

燃烧室声学测量和仿真的误差影响因素分析

汪广旭¹, 张志涛², 谭永华², 陈建华¹, 陈宏玉¹

(1. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 动态压力数据对于燃烧室声学特性及燃烧不稳定性的分析具有十分重要的意义, 由于测点数量有限, 实际工程分析中还需要借助声学仿真补充模态分布及频响曲线等多维信息。某些情况下, 主次模态频率间隔较小、主模态幅值不太突出, 声学测量和仿真之间的误差会严重影响对实际声模态类型的判断。通过燃气发生器缩尺件声学实验及仿真计算, 具体分析了在燃烧室声学特性分析过程中的各种误差源, 其中包括测量点位置、来流温度、喷注及测量缩进小腔等。研究表明: 声学仿真能够准确得到实际的声学模态频率分布, 平均温度引起的频率差异不可忽略, 非波腹位置处测量的模态幅值需要考虑测点位置的影响, 喷注缩进小腔能使特定模态幅值降低, 而测量缩进小腔会导致某阶模态幅值的测量结果偏高。

关键词: 声学测量; 声学仿真; 声学实验; 误差分析; 燃烧不稳定性

中图分类号: V434. 13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)04-0060-07

Analysis on factors affecting error between acoustic measurement and simulation of combustor chamber

WANG Guangxu¹, ZHANG Zhitao², TAN Yonghua², CHEN Jianhua¹, CHEN Hongyu¹

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China; 2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: Dynamic pressure data is very important for the analysis of acoustic properties and combustion instability in combustor chamber. Due to the limited number of measuring points, the acoustic simulation is also needed to obtain mode distribution and response curve to provide multi-dimensional information for actual engineering analysis. In some cases, the frequency interval between the primary and secondary modes is too small, and the amplitude of the primary mode is not prominent. The error between acoustic measurement and simulation will seriously affect the judgment of the actual acoustic mode type. Through the acoustic simulation and experiment of a sub-scaled gas generator, the error sources were specifically analyzed, including the sampling point position, the inlet temperature, the recessed small cavity for injection and measurement. It is indicated that the acoustic simulation has enough precision to achieve the actual mode frequency distribution, but the frequency difference caused by temperature variation should not be ignored. Furthermore, the mode amplitude should be reconsidered when the sampling point

收稿日期: 2019-11-08; 修回日期: 2020-03-21

基金项目: 国家自然科学基金(11602186)

作者简介: 汪广旭(1987—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机雾化燃烧及燃烧不稳定性

is not in anti-node area. The recessed small cavity for injection or measurement will decrease or increase the amplitude of a certain specific mode, respectively.

Keywords: acoustic measurement; acoustic simulation; acoustic experiment; error analysis; combustion instability

0 引言

液体火箭发动机的高频和中频燃烧不稳定问题包括了燃烧室内燃烧过程以及扰动传播过程,后者是燃烧室声学的主要研究内容^[1-2]。扰动在燃烧室内以波的形式传播,波动的边界条件将根据燃烧室、喷管以及喷管形状来确定。这些边界条件是对波动的物理约束并导致产生一定的不连续振型,即只能由一定的频率和波型出现,在理论上频率和波型是本征值和本征函数^[3-4]。

对燃烧室或发生器开展声学分析的意义在于:当发生振荡时,它们与弦和膜片的振动以及风琴管和闭合室的振荡等经典问题的频率和波形相类似^[5-6],通过线性声学分析可以获得相应燃烧室几何条件下的一些频率特性、模态分布及边界阻尼特性等,对于发动机燃烧稳定性设计具有非常重要的意义。例如,燃烧室低阶声学模态频率往往与发动机不稳定频率接近,实际的设计过程中需要以此为参考来设计喷注器^[7],使其推进剂燃烧的特征时间 t 远离这些频率对应的时间,以免引起谐振。

考虑到发动机的结构及热防护等问题,地面试车时,某型号液体火箭发动机燃气发生器^[8]的动态压力测点只有一个。当发生高频声学型燃烧不稳定现象时,该点的动态压力数据是所有后续分析的唯一依据。对该点数据的判读通常需要借助声学仿真计算,通过对比各阶声学模态频率与动态压力的突频来确定主要的声振型,为进一步的改进措施提供重要的参考,故其准确性尤其关键。

