

液体火箭发动机试验噪声测试分析

陈海峰, 刘 晓, 赵政社, 张少博, 辛 欣
(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 研究液体火箭发动机的声学特性不仅对发动机故障识别与预报有重要意义, 还会对液体火箭上的有效载荷工作可靠性产生影响。为此, 对液体火箭发动机试验噪声进行测试分析就显得尤为必要。针对液体火箭发动机试验噪声的特点, 提出了一种适用于液体火箭发动机试验的噪声测试方法, 介绍了该噪声测试系统的原理和各组成部分功能。对某型号液体火箭发动机地面试验所产生的噪声进行了测量, 结合所测得的噪声信号进行了时域与频域分析, 对发动机周围噪声特性进行了研究, 得出了发动机在试车台上的噪声分布特征, 对液体火箭发动机的设计改进和地面试验台的降噪措施有一定参考价值。

关键词: 液体火箭发动机; 噪声测量; 试车台

中图分类号: V434+.3-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 03-0083-08

Noise detection in test of liquid rocket engine

CHEN Hai-feng, LIU Xiao, ZHAO Zheng-she, ZHANG Shao-bo, XIN Xin
(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Research for the acoustics characteristics of liquid rocket engine (LRE) not only plays a very important role to identify and predict engine fault, but also impacts the working reliability of payload in LRE. Therefore, it is necessary to analyze the noise produced in LRE test. Based on the characteristics of noise in LRE test, a noise detection method suitable for LRE test is proposed in this paper. The principle of the noise detection system and functions of various parts of the system is also introduced. The noise produced in the ground test of a type of LRE was detected. The characteristics of the noise around LRE were researched in combination with time domain and frequency domain analyses for the detected noise signal. The noise distributing features of LRE on the test stand were acquired. The research result is useful to the improvement of the LRE design and the noise reduction of the ground test stand.

Keywords: liquid rocket engine; noise detection; test stand

收稿日期: 2013-12-13; 修回日期: 2014-02-27

作者简介: 陈海峰 (1977—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验测控技术

0 引言

液体火箭发动机噪声是火箭噪声的主要来源,液体火箭发动机噪声不仅对人们的身心健康危害极大,而且对发动机本身的性能及结构的影响也很大,可导致发动机部件产生结构疲劳、性能恶化及工作不稳定等。近来的一些研究表明:发动机噪声还隐含着某种即将发生的故障的特征信息。噪声测量分析作为一种非接触性测量方法,在振动和应变测量难以实现或无法实现原位监测时,不失为一种切实可行的监测方法。一般情况下,机械部件在发生磨损或故障后,发射的噪声会在声级和特性两方面变化,机械的声学特征可以诊断任何有缺陷的部件。液体火箭发动机的声学测量对可能性故障的识别与预报有着重要的实际意义。

另一方面,声振环境直接影响到航天产品的正常工作及系统的可靠性。在运载火箭的研制过程中,必须对其可能产生的声振环境载荷谱进行预估,这是航天产品声振环境鉴定试验的前提。液体火箭发动机所产生的高量级噪声和振动载荷对箭载仪器设备及有效载荷的结构和性能产生影响,严重的会导致发射失败。因此,获取发动机真实的声振环境数据成为研究运载系统力学环境的基础工作。

1 发动机噪声测量系统

1.1 声压测量系统原理

当声源振动时,其周围的空气分子受到交替的压缩和膨胀,形成疏密相间的状态,这样在空气传播过程中,空间各处的空气压强产生起伏变化。日常所遇到的声音,其声压的变化范围相当宽。人耳的感觉特性从 2×10^{-5} Pa 的阈值到 20 Pa 的痛域,相差 100 万倍,用声压表示为 0~120 dB。因此,在声学中普遍使用对数标度来度量声压。声压级定义公式如下:

$$L_p = 10 \cdot \lg \frac{p^2}{p_0^2} \text{ (dB)} \quad (1)$$

式中: p_0 为 2×10^{-5} Pa, 即指正常人耳的阈值; p 为声压的有效值。

对于液体火箭发动机燃气射流所产生的噪声,声功率约为发动机功率的 0.4%~0.8%,最大声压级可达 160~170 dB,在射流近场甚至高达 185 dB 以上,频谱很宽,约为 20~10 000 Hz。为准确评定液体火箭发动机试验环境效应对试车台的影响,对试车台的可靠性做出定量的评价,结合发动机试验和试验台改造任务,在关键部位布设声学传感器,对试车台进行噪声环境特性测量,并对液体火箭发动机环境效应做定量分析。通过对发动机周围噪声声压的测量来研究发动机工作时噪声对周围环境的影响。由于火箭发动机地面试验产生的噪声具有频率范围宽和峰值频率高的特征,为了能准确获得其噪声和背景噪声的信号数据,要求噪声测试系统应具有较宽的通频带和较大的动态范围。本噪声测试系统采用 5 个噪声传感器构成探测阵列,由多路一致性良好的宽带放大器对信号进行放大,高速动态数据采集系统记录数据。本噪声测试系统主要由噪声传感器、放大器、滤波或计权器、记录仪、分析仪等组成,如图 1 所示。



图 1 声压测量系统原理框图

Fig. 1 Functional block diagram of sound pressure detection system

图 1 中噪声传感器是将声信号转换成相应电信号的换能器,是整个噪声测试系统的关键部件。噪声传感器的性能和质量直接影响系统的精度和能否正确反映被测信号的全部信息。本系统采用电容式噪声传感器,它具有体积小、成本低、结构牢固、电容量大和输出阻抗较低等特点。另外,这种噪声传感器和前置放大器是集成在一起的,所以稳定性和一致性好,完全符合噪声测试系统的使用要求。放大器是声学测量的必备仪器。放大器的选择原则主要是使接收到的信号最有效地、不失真地进行传输。因此,放大器要具有宽频带、动态范围大、非线性失真小、噪声低及稳定性能好等特点,本噪声测试系统采用

低噪电缆和每通道专用的声频信号放大器。噪声数据记录仪主要为丹麦 BK 公司生产的 3560C, 其采样速率达到 51.2 kB/s, 且具有双 24 位 A/D, 能有效提高测量信号的动态范围。采集和分析软件主要为 PULSE 系统, 能够同时进行多通道、实时、FFT、CPB 及总级值等分析。

1.2 发动机地面试验噪声源分析

液体火箭发动机地面试验噪声是液体火箭发动机地面试车时存在的各种噪声源的声辐射总和这种噪声主要有 3 类: 冲击波啸叫噪声、超音速噪声和混合噪声。

1.2.1 冲击波啸叫噪声

在液体火箭发动机地面试验时, 高温的燃气流从发动机喷口以超音速喷出, 产生一系列复杂的冲击波。冲击波在其通过气体介质的瞬间, 在气体介质厚度和面积很小的范围内, 介质的压力、密度及温度等会急剧增高, 进而会对周围气体产生极大的扰动, 形成强大的冲击波啸叫噪声, 其噪声频率很高, 易引起声学传感器过载。

1.2.2 超音速噪声

自液体火箭发动机喷口至冲击波完全消失之间的中心气流速度很高, 中心气流与外界气流尚无明显的混合, 中心气流仍保持明显的界限, 这就是超音速核心区, 然而在超音速核心区的边界, 由于气体的粘滞作用, 高速燃气流与外界气体互相拉扯, 剧烈混合, 其间的速度梯度极大, 气流所受剪切力最强, 气流之间存在着复杂多变应力。湍流强度高, 气流内各处强度和流速发生剧烈变化。从而辐射出强烈的超音速噪声。

1.2.3 混合噪声

在超音速燃气流逐渐减速到亚音速流的一段相当长的区域内, 亚音速流与外界气流的剪切力虽不及超音速核心剪切层强。但由于燃气流与外界气流的强烈混合, 湍流强度得到充分提高。气体中动量的变化需要由作用力来平衡, 在无固定边界的纯空气流中, 该作用力的变化是由压力变化产生。流动区域内压力起伏引起密度起伏, 气流内各向应力急剧变化, 使气流内介质体元的运动发生复杂变化, 因而辐射出强烈的喷气噪声, 其噪声强度大, 频率范围很宽。这类噪声是液体

