

文章编号: 1000-8055(2022)02-0356-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210117

基于单扇区燃烧室试验的热声模拟 方法研究及验证

高贤智, 王雄辉, 冯晓星, 鄂亚佳, 何 沛

(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: 利用自主开发的热声网络模型研究了不同试验工况、出口边界条件、入口测量段长度对单扇区燃烧室试验台燃烧不稳定性的影响, 并与试验结果进行了对比分析。结果表明: 声学网络模型准确预测了不同试验工况的失稳频率。预测失稳频率与试验失稳频率相差 ± 10 Hz 以内, 误差在 2% 以内。前期单扇区燃烧室试验表明, 当入口测量段为 0.4 m 时, 发生燃烧振荡, 当入口测量段为 0.25 m 时, 未发生燃烧振荡。数值模拟表明只有当入口测量段长度在 0.35~0.44 m 之间时, 才会激发自激燃烧振荡, 这很好地解释了上述试验结果。

关 键 词: 燃烧不稳定; 热声网络; 特征频率; 单扇区燃烧室; 贫燃燃烧室

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Research and verification of thermo-acoustic simulation method based on single-sector combustion test

GAO Xianzhi, WANG Xionghui, FENG Xiaoxing, E Yajia, HE Pei

(Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine Corporations of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: An in-house developed thermo-acoustic network model was used to study the effects of different test conditions, outlet boundary conditions, and the length of inlet measurement section on the combustion instabilities of single sector combustion test rig, and the results were compared between simulations and tests. The results showed that the thermo-acoustic network model accurately predicted the unstable frequency at different test conditions. The differences between the predicted and test results were within ± 10 Hz, and the errors were within 2%. The previous single-sector combustion chamber test showed that combustion oscillation occurred when the inlet measurement section was 0.4 m. Combustion oscillation did not happen when the inlet measurement section was 0.25 m. Numerical simulations showed that the self-excited combustion oscillation can be excited only when the length of the inlet measurement section was between 0.35 m and 0.44 m, which explained the above test results well.

Key words: combustion instabilities; thermo-acoustic network; eigen-frequency; single-sector combustor; lean burn combustor

收稿日期: 2021-03-16

基金项目: 上海市科学技术委员会“浦江人才计划”(项目编号: 19PJ1433300)

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

引用格式: 高贤智, 王雄辉, 冯晓星, 等. 基于单扇区燃烧室试验的热声模拟方法研究及验证[J]. 航空动力学报, 2022, 37(2): 356-365. GAO Xianzhi, WANG Xionghui, FENG Xiaoxing, et al. Research and verification of thermo-acoustic simulation method based on single-sector combustion test[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 356-365.

为了降低发动机污染排放,尤其是 NO_x 排放,大多数低排放燃烧室采用贫预混燃烧组织方式,其典型特征是采用分级燃烧方式,一般分为主燃级(也称为预混喷嘴)和预燃级(也称为值班喷嘴)两部分,主燃级采用预混燃烧方式,预燃级采用扩散燃烧方式,预混燃烧的优点是可以降低火焰燃烧温度,从而降低燃烧室 NO_x 排放;其缺点是预混后的燃料空气混合物容易受到气流压力扰动,造成压力脉动和热释放脉动之间的耦合,产生燃烧振荡^[1]。燃烧振荡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,常常因为发生热声振荡现象而影响部件及整机的研制过程,拖延项目研制进展^[2]。

单扇区燃烧不稳定性试验方面 Tachibana 和 Renaud 等^[3-4]利用高速 OH 基平面激光诱导荧光(OH-PLIF)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^[5]利用高温高压单扇区光学燃烧室试验研究了罗-罗公司的新一代贫油直接注射(lean direct injection, LDI)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。Taamallah 等^[6]利用单头部燃烧室研究了当量比和氢含量变化对甲烷预混单旋流火焰形态和燃烧稳定性的影响规律,分析了火焰形态变化与燃烧稳定性之间的关系。Worth 等^[7]利用试验和大涡模拟(LES)研究了模型环形燃烧室周向自激振荡的模式特征和变化规律。Indlekofer 等^[8]研究了动力学运行条件对环形燃烧室富氢火焰热声稳定性的影响,对比了不同负荷声学模式的区别,以及升负荷速率对自激燃烧振荡触发和衰减滞环区间的影响。Culler 等^[9]研究了燃烧分级比变化对多头部燃烧室自激燃烧振荡的影响,试验表明在相同的燃料分级比调节规律下,燃烧不稳定的触发过程比衰退过程所经历的时间更长,变化更缓慢。张昊等^[10-11]利用试验研究了热声耦合振荡的触发过程和实验现象。高贤智等^[12]研究了单头部、扇形、全环燃烧室的自激燃烧振荡特征并与数声学模拟结果进行了对比分析,研究表明三维有限元声学模拟方法可以较为准确地预测工业旋流预混燃烧室的热声振荡现象。邵卫东等^[13]研究了耦合声学网络与激励盘理论耦合求解燃烧振荡问题的方法,利用耦合求解

方法获得与真实发动机一致的热声振荡频率和模态。

利用声学网络与火焰传递函数预测燃烧不稳定性问题方面, Dowling、Liu、Stow 等^[14-16]提出了最初的波方程预测理论并将这一方法逐步应用在燃气轮机和航空发动机燃烧不稳定性预测中。Bothien 和 Ghirardo 等^[17-19]采用一种三维非线性声学网络模型对工业燃气轮机环形燃烧室的热声不稳定现象进行了预测并准确捕获了与试验结果一致的热声振荡现象。Han、Morgans、Yang 等^[20-22]利用耦合火焰描述函数与一维热声网络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,预测结果与试验结果一致。Frezzotti 等^[23]利用耦合火焰响应函数与一维欧拉热声网络的方法对一种连续可变响应燃烧室进行了声学模拟,很好地预测了极限环振荡幅值。

