

单扇区、扇形、全环燃烧室热声不稳定性试验和模拟研究

高贤智, 何 沛, 冯晓星, 邓向阳, 蒋晶晶

(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 贫油分级燃烧室在单扇区、扇形、全环燃烧室试验台上均会发生自激周期性燃烧不稳定现象,但振荡模态和频率存在差异。为研究这一差异并建立三者之间的联系,同时验证热声不稳定性模拟方法,对三种试验台的燃烧不稳定性进行了试验和数值模拟研究,获得了不同试验台的振荡特性,并对数值模拟和试验结果进行了对比。结果表明:全环燃烧室存在两个失稳模态,扇形燃烧室只存在一个失稳模态,单扇区燃烧室也只存在一个失稳模态;单扇区、扇形燃烧室可以反映全环燃烧室中其中一个失稳模态,而无法反映全环燃烧室的另外一个失稳模态;三维有限元热声模拟方法准确预测了三种不同试验台的燃烧稳定性,预测的无量纲失稳频率与试验结果一致,误差在 2% 以内。

关 键 词: 燃烧不稳定; 热声振荡; 失稳频率; 全环燃烧室; 扇形燃烧室

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in single-sector, sector and full annular combustors

GAO Xianzhi, HE Pei, FENG Xiaoxing, DENG Xiangyang, JIANG Jingjing

(Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: Self-excited periodic combustion instabilities in a staged lean burn combustor could be generated by operating the combustor at single-sector, sector and full annular combustor test rigs, but differences existed in oscillation modes and frequencies. In order to investigate the differences and establish the relationship among them, and to verify the thermo-acoustic instability simulation method, experiments and numerical simulations of combustion instabilities were carried out on these three kinds of test rigs, the oscillation characteristics of different test rigs were obtained, and the results were compared between simulations and experiments. The results showed that there were two unstable modes in full annular combustor, while only one unstable mode existed in sector combustor and single-sector combustor. The single-sector and sector combustors can represent one of the unstable modes in full annular combustor, but cannot represent another unstable mode. The three-dimensional finite element method thermo-acoustic simulation method accurately predicted the combustion instabilities of these three different kinds of test rigs,

收稿日期: 2020-11-12

作者简介: 高贤智(1988—),男,工程师,硕士,主要从事燃烧不稳定性研究。

引用格式: 高贤智,何沛,冯晓星,等. 单扇区、扇形、全环燃烧室热声不稳定性试验和模拟研究[J]. 航空动力学报,2021,36(8): 1605-1613. GAO Xianzhi, HE Pei, FENG Xiaoxing, et al. Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in single-sector, sector and full annular combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1605-1613.

and the predicted dimensionless unstable frequencies were consistent with the experimental results with an error within 2%.

Key words: combustion instability; thermo-acoustic oscillation; unstable frequency; full annular combustor; sector combustor

热声不稳定现象影响燃气轮机和航空发动机安全稳定工作,限制发动机转速和负荷上升、诱发熄火和回火、导致发动机部件失效等,在航空发动机和燃气轮机研制过程中,常常因为发生热声不稳定现象而影响部件及整机的研制过程,拖延项目研制进展^[1]。对于工业燃烧系统研制而言,希望在研制阶段尽早地识别燃烧振荡风险,予以规避。对于工业全环燃烧系统而言,能够考核燃烧不稳定特性的试验主要包括单头部(单扇区)燃烧室试验、多头部(扇形)燃烧室试验、全环燃烧室试验以及核心机、整机试验^[2]。

针对工业燃烧室热声不稳定现象的试验研究,日本宇航研究中心(JAXA) Yamamoto等^[3]利用单扇区高温高压(试验温度为760 K,试验压力为700 kPa)燃烧室试验对采用分级喷嘴的航空发动机燃烧室在典型振荡工况下的燃烧不稳定特性进行了研究,并利用大涡模拟(LES)研究了燃烧室发生自激振荡时燃烧室内速度、当量比、蒸发速率和热释放速率的变化规律。Tachibana和Renaud等^[4-5]利用高速OH-PLIF(平面激光诱导荧光)在单扇区燃烧室光学试验台上研究了采用燃料分级喷嘴燃烧室热声振荡的触发过程。德国宇航中心Meier等^[6]利用高温高压单扇区光学燃烧室试验研究了罗罗公司的新一代LDI(贫油直接注射)燃烧室的自激燃烧振荡特性,并对比了不同阻尼装置对燃烧室自激振荡的抑制作用。Worth等^[7]利用试验和LES研究了模型全环燃烧室周向自激振荡的模式特征和变化规律,研究表明周向自激振荡会在行波和驻波之间相互转换,并维持在同一频率,波形特征和旋转方向具有选择性,取决于燃烧室的火焰距离、当量比、旋流方向等。

数值模拟方面,目前常用的热声不稳定性分析方法包括LES、低阶声学网络模型以及三维有限元方法^[8-16]。Nicoud等^[17]开发了一种利用LES获得的火焰传递函数与有限元声学模型耦合的热声分析方法,并应用于工程全环燃烧室。Compreale等^[18]利用有限元方法研究了简化的全环燃烧室,分析了火焰传递函数参数变化对热声稳定性的影响。Campa等^[19]对比研究了RANS(雷诺平