火箭发动机地面试验噪声的主要部分。

2 发动机噪声测量方案设计

噪声试验测量分析是一种研究复杂结构声源特性的有效方法。液体火箭发动机结构复杂, 体积庞大, 试车试验附加设备(管道、线缆)多, 所需的理想声学测试环境(自由场或半自由场)无法满足, 只能通过试车现场声学测量来获得一些参数, 进行发动机噪声特性研究。

2.1 噪声测点位置的选择原则

由于声压级依赖于测点离声源的距离以及周围的环境, 因此, 声压测量结果受许多因素的影响, 主要影响的因素为测点位置的选择和测试环境的声学特性等。为了得到既可靠又可以进行比较的数据, 必须按统一的测试方法进行噪声声压的标定和测量。噪声声压测量中噪声传感器与发动机噪声源的相对位置对测量结果有显著影响。由于液体火箭发动机工作时其噪声很大, 考虑到固定和试车后消防等原因, 测点宜取在距离发动机喷管 5 米以外。同时, 测点应在所测发动机四周均匀分布, 数量一般不少于 2 点, 如相邻测点测出的声压级相差 5 dB 以上, 应在这 2 个测点之间增加测点, 将各测点的算术平均值作为发动机的声压级。为研究发动机噪声对操作人员的影响, 对测量间进行噪声测量, 应把测点选在人常在的位置, 噪噪声传感器放在操作人员的耳位, 以人耳的高度为准, 选择数个测点, 如工作台、观看等位置。总之, 合理布置噪声声压的测点位置, 是获得可靠的噪声声压测量值的关键。

2.2 传感器的现场标定

在进行噪声测量时, 采用 94 dB 固定频率 1 kHz 的声学发生器, 在测量前对声学测量系统进行标定, 并将信号输入记录仪中, 作为数据处理的依据。在实际进行发动机周围环境测量过程中, 前置放大器、放大器增益的变化和调整都会影响测量的结果。进行测量系统的测量现场标定, 能保证测量的精度, 具体的校准要求如下:

1) 为了便于记录的噪声信号事后分析, 传感器、测量电缆和采集记录通道各部分必须进行现场校准, 且校准要在试车当天进行。

2) 校准的方法为：用声级校准器在已知频率上产生已知声压级的正弦波噪声信号对测量系统的总灵敏度进行校准和检查。

3) 在校准过程中，当校准值的变化不大于 0.5 dB，则可以认为系统的设备性能是满意的。校准值的任何变化，都要对试验中获得噪声数据进行修正。

4) 必须在进行试验前 6 个月内对每一件噪声测量设备，包括声级校准器、噪声传感器和电压输入装置等设备完成性能校准分析，每项校准必须按照国家标准和技术有关规定进行，要保证声级校准器的误差范围在±0.2 dB 之内。

2.3 测定测试现场背景噪声

外界噪声，包括测量系统的背景噪声与电噪声，须在试验当天用噪声测量系统在测量点适时记录至少 10 s。外界噪声应代表发动机试验运行期间存在的背景噪声。为了获得比较准确的噪声测量数据，必须对噪声数据进行分析，对背景噪声进行修正处理。修正原理如下：

实际中存在的声音往往是若干声源发出的含有许多频率成分的声波，各个声源所发出的声波在同一媒质中独立传播，但是在各波交叠的区域，媒质质点的振动由各个波在该点所激励的振动叠加而成，此时在该点某一瞬时的声压值，满足叠加原理，即以 n 个倍频带声压级叠加后总声压级 L_{pT} 满足如下公式：

$$L_{pT} = 10 \cdot \lg \left(\sum_{i=1}^n 10^{0.1L_{pi}} \right) \quad (2)$$

式中： L_{pT} 为总声压级； L_{pi} 为声源 i 所产生的声压级。

假设已知 2 个声波的总声压级 L_{pT} 和其中一个声波的声压级 L_{p1} ，就可求出另一个声波的声压级，公式如下：

$$L_{p2} = 10 \cdot \lg \left(10^{0.1L_{pT}} - 10^{0.1L_{p1}} \right) \quad (3)$$