本文以单扇区燃烧室为研究对象,利用低阶声学网络模型研究单扇区燃烧室不同工况、出口边界条件对燃烧室燃烧不稳定性的影响,并与试验结果进行了对比,对低阶声学网络模型预测燃烧不稳定性的准确性进行了验证。在此基础上研究了前测量段长度变化对燃烧不稳定性的影响,研究发现存在一个前测量段长度范围,使得燃烧室发生自激燃烧振荡,解释了不同前测量段长度试验台观察到的试验结果差异。

本文的研究价值在于,在燃烧室研制阶段,往往需要在研制初期就识别到燃烧振荡风险,否则这一风险将一直持续到全环燃烧室试验或核心机试验阶段,造成研制周期增长,研制成本增加,单扇区燃烧室试验就是一种提前识别燃烧振荡风险的手段。通常,需要通过合理的设计和几何结构调节激发单头部燃烧室的自激燃烧振荡,然后在存在自激燃烧振荡的条件下对不同燃烧室头部方案进行筛选。本文提供了一种在单头部燃烧试验台上激发自激燃烧振荡的思路。

1 单扇区燃烧室及试验结果

1.1 单扇区燃烧室试验台

图1为单头部扇形燃烧室试验台系统图,主要由前测量段、单头部扇形试验件(含扩压器)、后测量段组成,前测量段与前置扩压器入口连接,与前置扩压器宽高比相同。试验段内外机匣使用金属材料,侧壁使用金属或CMC(ceramic matrix

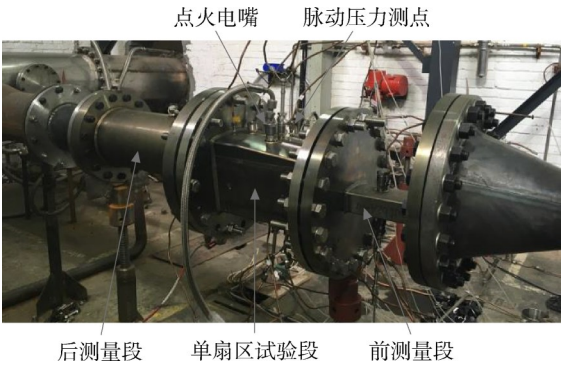


图1 单扇区燃烧室试验台
Fig.1 Single-sector combustor test rig

composite)陶瓷基复合材料侧板。

试验件外机匣上设置有一个动态压力传感器安装座,动态压力传感器安装在机匣上并伸入到火焰筒浮动套内,与火焰筒平齐布置。动态压力传感器测量范围 80~5 000 kPa,采样频率为 10 kHz。前测量段上安装有总温总压耙和静压测点,后测量段上安装有燃气取样耙和总温总压耙,用于测量燃烧室综合性能和污染排放,本文着重讨论燃烧室声学性能,为简化起见,图中未给出详细测点信息。

为研究燃烧室声学特性,分别设计了长度为 0.25 m 和 0.4 m 两个前测量段。在其他几何参数不变的情况下,分别在安装不同前测量段条件下进行了单扇区燃烧室试验,试验表明,当前测量段长度为 0.25 m 时,燃烧室在所有工况均未发生自激燃烧振荡;当前测量段长度为 0.40 m 时,燃烧室在多个工况发生了自激燃烧振荡。

1.2 单扇区燃烧室试验结果

表 1 给出了前测量段长度为 0.4 m 时的典型试验工况及燃烧振荡情况,表中 T_{13} 、 p_{13} 表示燃烧室入口温度和压力, Φ 表示当量比, R_{mf} 表示主燃级燃料分级比, f 为频率, p'_{max} 为脉动压力峰峰值。

从表 1 中可以看出,在巡航、模拟爬升、模拟起飞工况, R_{mf} 达到 65% 左右时未出现振荡, R_{mf} 达到 90% 时出现振荡;ISA1.0(international standard air, 100% 转速)工况,在 R_{mf} 达到 90% 时也未出现振荡。

图 2 和图 3 所示为单扇区燃烧室试验台在巡航和模拟起飞工况发生燃烧振荡时的典型频谱图,燃烧室发生振荡时出现一个明显的单峰值,从中可以看出,巡航状态振荡频率 567 Hz,起飞状态振荡频率 580 Hz。

表 1 单扇区燃烧室试验工况及燃烧振荡特性
Table 1 Test conditions and combustion oscillation performance of the single-sector combustor

序号	T_{13}/K	p_{13}/kPa	Φ	$R_{mf}/\%$	f/Hz	p'_{max}/kPa
巡航 A	800	1 650	0.40	90	567	24
巡航 B	800	1 650	0.40	63	567	3
爬升 A	810	2 000	0.40	65	565	3
爬升 B	810	2 000	0.40	90	565	44
起飞 A	810	2 000	0.44	65	580	<4
起飞 B	810	2 000	0.44	90	580	54
ISA1.0	720	2 000	0.32	90	无振荡	

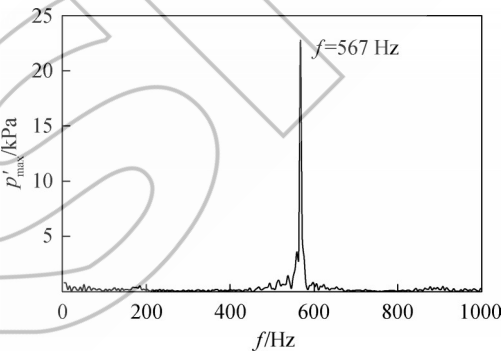


图2 单扇区燃烧室巡航试验工况频谱图
Fig.2 Spectrum of the single-sector combustor at the cruise test condition