然而,某些情况下,上述过程的误差影响因素有很多^[9-11],准确的判读并不容易,例如,仿真得到的模态频率与实测的动态压力信号突频不能完全吻合,甚至某些模态频率并未在试车数据中出现^[12-13]。因此,仍然有必要针对上述过程中存在的一些误差因素进行分析讨论。

1 基本原理

声学方程的任何一种形式都可以从流体的连

续方程、运动方程、能量方程、物态方程推导而来。通过对流体方程进行线化和不同的假设可以得到不同形式的声学方程^[14]。静止流体介质中的声传播方程为

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = \rho_0 \frac{\partial q}{\partial t} \quad (1)$$

式中: p' 为动态压力; c 为声速; t 为时间; ρ 为密度; u 为速度; q 为源项;下标0为平均量。通常情况下在稳定的简谐激励下引起稳定声场,因为相当多的声源都是作简谐振动的。另外,根据傅里叶级数或者傅里叶变换,任何随时间的振动都可以看作是多个简谐振动的叠加或积分。采用变量分离方法求解基本声学方程,以此介绍时域形式与频域的转化方式。设

$$\begin{aligned} \hat{p} &= p(x, y, z) \cdot e^{j\omega t} \\ q &= q_0(x, y, z) \cdot e^{j\omega t} \end{aligned} \quad (2)$$

如果要求解方程,还需要对方程的部分变量进行约束,形成封闭的方程组,才能确定方程的唯一解。这里的约束的变量就是声学边界条件。声学边界条件可以归纳为以下3种:声质点速度边界条件、声压边界条件和混合边界条件(阻抗边界条件)^[2]。

1.1 声质点速度边界条件

声质点速度边界条件的表现形式为

$$v_n = \bar{v}_n \quad (3)$$

在某些声学边界网格上给定声质点速度进行约束,比如用边界元方法求解一台柴油发动机的振动声辐射,就可以将发动机表面结构振动速度映射到声学边界网格上,然后基于声学边界网格的声质点速度进行声场求解;在其他的声学问题中也可以给定声质点速度边界条件。

1.2 声压边界条件

声压边界条件的表现形式为

$$p = \bar{p} \quad (4)$$

在某些声学边界网格上给定声压值进行约束,

形成封闭的求解方程组。

1.3 混合边界条件

混合边界条件又叫阻抗边界条件,其表现形式为

$$Ap + Bv_n = C \quad (5)$$

式中 A, B, C 为已知常数,通过某些声学边界网格上的声质点速度与声压关系来定义边界条件。混合边界条件可以通过实验或者一些经验公式得知,其物理意义主要表现为声学边界网格的吸收效果或者反射系数。

通过求解波动式(1)获得某个封闭空间的声模态,其本质上是求解一个大型稀疏矩阵的特征值及其特征向量在空间的分布。

2 实验装置

与推力室情况不同,实际燃气发生器出口并不存在声速面,而是位于下游涡轮静子出口附近。因此,本文研究对象为燃气发生器和涡轮静子的组合件缩尺模型(见图1),其中采用多孔结构代替涡轮泵静子出口,近似模拟涡轮静子出口声学阻抗边界。缩尺件模型由四部分可拆卸结构共同组成,分别为喷注器头部(缩进小腔)、燃烧室、连接弯段以及涡轮泵模拟段。

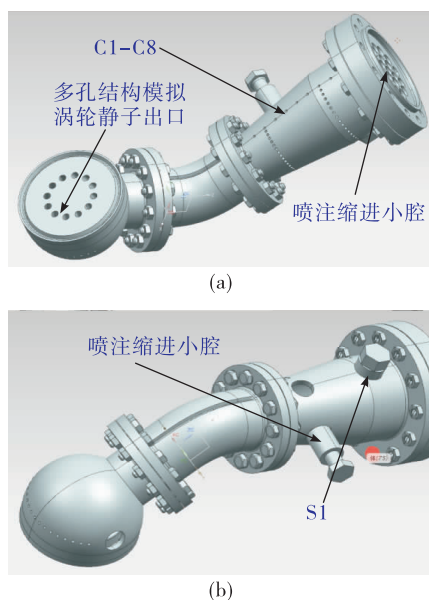


图1 缩尺件结构及声源点、测点位置

Fig. 1 Sub-scaled model and positions of acoustic source and sampling points

缩尺件沿轴向布置8个测量孔以确定轴向模态分布,轴向孔间距8 mm,具体位置见图1(a)。该组测量孔依次编号 C1 ~ C8。声源激励点位于圆柱段 S1 点处,见图1(b)。为了保证测量的准确性,某次测量过程中测点和声源点以外的其他各点均处于堵塞状态以严格保证壁面刚性边界条件。