2.4 噪声信号数据的处理

在测量中所记录的噪声信号用压力表示，在数据处理前先对所测量的噪声时间历程进行频谱分析、1/3 倍频程处理和 A 声级计算。噪声时间历程图主要反映噪声的声压级随时间的变化规

律，同时通过对噪声的谱分析可以确定出哪些频率为该噪声信号的主要分量，并得到噪声的能量分布规律，为采取减小噪声的措施提供理论依据。另一方面，在做噪声的频谱分析时一般不需要每一频率上声能量的详细分布，为方便起见，常在连续的频率范围内把它划分为若干相等的小段，每段叫做频带或频段。在每频带内声能量被认为是均匀的。最常用的频带划分是恒定百分比带宽。这是由于人耳对于不同频率的声音进行比较时，两个频率的比值有明显的意义。噪声测量和频谱分析常用的恒定百分比带宽是 1/3 倍频程。

3 发动机声学测试与分析

3.1 发动机测点分布

试验噪声测量分析是一种研究复杂结构声源特性的有效方法。由于液体火箭发动机结构复杂，体积庞大，试车试验附加管道、线缆多，所需的理想声学测试环境（自由场或半自由场）无法满足，只能通过试车现场声学测量来获得一些参数，进行发动机噪声特性研究。想要获得发动机的详细噪声数据，需要布置大量测点，这些条件在试车现场不易得到满足。综合上述情况，设置了 5 个声学测点，以发动机喷管底面中心为坐标原点，5 个测点坐标分别为 (6.9,0,1.5)，(8.9,0,1.2)，(7.4,0,5.3)，(0,7.4,5.3)，(-7.4,0,5.3)，长度单位：m，测点位置如图 2 所示。

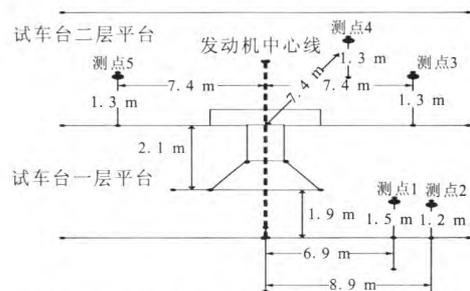


图 2 发动机试车台声学测点位置示意图
Fig. 2 Locations of acoustic testing points on LRE test stand

3.2 测试系统的标定

试验的测量分析系统如图 3 所示。为保证声

学测量系统的精确性和可靠性, 需要对噪声传感器及测试通道进行灵敏度标定, 使用标准发声器对每个测量通道进行现场校准。标准发声器发出 1 000 Hz, 93 dB 标准单频音, 测量系统对该标准单频音进行采集, 对每 1 个测量通道的实际灵敏度进行现场标定。

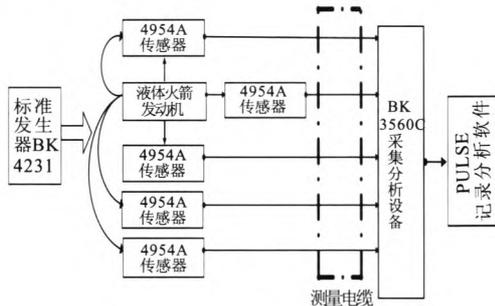


图 3 声学测试系统示意图

Fig. 3 Block diagram of acoustic testing system

3.3 测试结果分析

由于试验现场环境条件复杂, 发动机处于半封闭的空间内, 周围存在大量的不规则反射体对发动机噪声无规律的反射和吸收, 形成复杂的声场环境。为了获取液体火箭发动机地面试验时辐