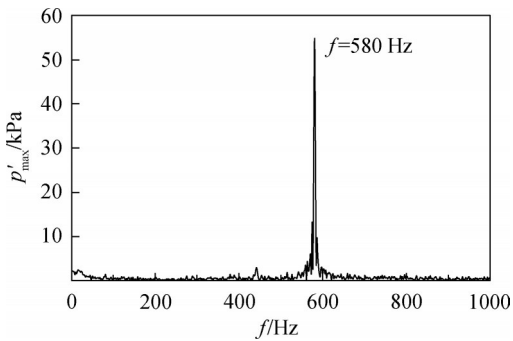


图3 单扇区燃烧室起飞试验工况频谱图
Fig.3 Spectrum of the single-sector combustor at the takeoff test condition

图 4 所示为不同试验工况燃烧室动态压力峰-峰值对比,慢车、进场两个工况无明显振荡,巡航、模拟爬升、模拟起飞 3 个工况燃烧室动态压力峰-峰值随试验状态的提高而提高。

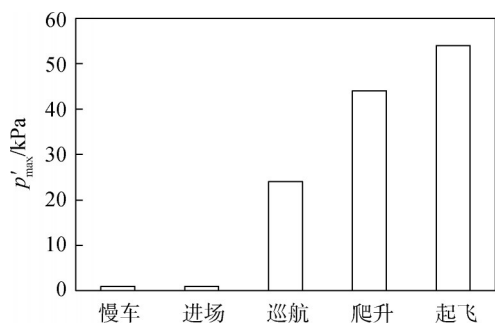


图4 不同试验工况动态压力峰-峰值对比

Fig.4 Comparison of dynamic pressure peak-to-peak values for different test conditions

2 计算模型及计算工况

2.1 计算模型

声学网络模型一般利用圆柱体或环腔并联或串联的方式来表示真实的燃烧室结构。本研究将单扇区燃烧室简化为多个串联的圆柱体,如图5所示,共划分为10段。其中,第1段代表前测量段和前置扩压器,第2段代表燃烧室突扩段,第3段代表头部旋流器,第4~第9段代表火焰筒区域(火焰筒横截面积逐渐减小),第10段代表后测量段,后测量段10出口或火焰筒9出口可以添加临界孔板。

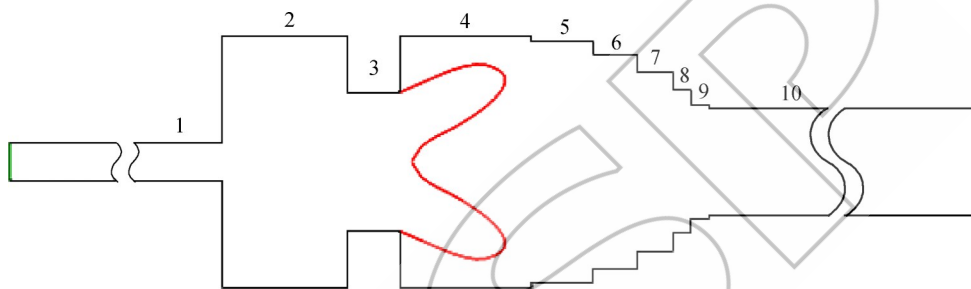


图5 单扇区燃烧室试验台热声网络模型

Fig.5 Thermo-acoustic network model for single-sector combustor test rig

2.2 计算工况

本文选取表1中ISA1.0、巡航A、起飞A三个工况的气动热力参数作为模拟工况,进行热声稳定性分析和方法验证。

需要说明的是,热声网络模型采用紧凑火焰面假设,单个火焰面上延迟时间和增益均匀分布,本文所述声学网络模型利用单火焰面表达实际火焰,暂无法区分主燃级燃料分级比对热声稳定性的影响。可以认为热声网络模型模拟过程中ISA1.0、巡航A、起飞A三个工况的主燃级分级比 R_{mf} 相等(均为90%),以做进一步对比研究。

2.3 平均流参数

采用一维平均流计算程序获得图5各分段的平均流参数,用于声学网络特征值求解。为简化起见,本文仅给出巡航A的平均流参数,如图6所示,横坐标 x 表示距离前测量段入口距离,左侧纵坐标表示平均流速 U ,右侧纵坐标分别表示沿程压力 p 、温度 T 以及声速 c 。

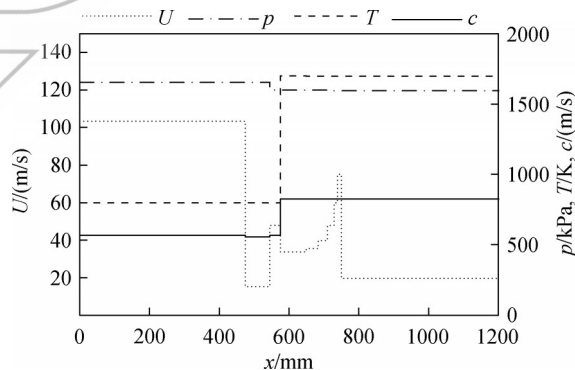


图6 巡航试验工况各网络单元的平均流参数

Fig.6 Average flow parameters for each network element at cruise test condition

3 声学网络模型

本文基于理想气体、轴向均匀平均流、无黏、无热导、小扰动假设,开发了单头部燃烧室声学网络模型。

3.1 脉动方程

在存在平均流的情况下,燃烧室中的波动包括上行声波和下行声波,熵波以及涡波。通常,波的传播方向是任意的,可以分解为纵向、径向和横

向传播。对于单扇区燃烧室,可以简化为管道传播,从而忽略波的横向传播。通过忽略涡波和波的径向传播,仅考虑纵波情况下,燃烧室内的压力脉动 p' 、密度脉动 ρ' 、速度脉动 u' 以及温度脉动 T' 可以表示为