均N-S方程)计算获得的空间分布火焰与紧凑理想火焰对热声稳定性的影响,空间分布延迟时间被用于火焰传递函数的定义,获得的特征频率更接近真实燃烧振荡频率。Andreini等^[20-21]利用三维有限元热声方法分析了航空发动机全环燃烧室多孔火焰筒构型对燃烧室声学阻尼的影响。Han等^[22]利用LES获得的火焰描述函数与热声网络耦合的方法对一种钝体稳定-湍流部分预混火焰的燃烧不稳定性进行了预测。Kitano等^[23]利用LES对比研究了天然气和煤油两种不同燃料后台阶流动燃烧装置的燃烧不稳定性。

对于工业全环燃烧系统而言,希望在进行整机、核心机试验前考核燃烧室燃烧振荡特性,这些试验主要包括单扇区燃烧室试验、扇形燃烧室试验、全环燃烧室试验。然而,目前还鲜有研究表明这几种燃烧室试验对于反映燃烧振荡特性之间的联系。问题1是单扇区、扇形燃烧室能不能反映全环燃烧室的燃烧振荡特性;问题2是全环燃烧室试验能不能反映核心机、整机燃烧室的燃烧振荡特性。本文首先对问题1展开分析和讨论,后续研究将对问题2进行分析和讨论。

本文以贫预混燃烧室为研究对象,利用试验和数值模拟手段分别研究单扇区、扇形、全环燃烧室3种燃烧试验台的燃烧振荡特性,对试验和数值模拟结果进行了对比分析,并对单扇区、扇形和全环燃烧室的热声振荡特性进行对比。第一是对热声模拟方法进行验证;第二是建立单扇区、扇形、全环燃烧室燃烧振荡特性之间的联系。

1 燃烧室热声模型

本文采用商业软件COMSOL Multiphysics 5.5三维有限元声学软件对不同试验台的热声稳定性进行数值模拟,所采用的热声计算方法和边界条件介绍如下。

1.1 亥姆霍兹方程

考虑流体是固定比热容的理想气体,考虑燃烧存在热源变化,忽略平均流影响、黏性损失影响以及热传导,时域形式的波动方程表示如下:

$$\frac{1}{\bar{c}^2} \cdot \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \rho \nabla \left(\frac{1}{\bar{\rho}} \nabla p' \right) = \frac{\gamma - 1}{\bar{c}^2} \cdot \frac{\partial q'}{\partial t} \quad (1)$$

式中 p' 和 q' 分别表示脉动压力和脉动热释放, ρ 表示密度, $\bar{c}$ 和 $\bar{\rho}$ 分别表示平均声速和平均密度, γ 表示比热比, t 表示时间。

如果用关于时间和位置的复函数来表示压力和速度脉动,有

$$p' = \text{Re} [\hat{p}(x) \exp(i\omega t)] \quad (2)$$

$$u' = \text{Re} [\hat{u}(x) \exp(i\omega t)] \quad (3)$$

式中 Re 表示取实部, u' 表示脉动速度, $\hat{p}(x)$ 和 $\hat{u}(x)$ 分别表示脉动压力和脉动速度的复数形式, ω 表示特征频率, $\omega = \omega_r + i\omega_i$, 下标 r 表示实部, 下标 i 表示虚部, 表示如下:

$$f = \frac{\text{Re}(\omega)}{2\pi} = \frac{\omega_r}{2\pi}, \quad g = -\text{Im}(\omega) = -\omega_i \quad (4)$$

式中 f 和 g 分别表示频率和增长因子, 当 $g > 0$ 时, p' 每个循环周期逐渐增加, 系统趋于不稳定; 当 $g < 0$ 时, p' 每个循环周期逐渐衰减, 系统趋于稳定。

脉动热释放也可表示为复函数形式

$$q' = \text{Re} [\hat{q}(x) \exp(i\omega t)] \quad (5)$$

式中 $\hat{q}(x)$ 表示脉动热释放的复数形式。

将式(2)、式(3)、式(5)带入式(1), 可获得频域形式的亥姆霍兹波方程

$$-\frac{\nabla^2 \hat{p}}{\bar{\rho}} - \frac{\omega^2 \hat{p}}{\bar{\rho} \bar{c}^2} = -\frac{\gamma - 1}{\bar{\rho} \bar{c}^2} \lambda \hat{q} \quad (6)$$

其中 $\lambda = -i\omega$ 。

火焰传递函数用来描述脉动热释放 $\hat{q}$ 和脉动速度 $\hat{u}$ 之间的函数关系, 可表示为

$$\frac{\hat{q}(x)}{\bar{q}(x)} = -n \frac{\hat{u}_{\text{ref}}}{\bar{u}_{\text{ref}}} \exp[-i\omega\tau(x)] \quad (7)$$

式中 $\bar{q}(x)$ 表示平均热释放, $\bar{u}_{\text{ref}}$ 分别参考截面的平均速度, n 表示增益, $\tau(x)$ 表示延迟时间。

将式(7)代入式(6), 可得到

$$-\frac{\nabla^2 \hat{p}}{\bar{\rho}} - \frac{\omega^2 \hat{p}}{\bar{\rho} \bar{c}^2} = -n \frac{\gamma - 1}{\bar{\rho} \bar{c}^2} i\omega \frac{\bar{q}(x)}{\bar{u}_{\text{ref}}} \hat{u}_{\text{ref}} \cdot \exp[-i\omega\tau(x)] \quad (8)$$