实验原理及系统如图2所示。实验采用 LMS Test Lab11 软件模块结合 BK 声学采集系统进行采集,声学传感器采样频率 25 600 Hz。激励源由标准信号发生器产生,可以产生 0 ~ 10 000 Hz 范围内的扫频信号,也可以产生标准随机白噪声,两种激励形式对于本次测量是等效的^[15-17]。

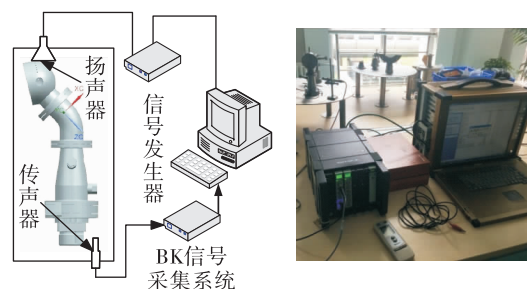


图2 实验原理及系统

Fig. 2 Experimental principle and system

此外,考虑到实际发生器燃烧室内部具有很大的温度梯度,会影响到局部声速和声模态的分布。为了讨论这一因素带来的分析误差,本次实验引入了小型电加热吹风机,实际可以达到的风速约为 3 m/s,采用电阻丝加热,可以将来流空气加热至 320 K(A 档)和 340 K(B 档)。由于来流马赫数远小于 1,可以忽略流动速度对燃烧室声振频率的影响,只考虑由流动及热传导效应在缩尺件内形成的温度梯度。实验过程中电吹风机放置在缩尺件入口处。

3 结果分析

3.1 频率误差影响因素分析

频响曲线反映的是该燃烧室对不同频率信号响应幅值的大小,由于燃烧室对自身模态频率信号的响应较大,阻尼较小,故频响曲线上的峰值频率即为对应的模态频率。通过实验得到的频响曲线可以较为快速地获得燃烧室声学模态频率。图3给

出了白噪声激励下燃气发生器缩尺件频响结果(测量点位置 C2),其中横坐标为频率,纵坐标为响应幅值,并给出了1到8阶模态峰值位置。

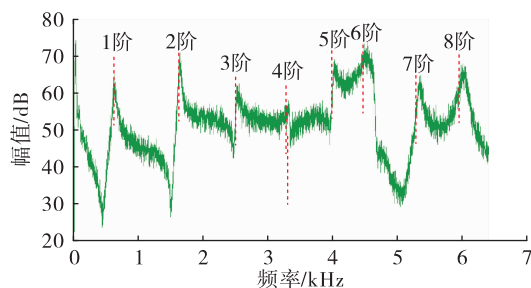


图3 白噪声激励下的缩尺件频响结果

Fig. 3 Results of frequency response under white noise excitation

在此基础上,本文首先利用带缩进小腔的缩尺件考核了静止大气环境燃烧室声学频率的仿真精度。仿真主要采用 LMS Virtual Lab 12.0 声学有限元模块,能够获得三维声学计算域的模态频率及空间分布。缩尺件声学计算域的网格最大分辨率在 10 kHz 以上,前 8 阶模态频率分布的实验及仿真结果对比如图 4 所示。图中所示误差率计算以实验结果为参考值,最大误差率小于 5%,满足实际工程预测要求。

