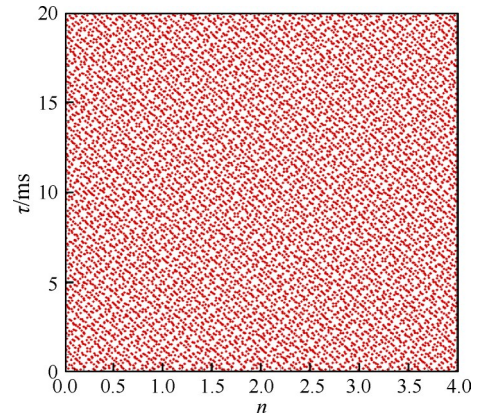


Fig. 3 Distribution of sample points in value space

## 4 结果与讨论

### 4.1 FTF 优化结果

利用 3.2 节所述的优化方法对试验获得的 14 组振荡燃烧数据进行了优化,获得了不同试验工况下的 FTF 参数,如图 4 所示。

由图 4 可看出,  $n$  的较大值主要集中在进口速度大、油气比大的工况下,这是由于增益  $n$  在 FTF 中表

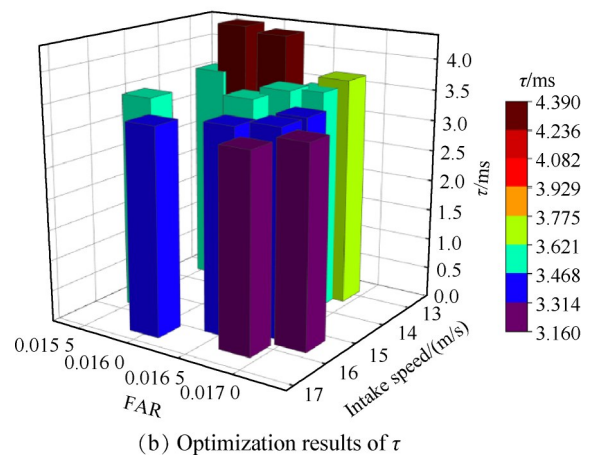
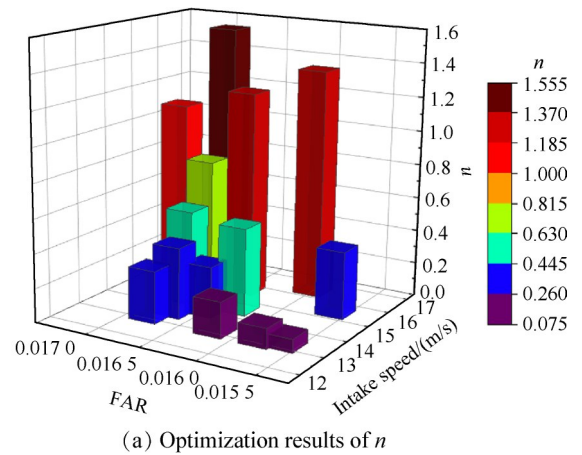


Fig. 4 Optimization results of FTF under different working conditions

征了释热率扰动对进口速度扰动的放大倍数,随着油气比的增加,火焰释热率增强,燃烧室的燃烧功率增大,压力场从燃烧场获得更多能量,增益  $n$  也随之增加;其次,进口速度的增加会导致气动力增强,燃油在运动过程中的破碎更为剧烈,有利于改善燃油的雾化性能<sup>[31]</sup>,进而增强火焰的非稳态热释放,故  $n$  也会增强。对于迟滞时间  $\tau$ ,进口速度越大,油气比越大, $\tau$  越小。这是由于油气比的增加使得燃烧室平均温度升高,加快了燃油的雾化和蒸发速率,使得总时滞减小<sup>[32]</sup>;其次,进口速度的增加能够缩短对流时间,进而降低总迟滞。