三维 RANS(可用于计算 $\bar{q}(x)$) 计算获得的密度、温度、反应速率以及延迟时间场分别如图1~图4所示, 将密度、温度、反应速率以及延迟时间分布导入到三维有限元软件中即可构建出亥姆霍兹方程(式(8))中的密度项、声速项、释热源项以及延迟时间项, 通过迭代求解便可获得燃烧系

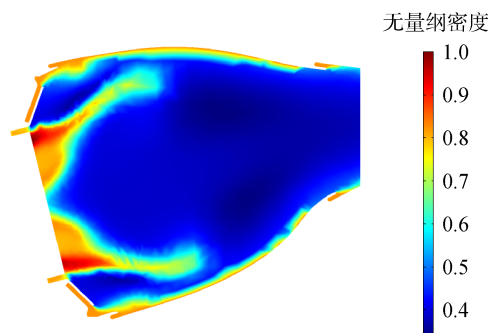


图1 无量纲密度分布

Fig.1 Normalized density distribution

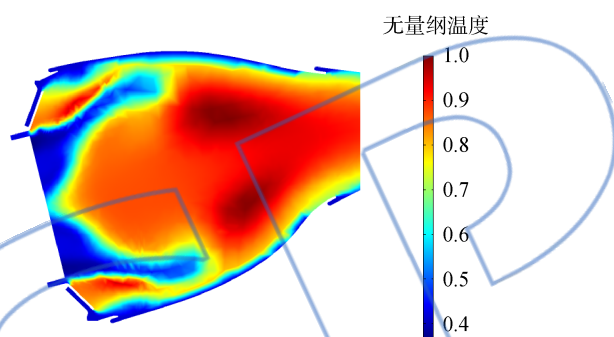


图2 无量纲温度分布

Fig.2 Normalized temperature distribution

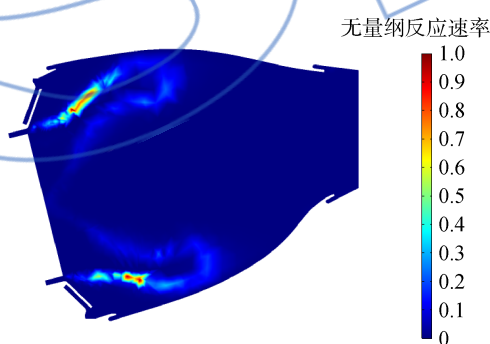


图3 无量纲反应速率分布

Fig.3 Normalized reaction rate distribution

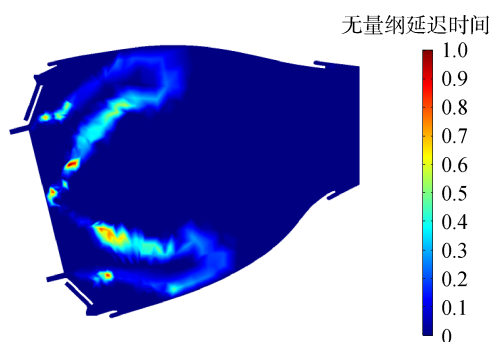


图4 无量纲延迟时间分布

Fig.4 Normalized delay time distribution

统的特征频率。

1.2 燃烧室几何及网格

单扇区、扇形(1/4环形)、全环燃烧室计算模型分别如图5~图7所示。计算模型包括扩压器入口至燃烧室出口区域。

采用非结构化网格,本文研究对象的振荡频率在2 000 Hz以内,最小波长约400 mm,网格尺度取最小波长的1/20~1/10,控制在20~40 mm。

利用扇区燃烧室进行了网格无关性验证,网格数量分别为6万、14万、25万3种情况的计算结果如表1所示,可发现3种计算结果基本一致,说明单扇区燃烧室网格数量控制在6万左右就可以获得较为精确的计算结果。

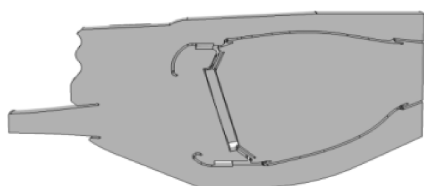


图5 单扇区燃烧室计算域

Fig.5 Computational domain of single-sector combustor

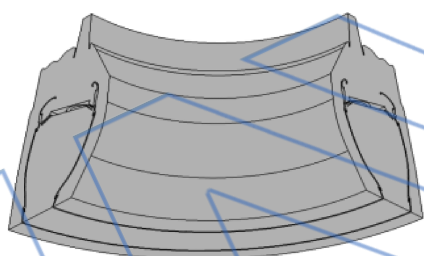


图6 扇形燃烧室计算域

Fig.6 Computational domain of sector combustor

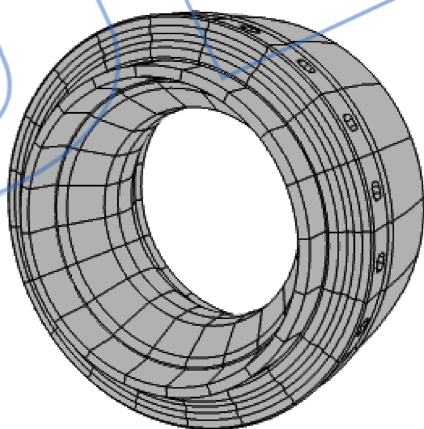


图7 全环燃烧室计算域

Fig.7 Computational domain of full annular combustor

1.3 物理模型和边界条件

物理模型选择压力声学模型。整个环腔和扩压器采用1个压力声学模型,每个燃烧室头部火

表1 网格无关性验证结果

Table 1 Grid independence verification results

网格数量/ 10^4	f/Hz	$g/(\text{rad/s})$
6	563.24	-2.62
14	563.12	-2.66
25	563.28	-2.63