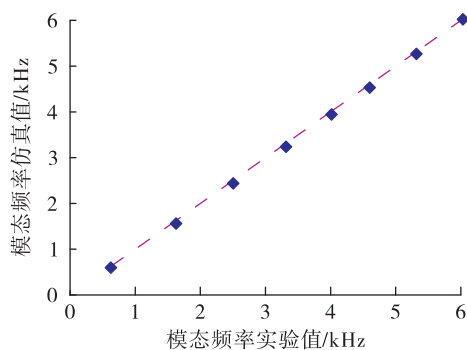


图4 声学模态频率的实验与仿真结果对比

Fig. 4 Comparison of experimental and simulated acoustic mode frequencies

以上结果只是验证了声学仿真本身的精度,实际工程中,燃烧室实际几何结构与仿真模型之间往往存在差异,这些差异在某些情况下引起的误差是非常严重的。例如,上述实测 8 阶模态频率 6 032 Hz

对应信号波长 56.3 mm,而 7 阶模态频率 5 267 Hz 对应信号波长 32.3 mm,两者相差仅为 24 mm。对于实际的声学分析过程中,这一误差极有可能造成对实际模态类型的判断失误,从而误导后续稳定性的分析。

另一方面,燃烧室声模态频率是由燃气局部声速决定的,工程中为了简化,通常假设燃气温度为一个固定值,由此带来的误差需要深入分析。为此,本文开展了不同来流温度下的声学实验,通过人为引入燃气温度梯度的方法讨论这一因素对模态频率带来的误差。图 5 给出了 2 种来流温度(加热 A 档、加热 B 档)条件下,各阶模态频率差值的分布,定义为

$$f_{di} = \text{abs}(f_{Ai} - f_{Bi})$$

式中 i 为模态阶数。从图中可以看出,频率差值 f_{di} 随着模态阶数的提高而增加,温度引起的 5~8 阶模态的频率差值 f_{di} 都达到了 100 Hz,单位温度引起的频率误差达到了 5 Hz/K。由于实际发动机中燃气平均温度的预测存在 60 K 左右的误差,按照上述基准,实际的模态频率预测误差可能会超过 300 Hz,对于模态类型的判断是不能忽略的。这说明,对于实际发动机的声学计算,准确给出燃烧室平均温度对于具体的模态类型判别具有非常重要的意义。

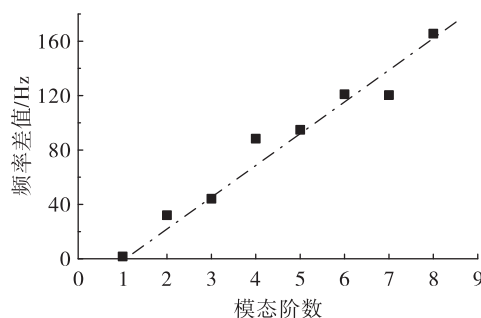


图5 不同加热条件下各阶模态 f_{di} 分布

Fig. 5 Distribution of f_{di} for each mode caused by temperature change

3.2 频响幅值误差影响因素分析

燃烧室动态压力数据是分析液体火箭发动机燃烧不稳定性的唯一依据,当出现高频声学型燃烧不稳定时,这些数据经过傅式变换后的横纵坐标往往反映了实际燃烧室内各阶声学模态的频率及幅

值分布。稳定性较差时,主要模态频率信号对应的幅值会比其他模态频率信号的要高很多,但当稳定性靠近边界时,各阶模态对应的幅值大体上接近,此时,测量或边界条件引起的误差就会造成主要模态类型判断的失误。

在上述基础上,本文进一步讨论燃气温度变化对燃烧室各阶模态响应幅值可能引起的误差。由于本文实验采用了声学激励,响应幅值的绝对大小与激励源强弱有关系,不具有实际参考意义。因此,图6给出了不同加热条件下各阶模态幅值差的相对值

$$P_{di} = \text{abs}\left(\frac{P_{Ai} - P_{Bi}}{P_{Bi}}\right)$$

从图6中可以看出,各阶模态的 P_{di} 不超过0.1%,说明来流温度相差20 K的条件下,燃气温度变化对于各阶模态的幅值的影响较小。即使按照线性递推,实际平均温度存在100 K的条件下, P_{di} 也只有0.5%。因此,实际分析中,可以忽略温度误差对模态幅值的影响。