为了验证优化方法的准确性,在优化工况中随机选取 8 组工况作为建模工况,利用 Kriging 模型拟合出 FTF 参数对工况参数的响应模型,并结合 LOTAN 方法计算出不同工况下的特征频率,计算准确性以全集(14 组工况)作为验证。随机选出的建模工况分别为:1,3,5,7,8,9,11,12。根据优化结果,拟合出的 Kriging 模型如图 5 所示。由图 5 可以看出, $n$  的极大值和  $\tau$  的极小值出现在大进口速度、高油气比的情况下,这与前文的分析相符。

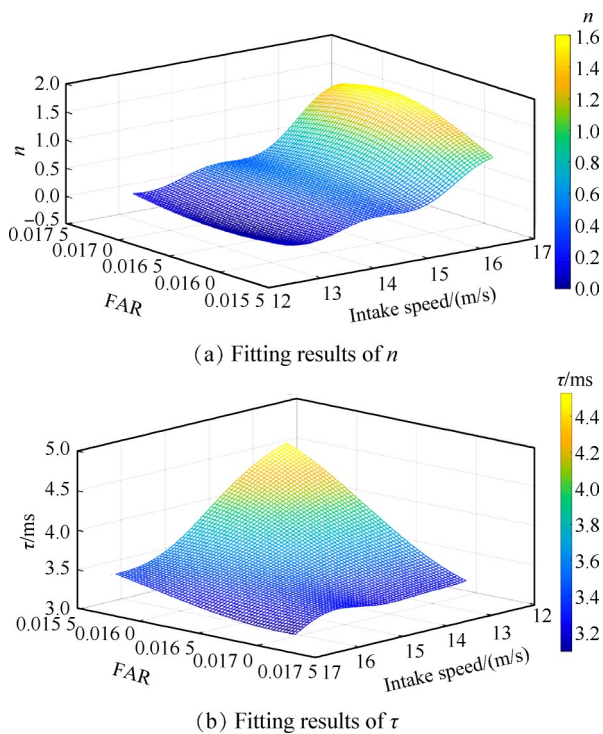


Fig. 5 Kriging model fitting results

利用该响应模型重构了表 1 所列 14 组工况下的 FTF 参数,将重构的 FTF 参数导入 LOTAN 中进行计算,计算得到的特征频率和试验结果对照情况如图 6 所示。可以看出 LOTAN 计算结果和试验结果之间保

持了良好的一致性,两者间的相对误差最大值位于 Test 4 工况下,约 3.32%,说明利用该方法重构的 FTF 较为合理,能够较好地反映火焰非稳态热释放对速度扰动的响应特征。

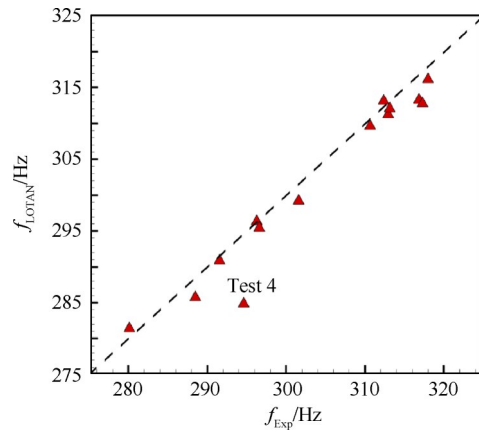


Fig. 6 Comparison between LOTAN calculation results and test results

## 4.2 热声稳定性分析

本文根据拟合出的 FTF 响应模型研究了不同试验工况对高温升燃烧系统热声稳定性的影响情况。

### 4.2.1 油气比对热声稳定性的影响

首先考虑油气比对热声稳定性的影响情况,由试验结果可知,该燃烧系统振荡燃烧主频位于 250~340 Hz,因此重点关注这个范围内的“危险”频率。图 7 给出了 Test 1 工况(进口速度为 13.1 m/s, FAR 为 0.0158)下,“危险”频率范围内的模态分布情况,其中等高线上的值为  $20\lg|\delta e(s)|$  为进口边界扰动根据 LOTAN 计算至出口后,与出口边界间存在的误差,该值最小的位置最接近燃烧室实际条件,因此为系统的特征模态。该误差的表达式为  $\delta e(s) = g_a(s) - R_2 f_a(s)e^{-\tau s}$ ,  $s = \sigma + i2\pi f$ ,  $\sigma$  为增长率,  $f$  为频率。