射噪声信号的准确特性信息, 直接对采集的数据进行大范围、深层次的分析, 得到所测噪声信号的时域和频域特征。

3.3.1 时域特征分析

通过对某一型号发动机全程试车的噪声测量, 得到实测的液体火箭发动机辐射噪声信号的曲线。图 4 为实测的测点声压级波形时域曲线, 从曲线中可以看出, 发动机在实际工作过程中, 其最大声压级值达到 153 dB, 由于在试车前测得环境的本底噪声为 70 dB, 根据上述噪声修正原理和公式(3)计算可知, 发动机实际的噪声为 152.9 dB, 即意味着对于像液体火箭发动机工作时产生的高噪声环境, 本底噪声对其的影响微乎其微, 可以对测量的噪声数据不加修正, 其测量数据得到的噪声声压值就是发动机工作时实际产生的声压级值。另一方面, 从声压波形可以看出, 一层平台噪声较大, 2 个噪声传感器值在 153 dB 左右, 其波形基本一致; 二层平台 3 个传感器在同一个圆面上, 3 个噪声传感器其值在 142 dB 左右, 波形基本一致。可以看出, 一层平台和二层平台在噪声声压值上相差 11 dB。

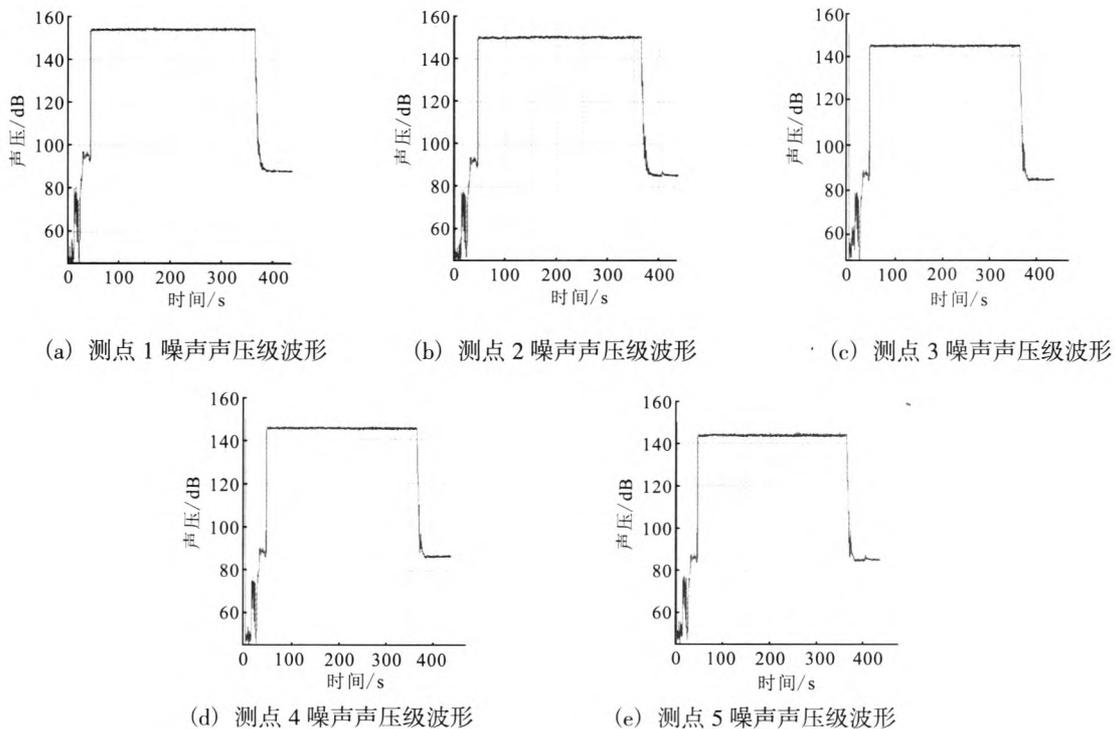


图 4 测点噪声声压级波形

Fig. 4 Sound level waveforms of noise at acoustic testing points

为了详细了解液体火箭发动机在启动时噪声源的时域特征，取一个测点在发动机启动时 1 s 的噪声时域波形，对其数据特征进行研究，如图 5 所示。由实测的液体火箭发动机辐射噪声信号放大曲线可知，在液体火箭发动机地面试验开始时，辐射噪声出现了 2 个峰值，造成该波形现象的原因分析如下：火箭发动机点火后，随着燃烧室压力的提升，大量气体突然注入周围环境，在有限的空间中发生较大的质量和体积变化，其动量和能量也瞬时增加，以发动机喷管出口为波源，首先第一个峰值在发动机地面试验点火开始后 0.755 s 左右出现，噪声幅值为 156 dB，维持