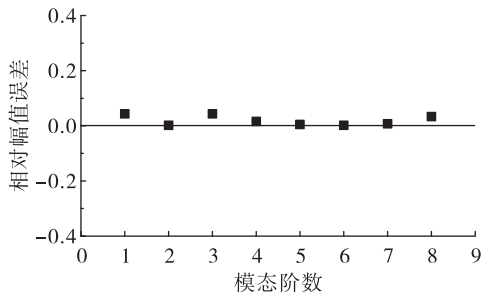


图6 温度差引起的 P_{di} 的分布

Fig. 6 P_{di} distribution of each mode caused by temperature change

由于燃烧室声学模态具有三维空间特性,不同位置点对应的空间模态幅值不同,单独一个测点不能反映真实的模态幅值分布情况。燃气发生器缩尺件纵向长度明显大于横向长度,意味着其低阶模态主要以纵向模态为主。为了分析测点位置对实测模态幅值的影响以及由此可能引入的误差,图7给出了激励源位于S1处时,各阶模态响应幅值沿轴向测点C1~C6的分布情况。

从图7中可以看出:相同测点处各阶模态幅值不同,不同测点间各阶模态的幅值分布也有很

大的区别,充分说明了声学模态的空间分布特性。

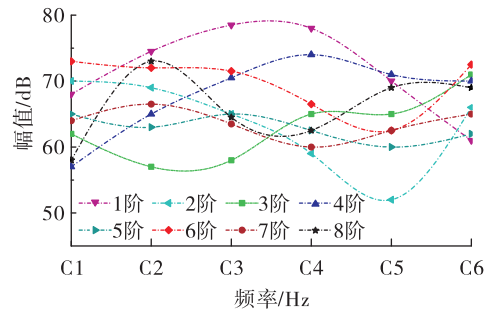


图7 各阶模态响应幅值分布

Fig. 7 Amplitudes distribution of each mode

为了进一步对比分析,图8分别给出了仿真得到的2阶、3阶和8阶声模态的分布情况,红色代表波腹区,黄色代表波节区。可以看出,缩尺件2阶和3阶频率对应的声模态都是纵向的。对比两图可以发现,二阶纵向模态响应幅值沿着C1~C6测点经历了先降低后增加的过程,这一规律与测点距离波节位置的距离关系是一致的,即测点对于某一阶模态响应幅值的大小取决于该测点相对于该模态波节的位置。

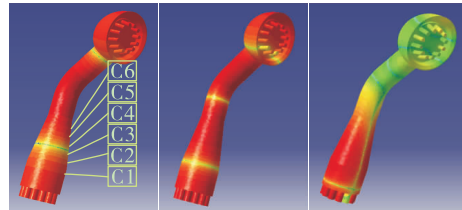


图8 模态振型分布

Fig. 8 Acoustic mode distribution

极端情况下,当测点位于某一阶模态波节位置时,该模态的响应幅值为零。此时,如果仅仅根据一个测点得到的信号频谱曲线判断某些模态是否被激发会导致产生严重的错误。此外,在实测数据中主模态频率幅值并不是非常突出的情况下,应当依据实际测点相对该模态波节位置的距离重新评估其幅值与其他模态幅值的相对大小,以免引起较大误差。

另一个会引起燃烧室声学响应幅值误差的因素是喷注缩进小腔(RSCI, Recessed Small Cavity for Injection),这种喷注缩进小腔指的是气/液同轴喷嘴的中心气喷嘴。通常情况下,这种喷嘴会通过专门的设计,使其对燃烧室特定声模态的耗散作用达

到最大,以提高实际发动机的稳定性。然而,由于实际燃烧室喷嘴个数较多,考虑这种喷嘴的声学仿真计算会非常耗时,实际分析中通常采用简化处理,采用完全刚性边界代替喷注面。为了评估这种简化所引起的误差,本文采用可替换喷注器头部,开展了有、无缩进小腔燃烧室的声学特性实验,测量了相应的频响曲线。实验中,RSCI组件是一个单独的部件,内嵌于实验件头部,不改变发生器缩尺件总体长度,从而保证了各阶模态频率不发生大的改变。