由图 7 可以看出,该频率范围内存在 4 阶特征模态,分别位于 260, 280, 310, 330 Hz 附近。其中第二阶模态特征增长率接近 0,热声系统在此易发生极限环振荡,其余三阶模态特征增长率均小于 0,为稳定模态。由于系统长度较长,纵向振荡基频较低(约 20 Hz),因此系统相邻特征模态间频率较为接近。

图 8 给出了相同进口马赫数条件下,各阶模态特征增长率随油气比的变化情况。由图可以看出,第一阶和第四阶模态特征增长率始终为负,说明该油气比范围内不可能在这两阶模态发生振荡燃烧;对于第二阶和第三阶模态,当油气比小于 0.0165 时,第

二阶模态不稳定,当油气比大于0.0165时,不稳定模态由二阶过渡到三阶。

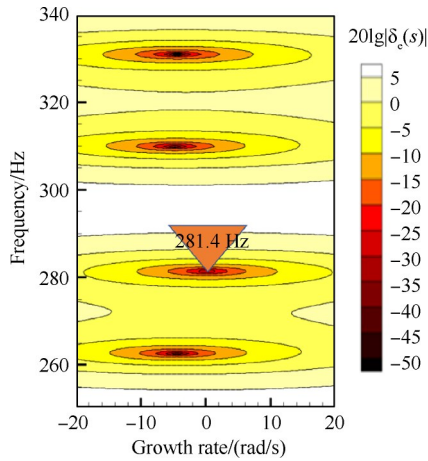


Fig. 7 Modal distribution under test 1 working condition

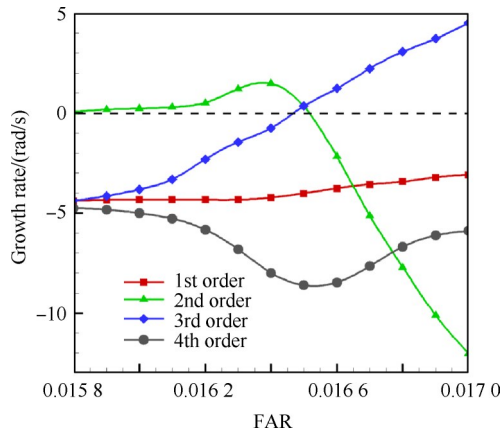


Fig. 8 Influence of FAR on characteristic growth rate

这种不稳定模态随油气比发生转换的情况可以解释Test 3工况下特征频率的突增,学者们<sup>[33-35]</sup>普遍认为这种频移现象与迟滞时间有关。图9为迟滞时间对振荡模态的影响情况示意图,图中红色区域为不稳定区域,当迟滞时间 $\tau$ 位于该区域内时,释热率与压力间的相位关系将满足 Rayleigh 准则<sup>[36]</sup>。若 $\tau$ 为较大值时,振荡燃烧容易出现在较低阶数的模态下;若 $\tau$ 为较小值时,振荡燃烧则容易出现在较高阶数的模态下。根据上文关于 $\tau$ 的优化结果,与Test 1, Test 2 工况相比,Test 3 工况的迟滞时间下降明显,这种迟滞时间的较大改变有可能引起频移现象。

图10为油气比对特征频率的影响情况,随着油气比的增加,各阶特征频率都逐渐升高。图中黄圈为试验测量数据(Test 1~3),油气比0.0158和0.0162时,系统特征频率比较接近二阶模态,当油气比达0.017时,特征频率比较接近3阶模态,这与上文分析的不稳定模态发生了转换有关。

