

摘要: 燃烧不稳定性是火箭发动机设计中难以消除的不稳定因素, 脉动压力测量作为研究燃烧不稳定的重要手段, 它的有效准确获取至关重要。文章研究了几种脉动压力测量系统的声振模型及其安装结构固有频率的计算方法, 重点分析火箭发动机试验中一种常用的脉动压力测量的声振模型及其安装结构固有频率计算方法, 并通过计算分析和标准计量检定得到了不同传压结构的响应频率信息, 为发动机脉动压力测量接口设计及脉动压力数据分析提供了依据。研究成果极大地提升了发动机的动态压力测量水平, 为发动机可靠性提升提供了准确的依据。

关键词: 火箭发动机试验; 脉动压力; 声振模型; 固有频率; 实验分析

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: 1006-883X(2022)02-0006-05

收稿日期: 2021-11-25

液体火箭发动机试验脉动压力传感器 安装结构固有频率分析

王智超 申勋安 胡玉斌 周全宝

北京航天试验技术研究所, 北京 100074

0 前言

随着液体火箭发动机研究的不断深入, 发动机动态特性分析在发动机整体性能评估中显得越来越重要。其中, 高频燃烧不稳定性是液体火箭发动机研制过程中的重要问题, 也是整个燃烧不稳定性中最复杂且最有害的部分。发动机出现燃烧不稳定性的结果是毁坏发动机自身组件, 导致发动机不能正常工作^[1]。燃烧不稳定性问题涉及流体力学、燃烧学、热力学和声学等多个学科领域, 是复杂的物理化学过程。脉动压力测量作为高频燃烧不稳定性测量的重要手段, 能直接测量关键部位燃烧过程及流体动力学的重要参数, 已经成为液体火箭发动机的常规测量手段。脉动压力频谱分析能为发动机可靠性试验提供有效可靠数据。

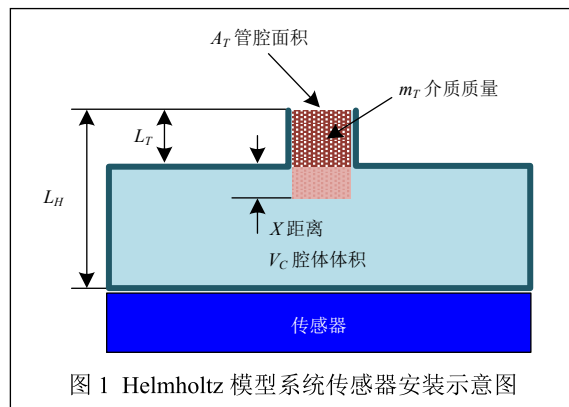
1 脉动压力测量声学振荡模型

脉动压力传感器的安装结构固有频率取决于其测点安装位置的声学振荡模型。通常, 根据传感器的测点位置的安装方式, 可以将测点安装结构的声学振荡

模型分为 Helmholtz 模型、直管模型、Bergh-Tijdeman 模型。不同的声学模型对传感器的安装结构固有频率有不同的计算方法。传感器的安装结构固有频率决定了安装结构的工作频率范围，也直接关系到所测得的压力信息的真实性。

1.1 Helmholtz 模型固有频率计算

Helmholtz 模型系统传感器安装示意图如图 1 所示, 可将传感器安装结构视为弹簧—质量系统。



腔体中的介质 V_C 充当弹簧，管中的介质被视为质量 m_T 。通过应用定律并假设腔内的压力单一，多用于带空腔安装方式。对于 Helmholtz 模型的传感器安装声管共振固有频率 f_n 可表示为式 (1)：

$$f_n = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{A_T}{V_C \cdot L_T}} \quad (1)$$