$$\begin{cases} p' = (A^+ e^{ik^+x} + A^- e^{ik^-x}) e^{i\omega t} \\ \rho' = \frac{1}{\bar{c}^2} (A^+ e^{ik^+x} + A^- e^{ik^-x} - A^e e^{ik^0x}) e^{i\omega t} \\ u' = \left(\frac{k^+}{\alpha^+} A^+ e^{ik^+x} + \frac{k^-}{\alpha^-} A^- e^{ik^-x} \right) e^{i\omega t} \\ T' = \frac{1}{c_p \bar{\rho}} \left[(A^+ e^{ik^+x} + A^- e^{ik^-x}) + \frac{1}{\gamma - 1} A^e e^{ik^0x} \right] e^{i\omega t} \end{cases} \quad (1)$$

其中

$$\begin{cases} k^\pm = \frac{M\omega \mp |\omega^2|}{\bar{c}(1 - M^2)} \\ k^0 = -\frac{\omega}{\bar{u}} \\ \alpha^\pm = \omega + \bar{u}k^\pm \end{cases} \quad (2)$$

式中 A^+ 表示上传行波幅值, A^- 表示下传行波幅值, A^e 表示熵波幅值, $k^\pm$ 表示上传和下传行波波数, k^0 表示熵波波数, c_p 表示比定压热容, γ 表示比热比, ω 表示特征频率, $\bar{\rho}$ 、 $\bar{u}$ 和 $\bar{c}$ 分别表示平均流密度、速度和声速, $\alpha^\pm$ 为中间变量。

3.2 边界条件

1) 全反射边界条件, 速度脉动等于零, 即 $u' = 0$ 。

2) 压力释放边界条件, 压力脉动等于零, 即 $p' = 0$ 。

3) 临界边界条件, 也称 Choked 边界条件, 满足

$$2 \frac{u'}{\bar{u}} + \frac{\rho'}{\bar{\rho}} - \frac{p'}{\bar{p}} = 0 \quad (3)$$

4) 声阻抗边界条件

$$Z_{in} = \frac{\hat{p}}{\hat{u}(-n)} = \rho_0 c_0 \frac{1 + R}{1 - R} \quad (4)$$

式中 n 为指向入射波方向的矢量, R 为声反射系数。

一般, 将包含火焰筒壁面的所有壁面定义为全反射边界条件; 燃烧室前测量段入口与面积较大的大容积进气段相连, 定义为软声学边界条件; 燃烧室出口定义为硬声学边界条件或临界边界条件。

3.3 火焰传递函数

火焰传递函数用来描述热释放脉动和质量脉动之间的函数关系, 可表示为

$$\frac{Q'}{\bar{Q}} = -k \frac{\dot{m}_j'}{\dot{m}} \exp(-i\omega\tau_j) \quad (5)$$

式中 Q' 和 $\dot{m}_j'$ 分别表示热释放脉动和火焰面位置质量流量脉动, $\bar{Q}$ 和 $\dot{m}$ 分别表示平均热释放量和质量流量, k 表示火焰强度指数, τ_j 表示延迟时间。

3.4 跳跃边界条件

3.4.1 两个简单串联管道跳跃条件

对于两个简单串联管道 i 和 $i+1$, 经典跳跃条件如下:

质量守恒方程

$$\dot{m}_{i+1}' = \dot{m}_i' \quad (6)$$

能量守恒方程

$$(\dot{m}_{i+1} H_{i+1})' = (\dot{m}_i H_i)' + S_{i+1} Q' \quad (7)$$

动量守恒方程(面积减小)

$$S_{i+1} (p_{i+1}' - p_i') + (\dot{m}_{i+1} u_{i+1})' = (\dot{m}_i u_i)' \quad (8)$$

动量守恒方程(面积增加)

$$p_{i+1}'/p_i' = \left[(\rho_{i+1}/\rho_i)^\gamma \right]' \quad (9)$$

其中 S 表示管道面积, $\dot{m}'$ 和 H' 分别表示质量流量脉动和焓脉动, u' 表示速度脉动。如前所述, Q' 表示热释放脉动, 仅在燃烧室入口截面大于零, 其他截面均为零。

3.4.2 带冷却流的跳跃条件

对于两个串联管道 i 和 $i+1$, $i+1$ 管道上有冷却气流入管道内部, 冷却气质量流量为 $\dot{m}^c$ 、温度为 T^c 、焓为 H^c , 跳跃条件可以表示为

质量守恒方程

$$\dot{m}_{i+1}' = \dot{m}_i' + \dot{m}_{i+1}^c \quad (10)$$

能量守恒方程

$$(\dot{m}_{i+1} H_{i+1})' = (\dot{m}_i H_i)' + S_{i+1} Q' + \dot{m}_{i+1}^c H_{i+1}^c \quad (11)$$

动量守恒方程

$$S_{i+1} (p_{i+1}' - p_i') + (\dot{m}_{i+1} u_{i+1})' = (\dot{m}_i u_i)' + \dot{m}_{i+1}^c u_{i+1}^c \quad (12)$$

上述方程适用于管道截面面积增加和不变的情况。

严格来讲, 这一跳跃条件的线性化方程中还需包含 $\dot{m}^c$ 、 T^c 、 H^c 的脉动分量, 然而, 出于实际情况考虑, 由于本模型不求解冷却管道中的流动, 在此忽略这些脉动项。