焰筒区域分别采用1个压力声学模型,声速和密度定义为随空间分布的函数。

将包含火焰筒壁面的所有壁面定义为硬声学边界条件,即全反射边界条件, $u'=0\text{ m/s}$;将燃烧室入口定义为软声学边界条件,即压力释放边界条件, $p'=0\text{ kPa}$;燃烧室出口定义为硬声学边界条件。

2 试验及模拟结果

2.1 单扇区燃烧室燃烧振荡特性

单扇区燃烧室典型试验工况及振荡特性如表2所示,表中 T_3/T 、 p_3/p 、 α_{non} 、 f_{non} 分别表示无量纲燃烧室入口温度、入口压力、油气比及振荡频率, R_{mf} 表示主燃级燃料分级比, p'_{max} 表示脉动压力峰值。无量纲振荡频率 $f_{\text{non}} = \omega_r R/c$,其中 R 为燃烧室平均半径, c 为声速。表中工况1~工况5分别代表发动机慢车、进场、巡航、模拟爬升、模拟起飞工况,工况6代表核心机大气进气试验工况。其中,工况1和工况2不开主燃级,只有预燃级工作,无明显振荡;工况3~工况5为主燃级与预燃级共同工作模式,是否发生振荡取决于工况参数。

单扇区试验台发生燃烧振荡时的典型频谱图如图8所示,燃烧室发生振荡时出现一个明显的单峰,无量纲振荡频率为1.59。从表2中统计数据可以看出,单扇区燃烧室在不同试验工况下燃烧振荡无量纲频率 f_{non} 介于1.59~1.60之间。值得关注的是,各个振荡工况的振荡频率虽有不同,但无量纲振荡频率 f_{non} 基本相同。

利用三维有限元热声不稳定性预测技术对表2中工况5B和工况6进行了数值模拟,结果如表3所示。在通常发生燃烧振荡的0~1 000 Hz频率范围内共获得8个特征频率,均为轴向模态。工况5B,仅有模态4增长因子大于零,说明单扇区燃烧室在工况5B存在一个无量纲振荡频率为1.60的失稳频率,与表2中工况5B在试验过程中发生振荡的频率一致。工况6各模态的增长因子均小于零,表明在工况6条件下无失稳频率,即不

表 2 单扇区燃烧室试验工况及燃烧振荡特性
Table 2 Experiment conditions and combustion oscillation performance of the single-sector combustor

工况	T_3/T	p_3/p	α_{non}	$R_{\text{mt}}/\%$	f_{non}	$p'_{\text{max}}/\text{kPa}$
1	0.67	0.28	0.50	0	无振荡	<4
2	0.86	0.74	0.57	0	无振荡	<4
3A	0.99	0.75	0.90	90	1.59	6
3B	0.99	0.75	0.90	63	1.59	3
4A	1.00	0.73	0.90	90	1.60	44
4B	1.00	1.23	0.90	90	1.60	54
4C	1.00	0.91	0.90	65	1.60	3
5A	1.00	0.91	1.00	63	无振荡	<4
5B	1.00	0.73	1.00	90	1.60	45
5C	1.00	1.24	1.00	90	1.60	72
6	0.91	0.95	0.73	89	无振荡	<4

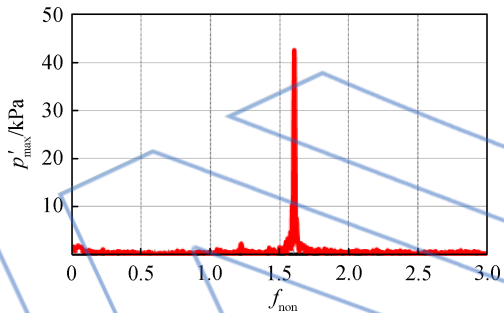


图 8 单扇区燃烧试验室脉动压力峰值的傅里叶频谱图
Fig.8 Fourier spectrum of the single-sector combustor peak fluctuating pressure

会发生振荡,也与表 2 中工况 6 的试验结果一致。由此可见,三维有限元热声模拟准确预测了单扇区燃烧室在振荡和不振荡两种试验状态下的燃烧稳定性。

2.2 扇形燃烧室燃烧振荡特性

扇形(1/4 环形)燃烧室典型试验工况及振荡特性如表 4 所示,其中,工况 1 和工况 2 为不开主燃级工况,只有预燃级工作,无明显振荡;工况 3~工况 6 为主燃级与预燃级共同工作模式,根据工况参数不同,有些工况发生振荡,有些工况不发生振荡。

扇形燃烧室试验发生燃烧振荡时的典型频谱图如图 9 所示,图中 CH1 和 CH2 分别指通道 1 和通道 2。和单扇区燃烧室试验一样,燃烧室发生振荡时出现 1 个明显的单峰,无量纲振荡频率为