其中， A_T ——管腔面积；

V_C ——中间腔体积；

L_T ——管腔长度；

c ——理想声速。

1.2 直管模型固有频率计算

直管模型传感器安装示意图如图 2 所示，安装直管段一侧通向被测腔，传感器安装在另一侧的封闭端。在管路中的压力波与被测介质发生共振时，传感器端的振幅最大。

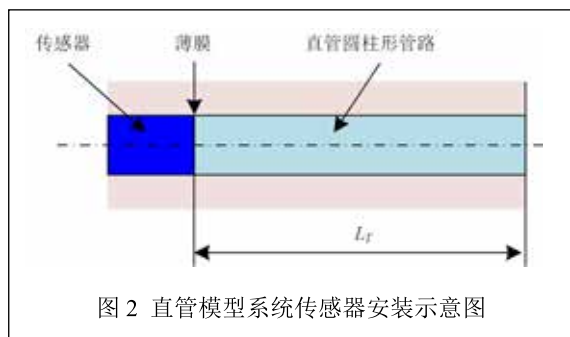


图 2 直管模型系统传感器安装示意图

对于直管模型的传感器安装声管共振固有频率 f_n 可表示为式 (2)：

$$f_n = \frac{c}{4 \cdot L_T} \quad (2)$$

1.3 Bergh-Tijdeman 模型固有频率计算

Bergh-Tijdeman 模型传感器安装示意图如图 3 所示。Bergh-Tijdeman 模型是多路管和腔串联的脉动压力测量系统，多用于直管安装和带空腔安装的复合安装方式。Bergh 和 Tijdeman 推导了一个通用的递推公式。该公式计算第 i 个容积腔的传递函数 H ，是将第 $i-1$ 个容积腔和第 $i+1$ 个容积腔中压力扰动联系起来。

通过使用 Navier-Stokes 方程、能量方程和连续性方程，推导简化了耦合微分方程组，可得到第 i 个容积腔的传递函数如下：

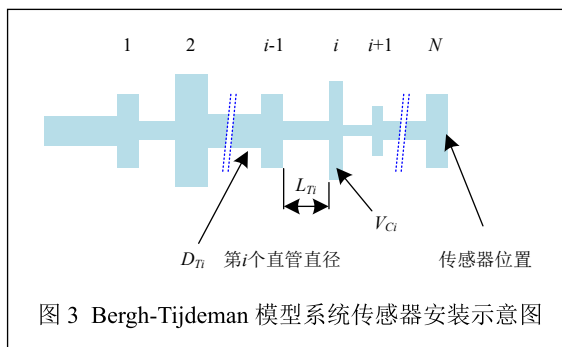


图 3 Bergh-Tijdeman 模型系统传感器安装示意图

$$\begin{cases} \phi = \frac{\omega}{c} \cdot \sqrt{\frac{J_0 < \alpha_i > \sqrt{k}}{J_2 < \alpha_i > \sqrt{n_i}}} \\ \alpha = i\sqrt{i} \frac{D_{Ti}}{2} \sqrt{\frac{P_i P_r}{\mu_i}} \\ n_i = 1 + \left[\frac{k-1}{k} \cdot \frac{J_2 \langle \alpha_i \sqrt{P_r} \rangle}{J_0 \langle \alpha_i \sqrt{P_r} \rangle} \right]^{-1} \end{cases} \quad (3)$$

系统固有频率为 (4) 式：

$$\phi = \frac{\omega}{c} \cdot \sqrt{\frac{J_0 < \alpha_i > \sqrt{k}}{J_2 < \alpha_i > \sqrt{n_i}}} \quad (4)$$

其中， J_n —— n 阶贝塞尔系数；

i ——复数单位；

P_r ——普朗特数；

ρ ——介质密度；

ω ——频率；

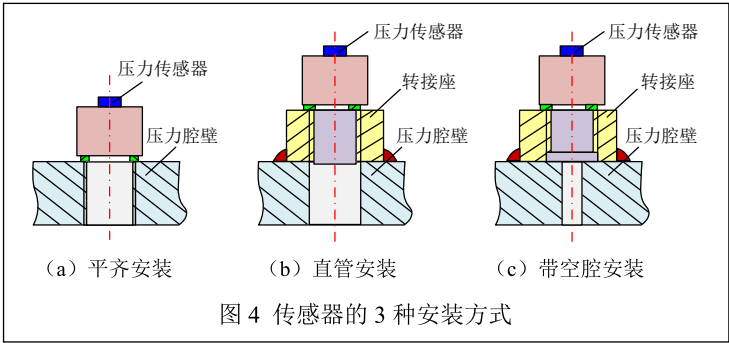
σ_j ——传感器薄膜带来的相对体积偏差。

2 液体火箭发动机试验低温脉动压力测量

2.1 氢氧火箭发动机试验常用低温脉动压力传感器安装方式

液体火箭发动机试验中，常用压阻式和压电式两种传感器^[2]。目前在液体火箭发动机低温脉动压力测量中，使用的压电式脉动压力传感器一般采用平齐安装、直管安装、带空腔安装 3 种安装方式^[3]，如图 4 所示。