3.4.3 分流情况的跳跃条件

对于管道1分流至管道2和2b的情形,跳跃条件如下:

质量守恒方程

$$\dot{m}_1' = \dot{m}_2' + \dot{m}_{2b}' \quad (13)$$

能量守恒方程

$$(\dot{m}_1 H_1)' = (\dot{m}_2 H_2)' + (\dot{m}_{2b} H_{2b})' \quad (14)$$

等熵方程

$$\begin{cases} p_2'/p_1' = \left[(\rho_2/\rho_1)^\gamma \right]' & \text{管道1~2} \\ p_{2b}'/p_1' = \left[(\rho_{2b}/\rho_1)^\gamma \right]' & \text{管道1~2b} \end{cases} \quad (15)$$

对于管道2和2b合流至管道3的情形,跳跃条件如下:

质量守恒方程

$$\dot{m}_3' = \dot{m}_2' + \dot{m}_{2b}' \quad (16)$$

能量守恒方程

$$(\dot{m}_3 H_3)' = (\dot{m}_2 H_2)' + (\dot{m}_{2b} H_{2b})' \quad (17)$$

Borda-like 方程

管道2~3

$$[\dot{m}_2(u_3 - u_2)]' = \beta S_3(p_2' - p_3') \quad (18)$$

管道2b~3

$$[\dot{m}_{2b}(u_3 - u_{2b})]' = (1 - \beta) S_3(p_{2b}' - p_3') \quad (19)$$

其中 β 表示管道2相比管道3的分流比。

3.5 特征方程

将所有声学子单元通过各子单元之间的跳跃边界条件进行连接,同时考虑火焰面引入网络单元的能量输入,以及进出口边界条件,即可形成燃烧室热声系统的控制方程(式(20)):

$$Mx = 0 \quad (20)$$

$$x = \begin{Bmatrix} A_1^+ \\ A_1^- \\ A_1^e \\ \vdots \\ A_n^+ \\ A_n^- \\ A_n^e \\ Q' \end{Bmatrix} \quad (21)$$

式中 M 为系统特征矩阵; x 为系统的脉动变量;如前所述, A^+ 、 A^- 、 A^e 分别表示下传声波、上传声波以及熵波幅值,下标1、 $\dots$ 、 n 表示声学网络单元序号;求解式(21)对应的特征值问题便可得到系统的特征频率和模态分布。

对于上述特征值问题,当且仅当 $\det(M) = 0$ 时,式(20)有解;通过求解 $\det(M) = 0$,即可获得系统的特征频率 ω 。

4 数值计算结果

4.1 不同工况计算结果对比

利用声学网络模型对表1中ISA1.0、巡航、模拟起飞3个工况进行了热声稳定性分析,表2和图7给出了燃烧室出口为Choked边界条件的模拟结果, g 为增长因子,符号为正时表示不稳定,符号为负时表示稳定。表2中 l_d 代表前测量段长度, l_m 代表后测量段长度,单位为m;0、1、2分别代表边界条件为Opened、Closed以及Choked; C_{di} 和 C_{do} 分别表示入口和出口边界条件。从表2中可以看出,对于3个不同的试验工况,在0~1 000 Hz内,均获得10个特征模态和频率,且任意模态下的特征频率一一对应。其中,ISA1.0工况下的失稳频率为537 Hz,巡航工况的失稳频率为563 Hz,模拟起飞工况的失稳频率为572 Hz和849 Hz。

对比3个不同工况特征频率和增长因子的变化趋势可知,随工况参数增加,各模态频率逐渐增加。随工况参数增加,模态1、3、5、6、9的增长因子也逐渐增加。特别的,模态5(失稳模态)的增长因子随工况参数增加而增加,说明随工况参数增加,模态5更不稳定,极限环幅值可能更高,与图4所示的试验结果一致。

表3和图8给出了燃烧室出口为Closed边界条件的模拟结果。对于三个不同的试验工况,在0~1 000 Hz内,均获得6个特征模态和频率。其中,巡航、起飞工况在模态3的增长因子均为正,ISA1.0工况在模态3的增长因子在所有6个特征频率中最大,但小于零,除此之外,3个工况在其他模态的增长因子均为负,说明在燃烧室出口Closed边界条件下本文研究对象在巡航、模拟起飞工况下均存在一个失稳模态(模态3),在ISA1.0状态不存在失稳频率,但模态3最有可能失稳。其中,ISA1.0工况下最接近失稳的频率为536 Hz,巡航工况的失稳频率为569 Hz,模拟起飞工况的失稳频率为571 Hz。随ISA1.0-巡航-模拟起飞的工况参数增加,各模态对应特征频率逐渐增加。

对比模拟结果和试验结果可知,模拟结果准确预测了不同试验工况可能出现的失稳频率,燃烧室出口为Choked和Closed边界条件下预测获

表 2 ISA1.0、巡航、模拟起飞状态热声模拟结果 ($l_d=0.4, l_m=0, C_{di}=0, C_{do}=2$)

Table 2 Thermo-acoustic simulation results for ISA1.0, cruise, takeoff test conditions ($l_d=0.4, l_m=0, C_{di}=0, C_{do}=2$)

模态	ISA1.0		巡航		模拟起飞	
	频率	增长因子	频率	增长因子	频率	增长因子
1	158.4	-161.8	160.4	-143.1	166.5	-130.4
2	245.4	-340.8	243.	-328.9	254.5	-353.1
3	368.6	-86.5	362.6	-74.2	377.8	-17.3
4	482.6	-221.5	473.6	-215.5	502.1	-283.9
5	537.3	6.2	563.1	27.2	572.1	58.7
6	619.9	-186.9	625.85	-182.4	650.1	-124.2
7	713.4	-49.7	714.	-148.4	744.5	-40.5
8	724.0	-185.7	738.9	-42.2	752.9	-250.2
9	829.5	-81.5	823.8	-126.4	849.3	10.8
10	928.5	-72.7	915.5	-44.8	978.9	-143.6