表 3 单扇区燃烧室三维有限元热声模拟结果
Table 3 Three-dimensional finite element method thermo-acoustic simulation results of the single-sector combustor

模态 编号	波形	f_{non}		$g/(\text{rad/s})$	
		工况 5B	工况 6	工况 5B	工况 6
1	轴向	0.29	0.29	-25.4	-30.6
2	轴向	0.37	0.35	-35.2	-41.4
3	轴向	1.32	1.33	-0.1	-0.1
4	轴向	1.60	1.58	4.5	-2.6
5	轴向	1.73	1.72	-8.6	-13.1
6	轴向	1.81	1.81	-15.4	-24.9
7	轴向	2.08	2.09	-24.5	-34.7
8	轴向	3.28	3.27	-1.2	-1.4

表 4 扇形燃烧室试验工况及振荡特性
Table 4 Experiment conditions and combustion oscillation performance of the sector combustor

工况	T_3/T	p_3/p	α_{non}	$R_{\text{mt}}/\%$	f_{non}	$p'_{\text{max}}/\text{kPa}$
1	0.67	0.28	0.50	0	无振荡	<4
2	0.86	0.74	0.57	0	无振荡	<4
3A	0.99	0.75	0.90	90	2.07	36
3B	0.99	0.75	0.90	85	2.07	28
4A	1.06	1.14	0.90	85	2.07	55
4B	1.06	1.14	0.90	65	2.07	30
5	0.93	0.73	1.00	85	2.08	18
6A	0.91	0.95	0.73	70	无振荡	<4
6B	0.91	0.95	0.73	80	无振荡	<4
6C	0.91	0.95	0.73	89	2.08	6
6D	0.91	0.95	0.83	89	2.08	46
6E	0.91	0.95	0.90	89	2.08	63

2.08。从表 4 统计数据可以看出,扇形燃烧室燃烧无量纲振荡频率 f_{non} 介于 2.07~2.08 之间。

对扇形燃烧室在表 4 工况 6C(同表 2 工况 6)和工况 6D 的热声稳定性进行了数值模拟。预测结果如表 5 所示,表中 m 表示周向波数,在 0~1 000 Hz 振荡频率范围内共找到 5 个特征频率,可以看出,在 2 个不同工况下,模态 3 增长因子均大于零,其余模态增长因子均小于零,说明在工况 6C、工况 6D 条件下分别存在无量纲振荡频率为

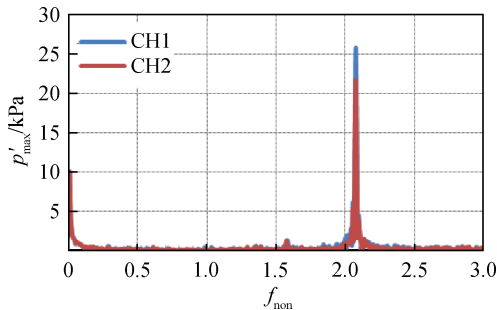


图9 扇形燃烧室脉动压力峰值的傅里叶频谱图
Fig.9 Fourier spectrum of the sector combustor peak fluctuating pressure

表5 扇形燃烧室三维有限元热声模拟结果
Table 5 Three-dimensional finite element method thermo-acoustic simulation results of the sector combustor

模态 编号	波形	f_{non}		$g/(\text{rad/s})$	
		工况 6C	工况 6D	工况 6C	工况 6D
1	轴向	1.33	1.33	-0.06	-0.06
2	周向 ($m=2$)	1.58	1.58	-4.26	-4.26
3	周向 ($m=2$)	2.05	2.07	1.65	1.74
4	周向 ($m=2$)	2.23	2.25	-5.70	-2.17
5	周向 ($m=4$)	2.62	2.64	-3.86	-3.98

2.05 和 2.07 的失稳频率,与表 4 中工况 6C、工况 6D 的试验结果相当,误差小于 2%。

对比工况 6C 和工况 6D 的预测结果,可以发现,工况 6D 在失稳模态 3 的增长因子大于工况 6C,说明工况 6D 比工况 6C 更不稳定,这与表 4 中工况 6D 振荡幅值较高相一致。可以看出,三维有限元热声模拟不但准确预测了燃烧室不同工况的失稳频率,还准确预测了燃烧稳定性相对工况参数的变化趋势。

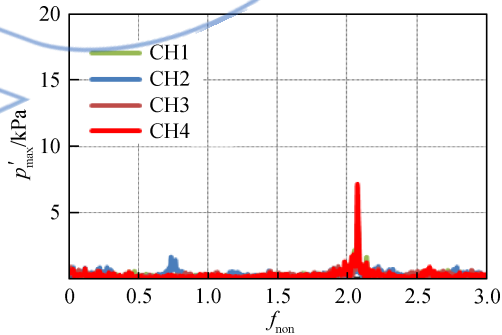
2.3 全环燃烧室燃烧振荡特性

全环燃烧室典型试验工况及振荡特性如表 6 所示,全环燃烧室试验发生燃烧振荡时的典型频谱图如图 10 所示。与单扇区燃烧室和扇形燃烧室试验不同的是,全环燃烧室在不同工况下出现两种不同的振荡模态,其中,在工况 4、工况 5 的无量纲振荡频率为 2.07,典型频谱图如图 10(a)所示;在工况 6、工况 7 的无量纲振荡频率为 1.00,典型频