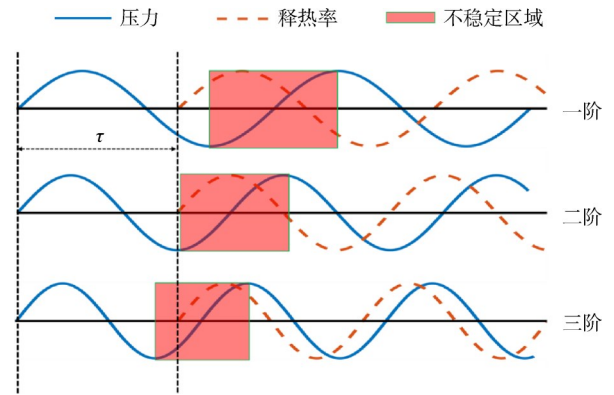


Fig. 9 Influence of delay time on oscillation order

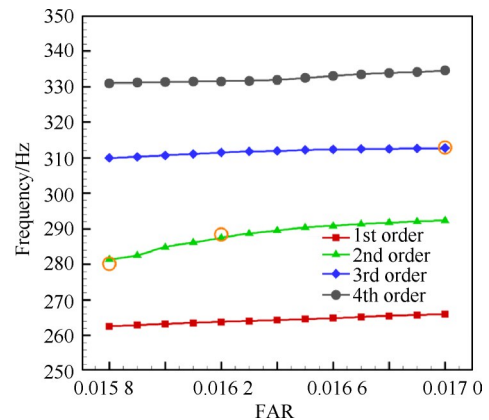


Fig. 10 Effect of FAR on characteristic frequency

#### 4.2.2 进气速度对热声稳定性的影响

图11给出了油气比相同条件(FAR为0.0168)下,不同进气速度对系统模态特征增长率的影响情况。可以看出,在该进气速度范围内,热声不稳定主要发生在第三阶模态下,其他几阶模态均为稳定模态。

图12为进气速度对特征频率的影响情况,随着进气速度的增加,各阶模态的特征频率逐渐上升。

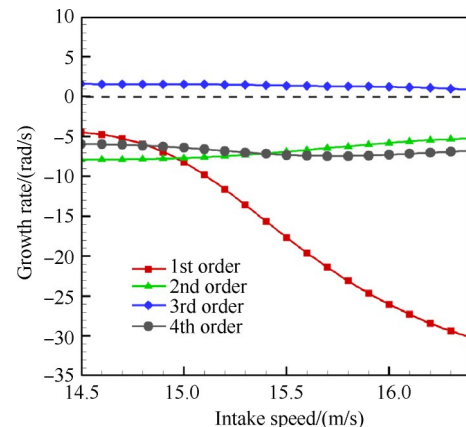


Fig. 11 Influence of intake speed on characteristic growth rate

计算结果与黄圈所示试验结果(Test 8,9,13)吻合得较好。

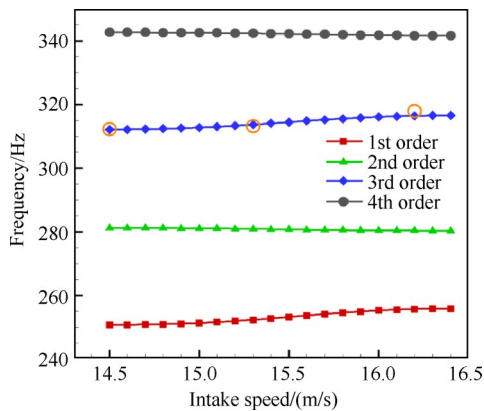


Fig. 12 Influence of intake speed on characteristic frequency

## 5 结论

本文以高温升燃烧室为研究对象,基于试验数据重构了FTF对工况参数的响应模型,利用该响应模型研究了高温升燃烧室的热声稳定性,得到了以下结论:

(1)利用优化方法得到的FTF参数中,增益 $n$ 随油气比的增大而增大,而迟滞时间 $\tau$ 随油气比的增大而缩短。

(2)利用Kriging模型拟合出了FTF参数对工况参数的响应模型,利用该模型计算了不同工况参数下的FTF参数,并导入LOTAN中计算特征频率,计算结果与试验结果吻合得较好,最大误差约3.32%。