发动机设计部门一般要求测量的脉动压力数据能够涵盖 10 kHz 以内频率信号，常采用平齐安装的方式，但在实际使用过程中，通常会采取缩进结构设计优化



传感器的工作环境，避免造成传感器烧蚀，因而多采用的是直管安装，但是缩进尺寸对测量结果的影响分析还存在盲区。

为摸清缩进尺寸对测量的具体影响，统计发动机脉动压力测点安装信息，测点待测不同位置、不同压力及温度，通常会缩进不同的尺寸，范围在 1 ~ 20 mm 左右，受安装位置影响，缩进量会根据安装以及加工情况进行调整。

2.2 声学振荡模型分析及安装固有频率计算

本文主要以低温脉动压力测点的齐平安装方式和直管安装方式为研究对象，设计脉动压力传感器不同安装缩进尺寸，范围在 0 ~ 20 mm，分别包括：0 mm、1 mm、2 mm、5 mm、7 mm、10 mm、12 mm、14 mm、16 mm、20 mm。获取不同安装缩进尺寸下的传感器安装结构固有频率，进而判断安装结构对脉动压力数据测量结果的影响。

当传感器以平齐结构进行安装时，系统安装的谐振频率就是传感器的固有频率，即此时系统的安装结构固有频率为传感器的固有频率。在发动机试验中，脉动压力传感器通常安装在直管模型的系统中。当以直管结构进行安装时，且满足直管段长度大于等于传感器直径 2 倍以上时，系统的安装结构固有频率用公式 (2) 计算；当以直管结构进行安装时，直管段长度小于传感器直径 2 倍时，经大量资料查询及厂家专家咨询，均未找到合理的安装结构固有频率计算方法，下一步将继续研究在这种条件下的传

感器安装结构固有频率计算方法。
表 1 为直管段长度大于等于传感器直径 2 倍以上时，传感器安装结构固有频率估算值。选用的低温脉动压力传感器直径为 5.5 mm，因此，本文对 12 mm、14 mm、16 mm、20 mm 的缩进尺寸安装工装进行系统安装结构固有频率估算。

2.3 安装工装设计及实验分析

在研究动态特性时，为便于分析比较输入与输出的关系，常常采用正弦频率信号和阶跃信号作为输入信号进行讨论^[4]。本文实验测试脉动压力谐振频率系统为激波管动态压力校准系统，激波管动态压力标准采用阶跃压力对压力传感器进行检定，它可以产生上升时间为纳秒的阶跃压力。激波管动态压力标准主要由激波管本体、压力源（压缩气体或真空泵）、压力控制台、激波速度及其他气动参数测量系统、数据采集及分析控制系统等组成^[5]。其原理如图 5 所示。

2.4 传感器测试工装设计

本文主要研究脉动压力传感器安装缩进尺寸不同对传感器谐振频率的影响。在同一安装条件下，进行安装结构固有频率测试并与理论计算值进行比较。

表 1 脉动压力传感器安装结构固有频率计算表

缩进尺寸 (mm)	0	1	2	5	7	10	12	14	16	20
传感器安装谐振频率 (kHz)	340	-	-	-	-	-	7.08	6.07	5.31	4.25