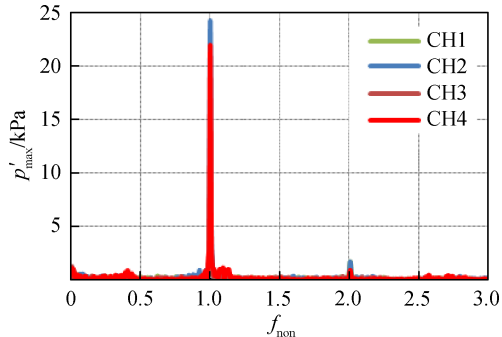
谱图如图 10(b)所示。而扇形燃烧室试验中仅观察到无量纲振荡频率为 2.07 的 1 个失稳模态。

表 6 全环燃烧室试验工况及燃烧振荡特性
Table 6 Experiment conditions and combustion oscillation performance of the full annular combustor

工况	T_3/T	p_3/p	α_{non}	$R_{\text{ml}}/\%$	f_{non}	$p'_{\text{max}}/\text{kPa}$
1	0.67	0.28	0.50	0	无振荡	<4
2	0.86	0.74	0.57	0	无振荡	<4
3A	0.99	0.75	0.90	90	无振荡	<4
3B	0.99	0.75	0.90	80	无振荡	<4
3C	0.99	0.75	0.90	70	无振荡	<4
4A	1.00	1.00	0.90	92	2.07	14
4B	1.00	1.00	0.90	90	2.07	<5
5A	1.00	1.00	1.00	85	2.07	10
5B	1.00	1.00	1.00	84	2.07	<5
6A	0.99	0.95	0.63	83	1.00	60
6B	0.99	0.95	0.63	85	无振荡	<4
7A	0.83	0.80	0.70	75	1.00	45
7B	0.83	0.80	0.70	80	无振荡	4



(a) 工况4、工况5



(b) 工况6、工况7

图 10 全环燃烧室脉动压力峰值的傅里叶频谱图
Fig.10 Fourier spectrum of the full annular combustor peak fluctuating pressure

对全环燃烧室工况 7A 和表 2 工况 6 的热声特性进行了数值模拟。热声预测结果如表 7 所示,对于工况 7A,预测结果显示 0~1 000 Hz 频率范围内全环燃烧室试验件共有 3 个失稳频率,分别为模态 1、模态 5、模态 10,无量纲振荡频率分别为 0.99、2.04 以及 2.96,其中,模态 1 增长因子最大,模态 5 增长因子次之,模态 10 增长因子最小。其中,0.99 和 2.04 两个无量纲失稳频率与图 10 (b)中工况 7A 的试验结果(主频和次频)一致,预测结果与试验结果的误差小于 2%。

图 11 给出了模态 1 和模态 5 的振荡模态,其中,模态 1 为周向波数为 1 的周向波;模态 5 是周向波数为 2 的周向波。

对于工况 6,预测结果显示 0~1 000 Hz 频率范围内全环燃烧室试验件共有 2 个失稳频率,无量纲振荡频率分别为 1.00 和 2.07。结合试验结果对比 3 种试验台在工况 6(单扇区工况 6、扇形工况 6C,全环工况 6)的模拟结果可知,单扇区燃烧室在工况 6 条件下无失稳频率;扇形燃烧室在工况 6

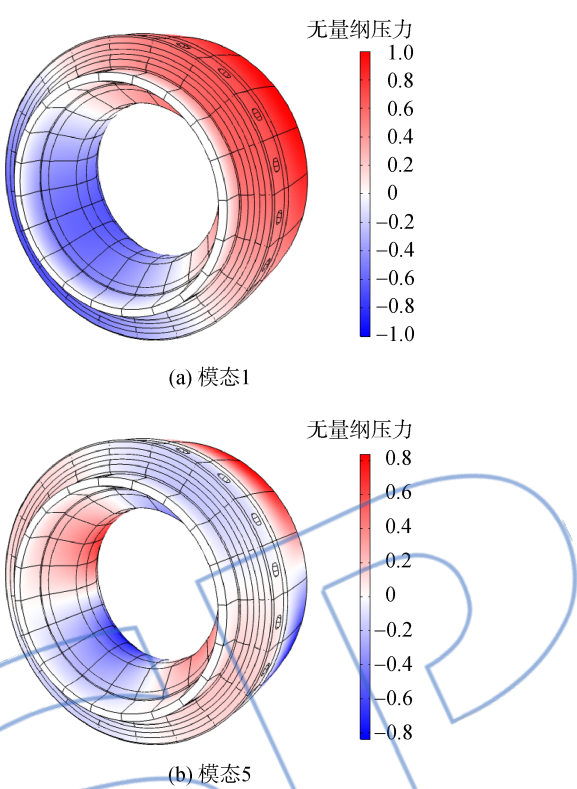


图 11 全环燃烧室预测的燃烧不稳定模态
Fig.11 Prediction combustion instability modes of the full annular combustor

表 7 全环燃烧室三维有限元热声模拟结果
Table 7 Three-dimensional finite element method thermo-acoustic simulation results of the full annular combustor