(3)针对试验过程中易出现振荡燃烧的四阶模态,利用LOTAN法分别分析了油气比和进口速度对各阶热声稳定性的影响,结果表明油气比的改变可能会导致不稳定阶数发生变化,各阶振荡频率随着油气比和进口速度的增加而增加。

利用随机优化结合LOTAN分析的方法,可以用于少量试验数据分析较全工况范围内燃烧系统的热声稳定性。在实验设计阶段应尽可能涵盖发动机的典型工况,这样在工况调整过程中就会获得足够的变化范围,以获得相对较完整工况下的FTF。在获得FTF后即可建立可靠的预测模型,分析在哪些工况下燃烧室容易发生振荡,从而对设计、试验和运行提供参考。当前的分析计算还处在基于线性FTF的预测阶段,接下来的工作将进一步考虑热释放的饱和特性,构建可靠的非线性FTF预测模型。

致谢:感谢中国航发自主创新专项资金的资助。

## 参考文献

- [1] 伍智. 高温升燃烧室出口温度场掺混孔调控技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
- [2] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2): 179-186.
- [3] 高磊, 汪军. 燃气轮机燃烧室的现状及发展趋势[J]. 能源研究与信息, 2017, 33(3): 159-166.
- [4] 张宏达, 张济民, 韩超, 等. 大涡模拟研究钝体有旋流流场的拟序结构[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1854-1864.
- [5] 谭威. 模型加力燃烧室热声耦合特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [6] SILVA C F, EMMERT T, JAENSCH S, et al. Numerical study on intrinsic thermoacoustic instability of a laminar premixed flame[J]. Combustion and Flame, 2015, 162(9): 3370-3378.
- [7] KAISER T L, ÖZTARLIK G, SELLE L, et al. Impact of symmetry breaking on the flame transfer function of a laminar premixed flame[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(2): 1953-1960.
- [8] 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.
- [9] URBANO A, DOUASBIN Q, SELLE L, et al. Study of flame response to transverse acoustic modes from the LES of a 42-injector rocket engine[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2633-2639.
- [10] NICOU F, BENOIT L, SENSAU C, et al. Acoustic modes in combustors with complex impedances and multi-dimensional active flames[J]. AIAA Journal, 2007, 45(2): 426-441.
- [11] NI F, NICOU F, MERY Y, et al. Including flow-acoustic interactions in the Helmholtz computations of industrial combustors[J]. AIAA Journal, 2018, 56(12): 4815-4829.
- [12] HAN X, YANG D, WANG J, et al. The effect of inlet boundaries on combustion instability in a pressure-elevated combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 11: 106517.
- [13] MAHMOUDI Y, GIUSTI A, MASTORAKOS E, et al. Low-order modeling of combustion noise in an aero-engine: the effect of entropy dispersion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power: Transaction of the ASME, 2018, 140(1): 011502.
- [14] D'ALESSANDRO S, FREZZOTTI M L, FAVINI B, et al. A multi-dimensional approach for low order modeling of combustion instability in a rocket combustor[C]. Cincinnati: 2018 Joint Propulsion Conference, 2018.