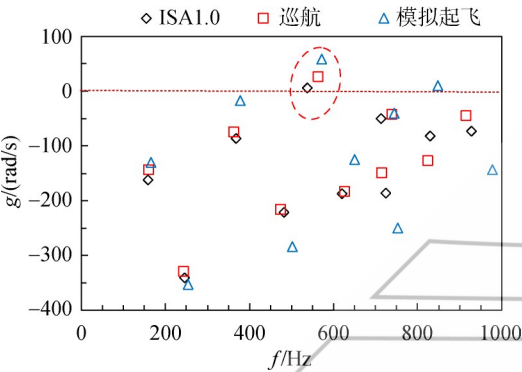


图 7 ISA1.0、巡航、模拟起飞试验工况热声模拟结果对比
(燃烧室出口 Choked 边界条件)

Fig.7 Comparison of thermo-acoustic simulation results
for ISA1.0, cruise, takeoff test conditions
(Choked boundary condition at combustor outlet)

得的失稳频率与试验获得的失稳频率的差值也在 ± 10 Hz 以内,误差百分比在 2% 以内。

4.2 出口边界条件的影响

图 9 给出了 ISA1.0、巡航、模拟起飞 3 个工况下 Closed 和 Choked 两种不同出口边界条件热声模拟结果对比,从中可以看出,3 个不同工况在两种不同的边界条件下存在相似的规律,在 Closed 边界条件获得的 6 个特征频率与 Choked 边界条件下获得的特征频率一一对应,两者具有相同的模态;Choked 边界条件比 Closed 边界条件额外多出 4 个特征频率;Closed 边界条件获得的增长因子均小于 Choked 边界条件增长因子;两者失稳模态对应频率近似一致。

以上分析表明,Closed 边界条件可以获得与 Choked 边界条件相似的模拟结果;Closed 边界条件预测的增长因子均低于 Choked 边界条件预测的增长因子,说明 Closed 边界相比 Choked 边界会低估潜在的振荡风险,预测结果更加保守,这是文

表 3 ISA1.0、巡航、模拟起飞状态热声模拟结果 ($l_d=0.4, l_m=0, C_{di}=0, C_{do}=1$)

Table 3 Thermo-acoustic simulation results for ISA1.0, cruise, takeoff test conditions ($l_d=0.4, l_m=0, C_{di}=0, C_{do}=1$)

模态	ISA1.0		巡航		模拟起飞	
	频率	增长因子	频率	增长因子	频率	增长因子
1	169.2	-311.4	170.1	-272.1	172.7	-251.6
2	395.6	-240.1	390.9	-208.8	390.6	-185.4
3	536.3	-1.4	568.8	9.6	571.3	16.6
4	662.5	-314.1	669.3	-273.9	670.3	-248.1
5	713.6	-57.3	739.4	-39.7	744.2	-42.7
6	859.5	-140.3	859.9	-136.5	862.2	-122.7

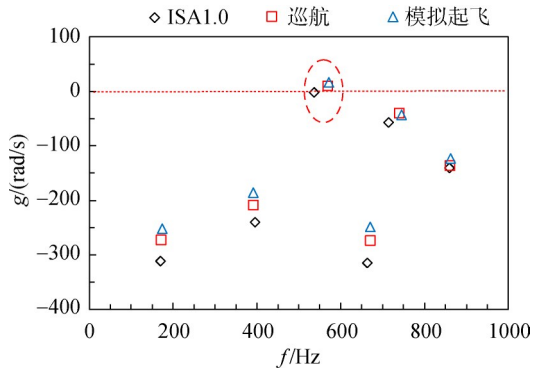


图 8 ISA1.0、巡航、模拟起飞试验工况热声模拟结果对比
(燃烧室出口 Closed 边界条件)

Fig.8 Comparison of thermo-acoustic simulation results at
ISA1.0,cruise,takeoff test condition (Closed condition
boundary at combustor outlet)

中第 4.1 节中 ISA1.0 状态在 Closed 边界条件下模态 3 不失稳,而在 Choked 边界条件下模态 3 失稳的原因。

4.3 前测量段长度的影响

图 10 给出了巡航工况前测量段长度变化对单扇区燃烧室失稳模态的影响。图中分别给出了以下 3 种情况的模拟结果,为分析方便,记为方案 1、方案 2、方案 3,具体如下:

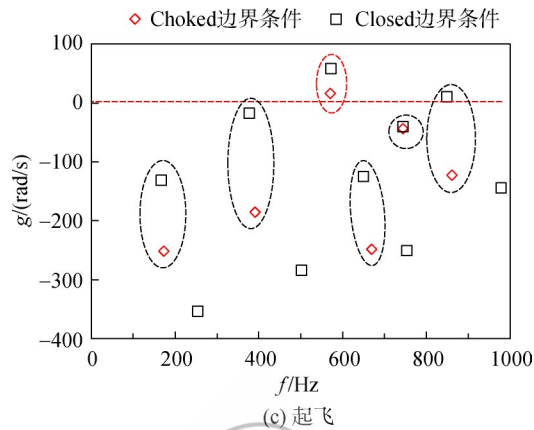
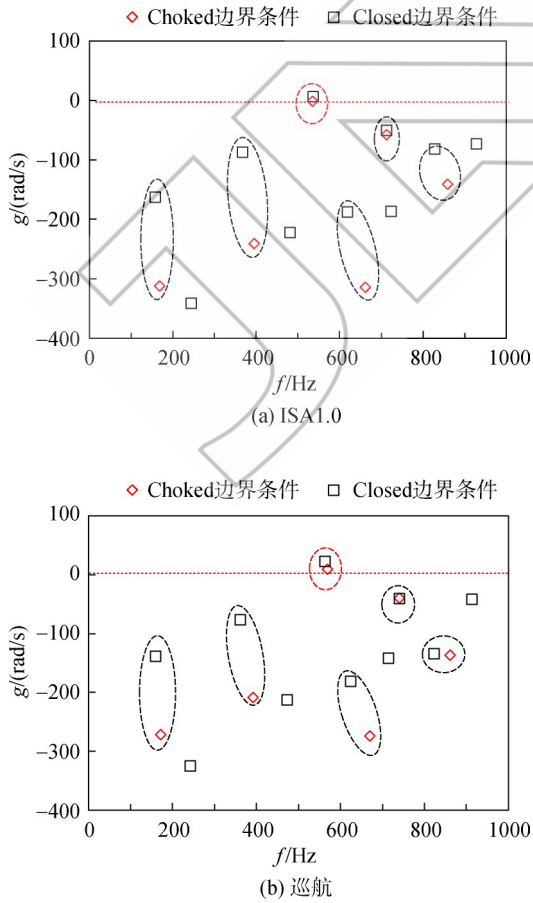


图 9 Choked 和 Closed 燃烧室出口边界条件热声模拟
结果对比($l_d=0.4, l_m=0, C_{di}=0$)

Fig.9 Comparison of thermo-acoustic simulation results
between choked and closed outlet boundary
condition at combustor outlet
($l_d=0.4, l_m=0, C_{di}=0$)

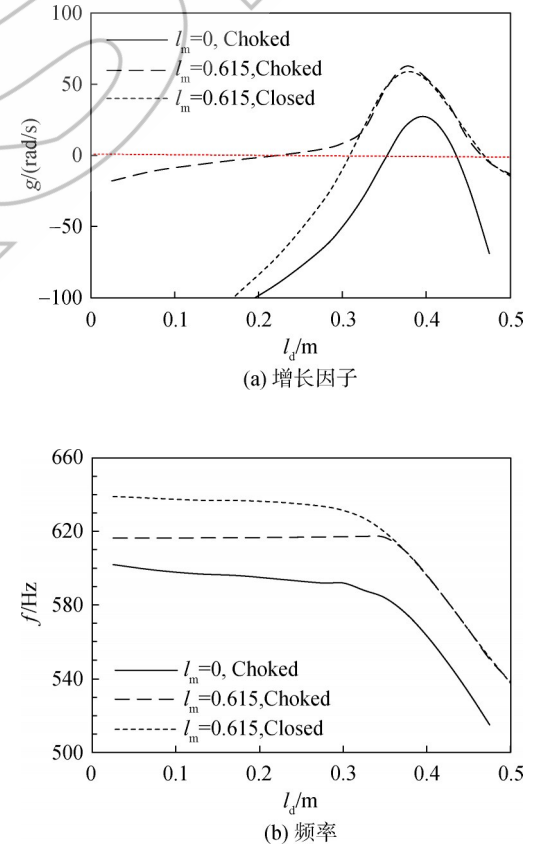


图 10 巡航试验工况 l_d 对燃烧不稳定性的影响
Fig.10 Effect of l_d on combustion instabilities at
cruise test condition

- 1) 方案 1 $l_m=0$ m, 出口 Choked 边界条件。
- 2) 方案 2 $l_m=0.615$ m, 出口 Choked 边界

条件。

3) 方案 3 $l_m=0.615$ m, 出口 Closed 边界条件。

后测量段长度取 0.615 m 的原因是模拟实际后测量段长度。从图中可以看出:

1) 方案 1 当 l_d 介于 0.35~0.44 m 之间时, 触发燃烧不稳定, 频率为 540~583 Hz。

2) 方案 2 当 l_d 介于 0.24~0.46 m 之间时, 触发燃烧不稳定, 频率为 551~617 Hz。

3) 方案 3 当 l_d 介于 0.30~0.42 m 之间时, 触发燃烧不稳定, 频率为 551~631 Hz。

其他 l_d 情况下, 3 个案例所有模态增长因子均小于零, 处于稳定状态。

以上分析很好地解释了单扇区燃烧室试验台在 l_d 长度为 0.40 m 时发生自激燃烧振荡, 而 l_d 长度为 0.25 m 时未发生自激燃烧振荡的原因。 $l_d=0.40$ m 时正好位于上述 3 种情况的振荡区间内, 而 $l_d=0.25$ m 时位于上述 3 种情况的振荡区间外。

图 11 给出了模拟起飞工况前测量段长度 l_d 变化对单扇区燃烧室失稳模态的影响, 与巡航工况得到的结论一致, 只有当 l_d 在一定范围内时, 才会触发 560~610 Hz 振荡。对比图 10 和图 11 可见, 图 11 中各案例增长因子大于零的区域所对应的 l_d 范围较图 10 更宽, 增长因子更大, 说明模拟起飞状态更容易发生振荡, 这与前述研究结果一致。

综上, 前测量段长度变化对单扇区燃烧室的热声稳定性的影响十分显著, 是诱发单扇区燃烧室自激振荡的主要原因, 只有当前测量段长度在一定范围内时, 才会触发自激燃烧振荡。

本文采用单火焰面声学网络模型虽然不能预测主燃级燃料分级比变化对热声稳定性的影响, 但基于单火焰面的预测结果与分级燃烧室在较高主燃级燃料分级比时的试验结果相一致, 说明单火焰面声学网络模型可以较好地预测分级燃烧室在较高主燃级分级比工作时的燃烧不稳定性。对于燃料分级比对分级燃烧室燃烧稳定性的影响, 可采用双火焰面声学网络模型或三维有限元求解器^[15]进行模拟。