一段时间（约 0.05 s）后，液体火箭发动机羽流引起空气扰动，产生较大的噪声，出现第二个峰值（较第一个峰值小），噪声幅值达到 153 dB，这个噪声维持的时间很短，大约 0.03 s 左右，然后噪声幅值逐渐减弱，随着燃烧室压力达到恒定，喷流场进入稳定燃烧阶段，噪声幅值维持某一特定值，直到试验结束。

3.3.2 频域特征分析

为了研究噪声信号中各频率分量所包含的能量在频域的分布，对所得到的噪声数据进行 FFT 频谱分析，带宽为 20 kHz，得到的频谱图如图 6 所示。

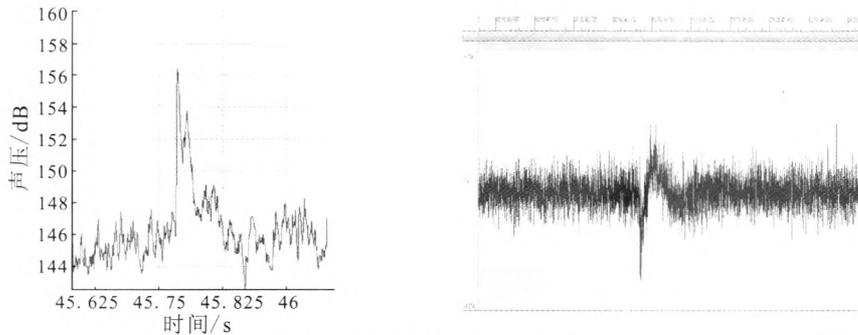


图 5 声压级冲击放大图

Fig. 5 Amplified shock diagram of noise waveform in sound pressure level

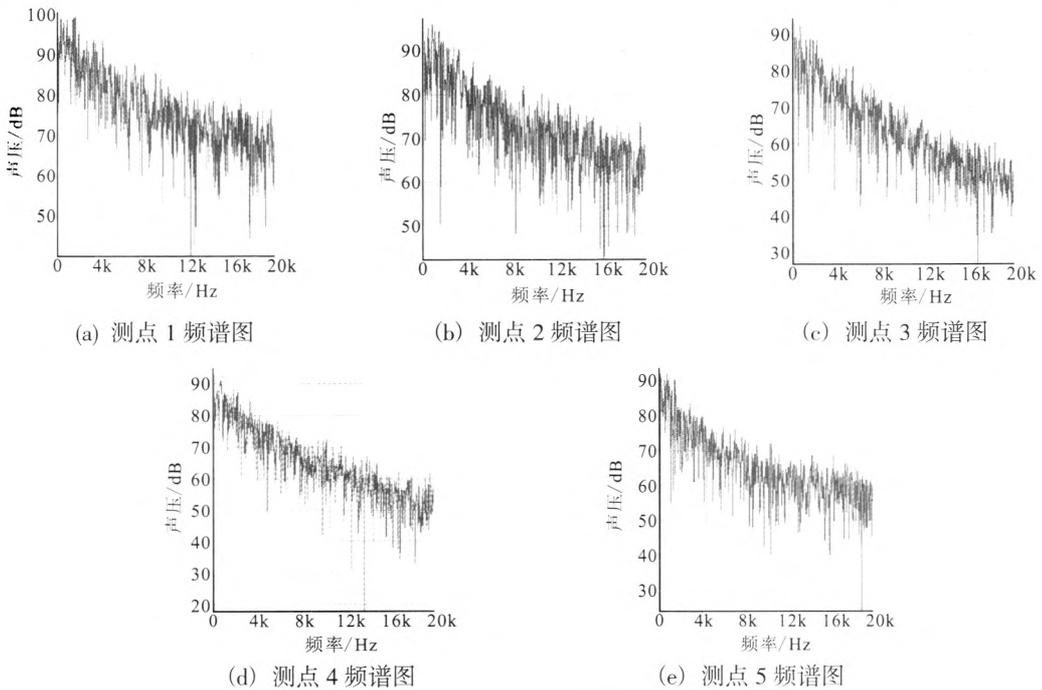


图 6 测点频谱图

Fig. 6 Frequency spectrogram at testing points

从图 6 中可以看出, 液体火箭发动机辐射噪声信号主要分量的频率集中在一个比较窄的频带内, 这个主要分量频率带就是 1~2 kHz, 该频带主要呈现为中频噪声。同时, 一层平台 2 个声学传感器在频谱波形和量级上具有一致性, 二层平台 3 个声学传感器在频谱波形和量级上具有一致性, 这一特征对于液体火箭发动机性能分析具有重要的意义。