- [15] FÖRNER K, CÁRDENAS M A, POLIFKE W. Mapping the influence of acoustic resonators on rocket engine combustion stability [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(4): 1159–1166.
- [16] ZINN B T, LORES M E. Application of the Galerkin method in the solution of non-linear axial combustion instability problems in liquid rockets [J]. *Combustion Science and Technology*, 1971, 4(1): 269–278.
- [17] NORIRAY 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).
- [18] GHIRARDO G, JUNIPER M P, MOECK J P. Weakly nonlinear analysis of thermoacoustic instabilities in annular combustors [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2016, 805: 52–87.
- [19] 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.
- [20] DOWLING A P, STOW S R. Acoustic analysis of gas turbine combustors [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(5): 751–764.
- [21] LI J, YANG D, LUZZATO C, et al. Open source combustion instability low order simulator (OSCILOS-Long) technical report [D]. London: Imperial College London, 2014.
- [22] YANG D, MORGANS A S. Low-order network modeling for annular combustors exhibiting longitudinal and circumferential modes [C]. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. American Society of Mechanical Engineers, 2018.
- [23] POINSOT T, VEYNANTE D. *Theoretical and numerical combustion* [M]. Philadelphia: R. T. Edwards, Inc., 2005.
- [24] 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.
- [25] BELLOWS B D, BOBBA M K, FORTE A, et al. Flame transfer function saturation mechanisms in a swirl stabilized combustor [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 3181–3188.
- [26] HAN X, MORGANS A S. Simulation of the flame describing function of a turbulent premixed flame using an open-source LES solver [J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(5): 1778–1792.
- [27] HARRJE D T, REARDON F H. *Liquid propellant rocket combustion instability* [M]. Washington D C: National Aeronautics and Space Administration, 1972.
- [28] HIELD P A, BREAR M J, JIN S H. Thermoacoustic limit cycles in a premixed laboratory combustor with open and choked exits [J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(9): 1683–1697.
- [29] BERNIER D, LACAS F, CANDEL S. Instability mechanisms in a premixed prevaporized combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(4): 648–656.
- [30] 付 琥, 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): 84–94. (FU X, YANG F J, GUO Z H. Flame transfer function of pilot flame in a pilot bluff body stabilized combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 84–94.)
- [31] 周 毅. 高速低压环境下燃油雾化特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [32] BAE J, JEONG S, YOON Y. Effect of delay time on the combustion instability in a single-element combustor [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 178: 783–792.
- [33] 李 享. 加力燃烧室振荡燃烧的影响因素与抑制技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [34] KIM D, JOO S, YOON Y. Effects of fuel line acoustics on the self-excited combustion instability mode transition with hydrogen-enriched laboratory-scale partially premixed combustor [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(38): 19956–19964.
- [35] KIM Y J, YOON Y, LEE M C. On the observation of high-order, multi-mode, thermo-acoustic combustion instability in a model gas turbine combustor firing hydrogen containing syngases [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, 44(21).
- [36] RAYLEIGH J S W. *The theory of sound* [M]. New York: Dover Publications, 1945.

(编辑:白 鹭)



# Thermoacoustic coupling characteristics of high temperature rise combustor

LIU Chongyang<sup>1,2</sup>, YANG Chen<sup>3</sup>, ZHANG Xiang<sup>3</sup>, LI Hao<sup>3</sup>, LIU Yong<sup>3</sup>, FENG Daqiang<sup>2</sup>

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China;

3. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to develop a prediction and analysis method of thermoacoustic instability for combustor, one can test rig of high temperature rise combustor was selected as research object, and the low order thermoacoustic network (LOTAN) model of test system was constructed. Based on the experimental data, the parameters of flame transfer function (FTF) under various working conditions were obtained by optimization method, and the response model of gain and hysteresis time to working conditions parameters is fitted by Kriging model. The effects of fuel-air ratio (FAR) and intake speed on the thermoacoustic stability of the combustion chamber were analyzed by using the fitted FTF response model. The results show that the optimized FTF can accurately reflect the unsteady heat release characteristics under various working conditions, and the calculated results imported into LOTAN are in good agreement with the experimental results, the maximum error is about 3.32%. The change of FAR can cause the transformation of unstable mode. When the FAR or intake speed increases, the characteristic frequency of the system also increases.

**Key words:** High temperature rise combustor; Unstable combustion; Low order thermoacoustic network model; Thermo-acoustic stability; Flame transfer function

**Received:** 2022-07-19; **Revised:** 2023-09-06.

**Foundation item:** Special Fund Project of AECC Independent Innovation (ZZCX-2019-009).

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2207074

**Corresponding author:** LIU Yong, E-mail: lyy171@nuaa.edu.cn