5 结 论

本文针对单扇区燃烧室试验过程中发生的燃烧不稳定性现象, 利用自主开发的声学网络模型研究了不同试验工况、出口边界条件、前测量段长

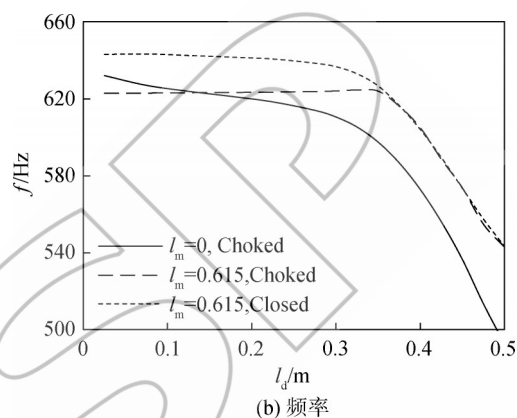
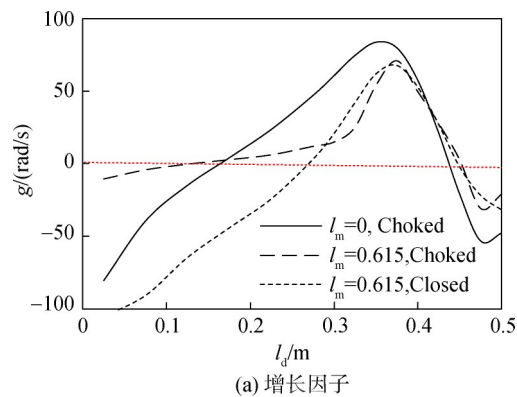


图 11 起飞试验工况 l_d 对热声不稳定性的影响

Fig.11 Effect of l_d on combustion instabilities at takeoff test condition

度对燃烧室燃烧稳定性的影响, 得出以下结论:

1) 声学网络模型准确预测了不同试验工况可能出现的失稳频率, 预测失稳频率与试验失稳频率的误差在 ± 10 Hz 以内, 误差百分比在 2% 以内。

2) 燃烧室出口 Closed 边界条件可以获得与 Choked 边界条件相似的模拟结果, 在某些情况下 Closed 边界条件预测结果较为保守, 但在出口边界条件较为复杂的情况下, 可以作为初始边界条件进行快速预估。

3) 燃烧室前测量段长度对燃烧不稳定性的影响研究表明, 只有当前测量段长度在一定范围内时, 才会触发自激振荡, 与试验结果相互吻合, 进一步验证了热声网络模型的准确性。

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 instabili-

- ties in real engines[J]. Proceedings of the combustion institute, 2017, 36(1):1-28.
- [3] 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.
- [4] RENAUD A, TACHIBANA S, ARASE S, et al. Experimental study of thermoacoustic instability triggering in a staged liquid fuel combustor using high-speed OH-PLIF[R]. ASME Paper GT2017-64102, 2014.
- [5] MEIER U, LANGE L, HEINZE J, et al. Optical methods for studies of self-excited oscillations and the effect of dampers in a high-pressure single sector combustor[R]. ASME Paper GT2014-25873, 2014.
- [6] TAAMALLAH S, LABRY Z A, SHANBHOUE S J, et al. Thermo-acoustic instabilities in lean premixed swirl-stabilized and their link to acoustically coupled and decoupled flame macrostructures[J]. Proceedings of the combustion institute, 2015, 35(1):3273-3282.
- [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] INDLEKOFER T, FRURE-BEAULIEU A, NOIRAY N, et al. The effect of dynamic operating conditions on the thermoacoustic response of hydrogen rich flame in an annular combustor[J]. Combustion and Flame, 2021, 223(10):284-294.
- [9] CULLER W, CHEN Xiaoling, SAMARASINGHE J, et al. The effect of variable fuel staging transients on self-excited instabilities in a multiple-nozzle combustor[J]. Combustion and Flame, 2018, 194(4):472-484.
- [10] 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.
ZHANG 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)
- [11] 张昊, 黄铮, 朱民. 自激振荡预混燃烧的实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1):28-34.
ZHANG Hao, HUANG Zheng, ZHU Min. Experimental study on self-excited oscillations in premixed combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1):28-34. (in Chinese)
- [12] 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. (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 instable oscillation in combustion chamber using thermal-acoustic network coupled with actuator disk model[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(3):186-194. (in Chinese)
- [14] DOWLING A P, STOW S R. Acoustic analysis of gas turbine combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5):751-764.
- [15] LIU Yu, DOWLING A P, SWAMINATHAN N, et al. Prediction of combustion noise for aeroengine combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(1):114-122.
- [16] STOW S R, DOWLING A P, HYNES T P. Reflection of circumferential modes in a choked nozzle[J]. Journal of Fluid and Mechanics, 2002, 467:215-239.
- [17] BOTHIEN M K, 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.
- [18] GHIRARDO G, JUNIPER M P. Azimuthal instabilities in annular combustors: standing and spinning modes[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 2013, 469(2157):1-16.
- [19] GHIRARDO G, BOUDY F, BOTHIEN M R. Amplitude statistics prediction in thermoacoustic[J]. Journal of Fluid and Mechanics, 2018, 844:216-246.
- [20] 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.
- [21] MORGANS A S, STOW S R. Model-based control of combustion instabilities in annular combustors[J]. Combustion and Flame, 2007, 150(6):380-399.
- [22] 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(4):137-161.
- [23] FREZZOTTI M L, NASUTI F, HUANG C, 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.

(编辑:张雪)