图 7 是 5 个声压测量点的 1/3 倍频程分析图, 横坐标为频率, 纵坐标为相对声压级。从图 7 中可以看出, 发动机周围噪声场的主要声压级集中在中心频率为 0.75~1.5 kHz 频率范围内, 发动机的声场特性主要表现为中频噪声。同时, 一层平台 2 个声学传感器在倍频程图上和量级上具有一致性, 二层平台 3 个声学传感器在倍频程图上和量级上具有一致性。

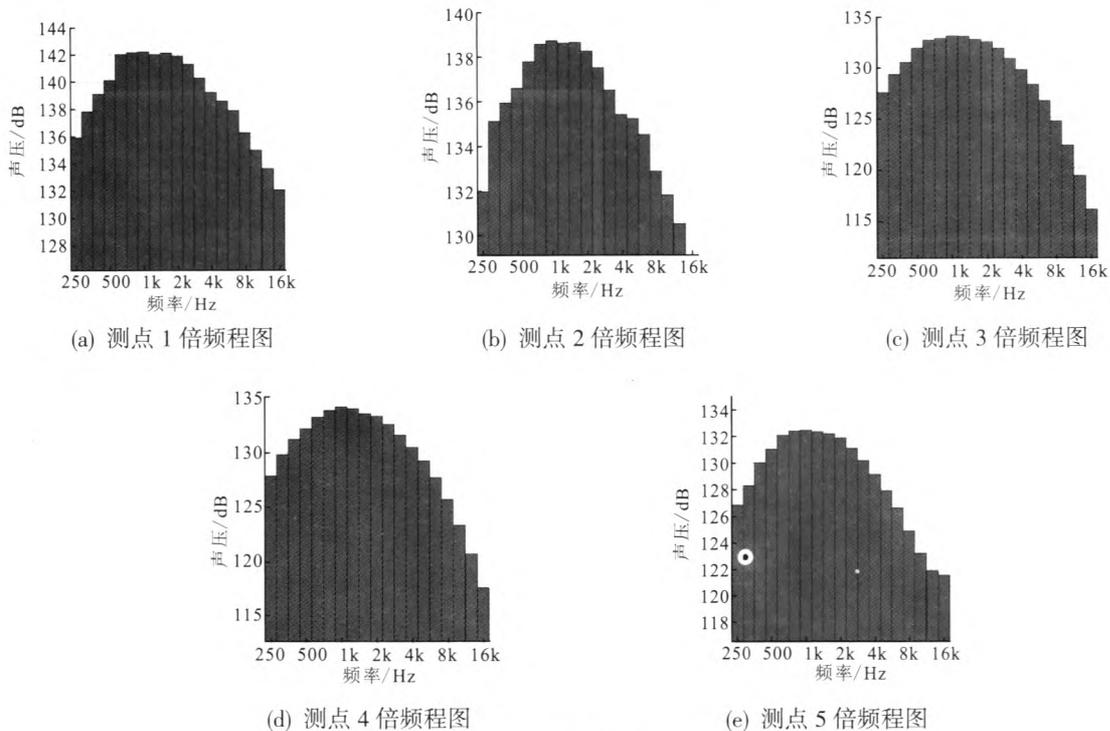


图 7 测点倍频程图

Fig. 7 Graphs of octave at testing points

4 结论

为了获得液体火箭发动机地面试验辐射噪声物理场特征信息, 主要研究了噪声测试方案的确定和测试系统的组成及工作原理, 并对该系统采集的液体火箭发动机辐射噪声信号进行了分析, 初步获得了辐射噪声信号的基本特征:

1) 液体火箭发动机的噪声主要呈现为中低频噪声, 而产生这些噪声的主要是混合噪声。液体火箭发动机环境本底噪声对发动机工作时的影响微乎其微, 可以对测量的噪声数据不加修正。

2) 发动机噪声频率分布在一个较窄的频带

内, 其噪声的主分量分布在 1~2 kHz 左右, 发动机一层平台最大分贝值 153 dB, 二层平台最大分贝值为 142 dB。

3) 噪声的主要特点是具备一定强度, 用声压表示; 具备不同频率成分, 用频谱和倍频程表示。通过噪声数据的时域和频域分析, 可以更加深入的了解发动机工作时其噪声场对试车台体的影响和分布规律。

参考文献:

[1] 彭守礼. 背景噪声的测量和用于修正计算的问题分析及

- 建议[J]. 环境导报, 1997 (5):17-19.
- [2] 刘兵, 孙超, 杨益新, 等. 固体火箭发动机地面试验的噪声测试分析[J]. 电声技术, 2008 (9): 69-71.
- [3] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2004.
- [4] 杨本洛. 湍流及理论流体力学的理性重构[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2003.
- [5] 王跃科, 叶湘滨. 现代动态测试技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [6] 邵宗安. 现代声学噪声测量技术[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1994.
- [7] 马大猷. 噪声与振动控制工程手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.
- [8] 杜功焕, 朱哲民, 龚秀芬. 声学基础[M]. 南京: 南京大学出版社, 2002.
- [9] 张绍栋, 孙家麒. 声级计的原理和应用[M]. 北京: 北京计量出版社, 1986.
- [10] 周帆, 姜毅, 张学文, 等. 火箭发动机射流复杂噪声测量数据时频分析[J]. 弹箭与制导学报, 2012 (3): 147-151.
- [11] 李林, 胡春波, 邓哲, 等. 喷管尺寸对火箭发动机喷流噪声影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2013 (6): 345-349.
- [12] 彭小波, 李佳明, 胡春波. 固体火箭发动机喷流噪声测量及声场分析[J]. 实验流体力学, 2013 (1): 52-55.

(编辑: 张永秀)

(上接第 76 页)

5 结论

1) 熔深 0.5 ± 0.1 mm 的阀门壳体激光焊接, 优选工艺参数为离焦量 -0.2 mm, $f=4$ Hz, $P=3$ kW, $\tau=5 \sim 6$ ms, $v=48$ mm/min。

2) 采用最佳的激光焊接工艺规范, 焊接的阀门产品已多次经过飞行考核, 该项工艺技术满足类似结构不锈钢组件产品的焊接要求。

参考文献:

- [1] 严彪. 不锈钢手册 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2009.
- [2] 王丽凤, 孙凤莲, 张宏. 1Cr18Ni9Ti 激光焊接工艺[J]. 机械工程师, 2004 (12): 46-47.
- [3] 刘金合, 张勇. 激光焊接的安全与防护[C]// 第十一次全国焊接会议论文集. 上海: 中国焊接学会, 2005: 580-582.
- [4] 龙辉, 高翔, 李力钧. 激光焊接 3Cr13 不锈钢的试验研究[J]. 湖南大学学报, 2002, 21(3): 31-32.
- [5] 李亚江, 王娟, 刘鹏. 特种焊接技术及应用[M]. 北京: 化学工业出版社, 2003.
- [6] 陈武柱, 张旭东, 任家烈, 等. 激光焊接时焊接模式转变规律及焊接过程稳定性的研究[J]. 中国激光, 1996, 23 (7): 657-661.
- [7] 陈武柱. 激光焊接与切割质量控制[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010.
- [8] 熊丽娟, 都东, 何云峰, 等. 小尺寸不锈钢片脉冲激光焊接的参数分析[J]. 应用激光, 2003, 23(1): 22-23.
- [9] 中国机械工程学会焊接学会. 焊选手册焊接方法及设备[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007.
- [10] YURIOKA N. TMCP steels and their welding[J]. Welding in the World, 1997, 43 (2): 2-17.

(编辑: 陈红霞)