模态 编号	波形	f_{non}		$g/(\text{rad/s})$	
		工况 7A	工况 6	工况 7A	工况 6
1	周向 ($m=1$)	0.99	1.00	1.76	2.21
2	轴向	1.32	1.33	-0.06	-0.06
3	周向 ($m=1$)	1.53	1.55	-3.80	-2.66
4	周向 ($m=2$)	1.57	1.58	-7.71	-4.26
5	周向 ($m=2$)	2.04	2.07	1.18	1.74
6	周向 ($m=3$)	2.08	2.10	-6.62	-6.27
7	周向 ($m=2$)	2.20	2.25	-9.56	-2.17
8	周向 ($m=4$)	2.61	2.64	-3.71	-3.98
9	周向 ($m=3$)	2.74	2.76	-7.33	-11.07
10	周向 ($m=3$)	2.96	2.99	0.09	-0.05

条件下存在 1 个失稳频率,无量纲振荡频率为 2.07;全环燃烧室在工况 6 条件下存在两个失稳频率,无量纲振荡频率分别为 1.00 和 2.07;可见,单扇区、扇形燃烧室试验无法反映全环燃烧室上无量纲振荡频率为 1.00 的失稳模态。

进一步地,对比扇形、全环燃烧室的模态数量和类型,如表 5 和表 7 所示,扇形燃烧室在 0~1 000 Hz 共有 5 个模态,而全环燃烧室共有 10 个模态;扇形燃烧室只预测到周向模态数为偶数的周向模态($m=2,4$),而全环燃烧室预测到了所有 $m=1,2,3,4$ 的周向模态。进一步说明,扇形燃烧室无法反映全环燃烧室上周向模态为 1、无量纲振荡频率为 1.00 的失稳模态。

2.4 3 种不同试验台热声振荡特性对比

图 12 给出了 3 种不同燃烧室试验台的热声振荡特性对比,除工况 1 和工况 2 两个不开主燃级的工况外,其他工况选取 R_{mf} 为 90% 的工况点或接近 90% 的工况点进行对比。

从图 12 中可以看出,单扇区、扇形、全环燃烧室在不同工况的振荡幅值不尽相同,但值得注意的是,单扇区、扇形、全环燃烧室在工况 3A、工况 4A、工况 5A 三个工况均发生了振荡,单扇区燃烧

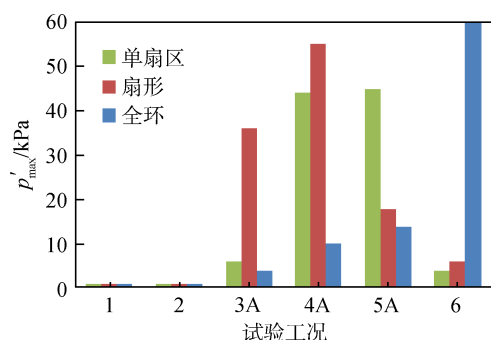


图12 不同试验工况下脉动压力峰值的幅值

Fig.12 Peak fluctuating pressure amplitudes for different experiment conditions

室在工况3A、工况4A、工况5A条件下的无量纲振荡频率介于1.58~1.60之间;扇形、全环燃烧室在这3个工况条件下的无量纲振荡频率基本一致,介于2.07~2.08之间;说明单扇区燃烧室试验中发生的介于1.58~1.60之间无量纲失稳模态可以代表和反映扇形、全环燃烧室试验中发生无量纲失稳频率介于2.07~2.08之间的2阶周向模态。

对于工况6,单扇区、扇形燃烧室的振荡幅值明显低于全环燃烧室,主要原因是在工况6条件下全环燃烧室的无量纲失稳频率为1.00,扇形燃烧室的无量纲失稳频率为2.07,单扇区燃烧室无振荡,说明单扇区、扇形燃烧室无法反映工况6条件下全环燃烧室内发生的无量纲振荡频率为1.00的1阶周向模态。

综上,单扇区、扇形燃烧室试验可以反映发生在全环燃烧室试验中的周向波数为偶数(无量纲振荡频率为2.07)的声学响应特征,而无法反映全环燃烧室中周向波数为奇数(无量纲振荡频率为1.00)的声学响应特征。

从燃烧室研制来讲,虽然单扇区、扇形燃烧室试验无法完全代表和反映发生在全环燃烧室中的所有模态,但可以反映主要模态的声学响应特征。因此,在项目研制过程中,可利用单扇区、扇形燃烧室试验对不同设计方案进行筛选,再进行全环燃烧室试验,可以加快设计迭代,缩短项目研制周期,节省试验成本。

3 结 论

本文利用试验和数值模拟手段研究了单扇区、扇形、全环燃烧室的热声振荡特性,对试验和数值模拟结果进行了对比分析,并对单扇区、扇形和全环燃烧室的热声振荡特性进行了对比,得到以下结论:

1) 利用三维有限元声学仿真对单扇区、扇形、全环燃烧室典型工况的热声稳定性进行了预测,并与试验结果进行了对比,结果表明数值模拟准确预测了单扇区、扇形、全环燃烧室在不同试验工况的热声稳定性,与试验结果一致,预测的无量纲失稳频率与试验结果一致,误差在2%以内。

2) 通过试验和数值模拟手段建立了单扇区、扇形、全环燃烧室热声振荡特性之间的联系,结果表明单扇区、扇形燃烧室试验可以代表和反映全环燃烧室试验在发动机典型试验工况中部分周向声学模态($m=2,4,6,\dots$)的声学响应特征,而无法反映全环燃烧室其他周向声学模态($m=1,3,5,\dots$)的声学响应特征。