图9给出了C1,C2测点得到的有、无喷注缩进小腔的情况下,各阶模态频响幅值分布。从图中可以明显看出,有、无喷注缩进小腔前后各阶模态响应幅值分布发生了变化。其中,4阶模态在考虑了缩进小腔后的变化最大,C1测点处该模态的响应幅值从72 dB降低到了60 dB,说明所加缩进小腔对该模态频率信号的阻尼作用较为明显。另外,总体上,有喷注缩进小腔的情况下,各阶模态的响应幅值分布范围较小,最大响应幅值与最小响应幅值之间只有20 dB的差距,相对地,无缩进的情况要大。

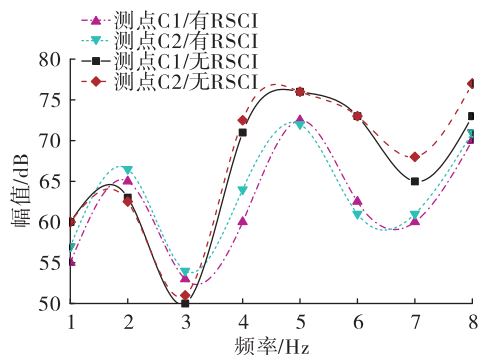


图9 有、无喷注缩进小腔频响幅值分布

Fig. 9 Experimental results of response amplitude with or without RSCI

以上结果说明,喷注缩进小腔的引入会使部分模态幅值发生较大的变化,并引起模态幅值分布的变化,在分析实际的不稳定试车数据时,应充分评估喷注缩进小腔的这一影响。

理想情况下,动态压力传感器应当布置在燃烧室壁面上,并与内壁面齐平。然而,实际情况下,发动机内壁面温度较高,齐平安装容易烧毁传感器,加上其他一些结构安装方面的特殊考虑,传感器会缩进安装面以下一段距离,从而在传感器端面与内

壁面之间形成了无法避免的测量缩进小腔(RSCS, Recessed Small Cavity for Sampling)。由于测量缩进小腔的长度一般较短,其固有频率相对较高,其对测量引起的误差在大部分情况下可以忽略。然而,当燃烧室某一高阶声模态频率与缩进小腔的低阶声模态频率接近时,两者容易发生耦合,其结果会导致对应模态频率的幅值出现异常,有可能超过主要模态频率信号,从而误导主要模态类型的判断。

基于此,本文通过声学仿真模拟,重点探讨了RSCS对声学测量结果的影响。RSCS长20 mm,直径8 mm,特征频率4 327 Hz,结构见图1(b)。通常认为这样的缩进小腔内以纵向波为主,从波的传播方向上看,RSCS与燃烧室自身的横向模态相互耦合的可能性较大。另一方面,从仿真得到声学模态看,在3 500 Hz以下,发生器缩尺件的声学模态主要以纵向分布为主,此频率范围的信号波长超过了RSCS本身的特征长度,理论上出现两者耦合的可能性不大。

图10给出了有、无RSCS的频响曲线,可以看出,当模态频率位于3 000 Hz以下时,RSCS对模态响应幅值基本没有影响;当模态频率接近RSCS特征频率附近时(红色虚线所示),RSCS对响应幅值的作用非常明显,最靠近缩进小腔固有模态(频率分别为3 900 Hz和4 300 Hz)的响应幅值得到了放大。以上结果说明,RSCS会与靠近其特征频率的燃烧室固有声模态发生相互耦合,由此会引起相应模态的测量幅值被放大。实际测量中,如果在燃烧室主要模态幅值不高的情况下辨别主要的模态类型,上述情况的发生有可能会非主要模态幅值超过主要模态幅值,从而误导最终的判断。

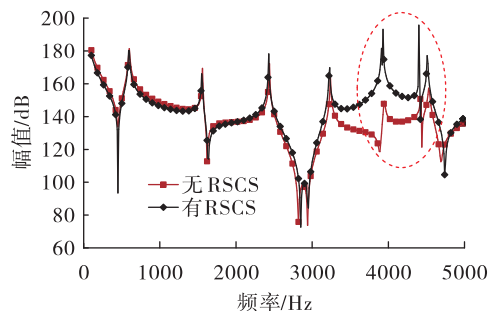


图10 有无测量缩进小腔频响曲线仿真结果对比

Fig. 10 Comparison of response curve with or without RSCS

4 结论

对某型号发生器缩尺件开展了详细的声学模拟实验及仿真研究,验证了声学仿真方法的精度,并重点探讨了来流温度、测量点位置、喷注缩进小腔以及测量缩进小腔对声学模态频率及响应幅值可能引起的误差。研究结果表明:

1)燃气平均温度的变化会造成前后各阶模态声学频率出现较大差异,对于发动机声学模态频率的预测非常关键,当主要模态与次要模态频率接近时,需要详细评估平均温度引起的频率误差,以免发生对模态类型误判。

2)单一测点结果不足以确定各阶模态的幅值分布情况,需要考虑模态振幅的空间分布特性,对于所测模态,测点应该尽量靠近其波腹位置,从而能在数据分频结果中充分辨别出该模态类型及频率。

3)喷注缩进小腔容易能够引起某阶模态幅值的显著变化,并使各阶模态幅值分布发生改变,实际燃烧室声学特性分析过程中应充分考虑这一影响;测量缩进小腔会对其特征频率附近的模态信号幅值产生一定程度的放大作用,引起误差。

参考文献:

- [1] HARRJE D T, REARDON F H. Liquid Propellant Rocket Combustion Instability: NASA SP-194 [R]. Washington D C: NASA, 1973.
- [2] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [3] 列别金斯 E B. 液体火箭发动机气路声学[M]. 张恩昭, 译. 西安: 西安航天动力研究所, 2006.
- [4] 洪鑫, 程惠尔. 液体火箭发动机燃烧室波动过程数值分析[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 5-8.
- [5] 汪广旭, 付秀文, 石晓波, 等. 燃烧室非线性压力振荡及其产生机理研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(2): 29-34.
WANG G X, FU X W, SHI X B, et al. Study on nonlinear pressure oscillation and its mechanism in combustion chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(2): 29-34.
- [6] 杜功焕, 朱哲民, 龚秀芬. 声学基础[M]. 南京: 南京大学出版社, 2001.
- [7] 汪广旭, 郭灿琳, 石晓波, 等. 基于时滞模型的纵向燃烧不稳定性分析[J]. 推进技术, 2016, 37(6): 1129-1135.
- [8] 李龙飞, 陈建华, 刘站国. 增强大推力火箭发动机燃烧稳定性裕度的方法[J]. 火箭推进, 2014, 40(5): 8-13.
LI L F, CHEN J H, LIU Z G. Method to enhance combustion stability margin of high thrust rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(5): 8-13.
- [9] GONZALEZ-FLESCA M, SCOUFLAIRE P, SCHMITT T, et al. Reduced order modeling approach to combustion instabilities of liquid rocket engines [J]. AIAA Journal, 2018, 56(12): 4845-4857.
- [10] HAKIM L. Dynamics of transcritical coaxial flames in high frequency transverse acoustic fields: application to liquid rocket engine instabilities [D]. Paris: Ecole Centrale, 2013.
- [11] GRONING S, SUSLOV D, HARDI J S, et al. Influence of hydrogen temperature on the acoustics of a rocket engine combustion chamber operated with LOX/H₂ at representative conditions [C]// Proceedings of Space Propulsion. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [12] 张蒙正. 燃烧不稳定性模拟实验技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2017.
- [13] 张蒙正. 液体火箭发动机燃烧不稳定性试验研究简述[J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 12-18.
ZHANG M Z. Review of combustion instability testing research on liquid propellant rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(6): 12-18.
- [14] 詹福良, 徐俊伟. Virtual Lab Acoustics 声学仿真计算从入门到精通[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2013.
- [15] 张蒙正, 张志涛, 杨国华, 等. 燃烧室声学特性模拟实验及应用[J]. 实验技术与管理, 2007, 24(8): 39-42.
- [16] 张蒙正, 张志涛, 郁锋, 等. 液体火箭发动机单喷注器燃烧室声学特性模拟实验原理及实现[J]. 声学技术, 2007, 26(2): 268-272.
- [17] 尚冬琴, 张峥岳, 严宇, 等. 热吹风条件下带声腔燃烧室阻尼特性研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(4): 60-67.
SHANG D Q, ZHANG Z Y, YAN Y, et al. Study on damping characteristic of combustion chamber with acoustic resonators under hot blowing conditions [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(4): 60-67.