参考文献:

- [1] O'CONNOR J, ACHARYA V, LIEUWEN T. Transverse combustion instabilities: acoustic, fluid mechanic, and flame processes[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2015, 49(1):1-39.
- [2] POINSOT T. Prediction and control of combustion instabilities in real engines[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(1):1-28.
- [3] YAMAMOTO T, SHIMODAIRA K, KUROSAWA Y, et al. Investigations of a staged fuel nozzle for aeroengines by multi-sector combustor test[R]. ASME Paper GT2010-23206, 2010.
- [4] TACHIBANA S, SAITO K, YAMAMOTO T, et al. Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: validity of large-eddy simulation of spray combustion[J]. Combustion and Flame, 2015, 162(3):2621-2637.
- [5] RENAUD A, TACHIBANA S, ARASE S, et al. Experimental study of thermo acoustic instability triggering in a staged liquid fuel combustor using high-speed OH-PLIF[J]. Journal of Engineering and Gas Turbines Power, 2018, 140(1):081505.1-081505.9.
- [6] MEIER U, LANGE L, HEINZE J, et al. Optical methods for studies of self-excited oscillations and effect of dampers in a high pressure single sector combustor[R]. ASME Paper GT2014-25873, 2014.
- [7] WORTH N A, DAWSON J R. Modal dynamics of self-excited azimuthal instabilities in an annular combustor[J]. Combustion and Flame, 2013, 102(4):2476-2489.
- [8] DOWLING A P, STOW S R. Acoustic analysis of gas turbine combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5):751-764.
- [9] BOTHIEN M R, NOIRAY N, SCHUERMANS B. Analysis of azimuthal thermo-acoustic modes in annular gas turbine combustion chambers[J]. Journal of Engineering and Gas Turbines Power, 2015, 137(6):061505.1-061505.8.

- [10] YANG Yang, NOIRAY N, SCARPATO A, et al. Numerical analysis of the dynamic flame response in ALSTOM reheat combustion systems[R]. ASME Paper GT2015-42622, 2015.
- [11] FREZZOTTI M L, NASUTI F, HUANG Cheng, et al. Quasi-1D modeling of heat release for the study of longitudinal combustion instability[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 75(2):261-270.
- [12] 杨甫江, 郭志辉, 任立磊. 贫燃预混旋流火焰的燃烧不稳定性[J]. 燃烧科学与技术, 2014, 20(1):51-57.
YANG Pujiang, GUO Zhihui, REN Lilei. Combustion instability of lean premixed swirl flames[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2014, 20(1):51-57. (in Chinese)
- [13] 邵卫东, 高贤智. 耦合热声网络与激励盘模型预测燃烧室不稳定振荡的研究[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(3):186-194.
SHAO Weidong, GAO Xianzhi. Prediction of combustion instability using thermal-acoustic network coupled with actuator disk model[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(3):186-194. (in Chinese)
- [14] 张昊, 朱民. 热声耦合振荡燃烧的实验研究与分析[J]. 推进技术, 2010, 31(6):730-744.
ZHAO Hao, ZHU Min. Experimental study and analysis of thermo-acoustic instabilities in nature gas premixed flames [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6):730-744. (in Chinese)
- [15] 刘联胜, 林博颖, 包捷, 等. 贫燃预混旋流火焰动力学失稳过程分析[J]. 燃烧科学与技术, 2011, 17(6):491-498.
LIU Liansheng, LIN Boying, BAO Jie, et al. Dynamic instability of lean premixed swirl flames[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2011, 17(6):491-498. (in Chinese)
- [16] WALZ G, KREBS W, HOFFMANN S, et al. Detailed analysis of the acoustic mode shapes of an annular combustion chamber[J]. Journal of Engineering and Gas Turbines Power, 2002, 124(1):3-9.
- [17] NICOU F, BENOIT L, SENSIAU C, et al. Acoustic modes in combustors with complex impedances and multi-dimensional active flames[J]. AIAA Journal, 2007, 45(2):426-441.
- [18] CAMPOREALE S, FORTUNATO B, CAMPA G. A finite element method for three-dimensional analysis of thermo-acoustic combustion instability[J]. Journal of Engineering of Gas Turbines Power, 2011, 133(1):011506.1-011506.13.
- [19] CAMPA G, CAMPOREALE S M, COSATTO E, et al. Thermoacoustic analysis of combustion instability through a distributed flame response function[R]. ASME Paper GT2012-68243, 2012.
- [20] ANDREINI A, FACCHINI B, GIUSTI A, et al. Thermoacoustic analysis of a full annular aeroengine lean combustor with multi-perforated liners[R]. AIAA 2013-2099, 2013.
- [21] ANDREINI A, FACCHINI B, GIUSTI A, et al. Thermoacoustic analysis of a full annular lean burn aero-engine combustor[R]. ASME Paper GT2013-94877, 2013.
- [22] HAN Xingsi, LI Jingxuan, AIMEE S M. Prediction of combustion instability limit cycle oscillations by combining flame describing function simulations with a thermoacoustic network model[J]. Combustion and Flame, 2015, 162(6):3632-3647.
- [23] KITANO K, KANEKO K, KUROSE R, et al. Large-eddy simulations of gas- and liquid-fueled combustion instabilities in back-step flows[J]. Combustion and Flame, 2016, 170(5):63-68.

(编辑:陈越)