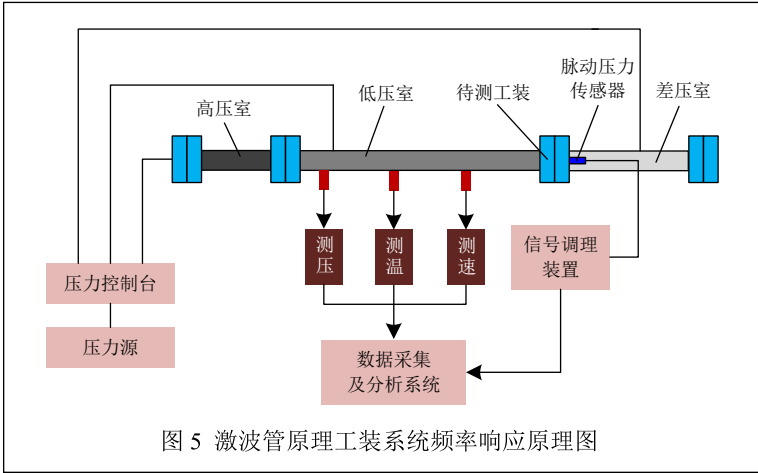


图 5 激波管原理工装系统频率响应原理图



图6 传感器安装工装（缩进 5 mm）

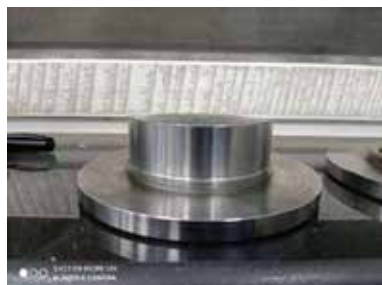


图7 传感器安装工装（缩进 20 mm）

表2 脉动压力传感器安装谐振频率检测结果

缩进尺寸 (mm)	0	1	2	5	7	10	12	14	16	20
安装谐振频率 (kHz)	340.3	21.23	16.88	12.18	9.16	7.66	6.87	6.11	5.98	4.58

根据不同传感器安装的缩进尺寸及传感器的尺寸信息，设计工装共 10 套，缩进尺寸分别为：0 mm、1 mm、2 mm、5 mm、7 mm、10 mm、12 mm、14 mm、16 mm、20 mm。传感器安装在工装上，与激波管动态压力校准系统对接。

实验装置及条件如下：

实验装置：激波管动态压力标准装置；

测量范围：反射阶跃压力：0.01 ~ 7 MPa；

平台压力持续时间：4 ~ 17 ms；

反射阶跃压力幅值不确定度：2% ($k=2$)；

反射阶跃压力上升时间：0.1 μ s；

平台压力波形不平度： $\pm 1\%$ ；

采集设备采样率：25 MS/s。

安装工装实物图如图 6、图 7 所示。

3 数据分析

通过激波管产生动态压力，进行工装系统的频率响应测试，得出不同缩进尺寸工装对传感器安装结构固有频率的影响结果。

将脉动压力传感器分别安装在 0 mm、1 mm、2 mm、5 mm、7 mm、10 mm、12 mm、14 mm、16 mm、20 mm 的缩进工装上，在激波管动态压力标准装置检测系统进行传感器的安装结构固有频率检定，检定结果如表 2 所示。

脉动压力传感器系统安装结构固有频率均随着工装缩进尺寸的增加而降低，当安装工装缩进距离大于传感器直径 2 倍时，系统固

有频率计算值表 1 中结果和表 2 中的检定结果基本吻合（安装谐振频率通过谱分析找出系统安装结构固有频率^[6]）。因此，安装工装缩进距离大于传感器直径 2 倍时，可事先通过理论计算预估系统安装结构固有频率，判断此时系统特性是否能满足测量要求。

图 8 为脉动压力传感器安装工装不同缩进尺寸安装结构固有频率曲线图。可以看出，脉动压力传感器的安装结构固有频率随着工装缩进尺寸的增加而降低。试验件设置脉动压力测点时，应考虑测点安装位置的缩进尺寸，缩进尺寸的大小影响测点位置的安装结构固有频率，传感器安装结构固有频率直接影响获取数据包含的频

率信息，不同缩进距离对应的安装结构固有频率如表 3 所示。根据设计要求，不同的幅值误差范围也会对应不同的响应频率范围，表 3 中给出了 5%、10% 幅值误差对应的响应频率，可供发动机设计部门选取。

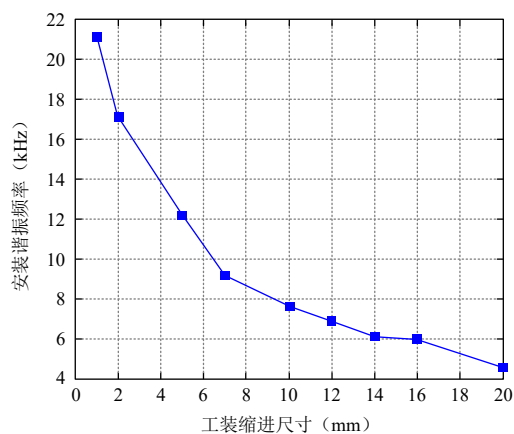


图8 某型号脉动压力传感器
不同缩进尺寸安装结构固有频率曲线图

4 结束语

本文经过理论计算分析、计量校准的方法，研究了脉动压力传感器的传压结构的动态特性。通过分析传感器安装环境的声学模型，研究了不同传压结构的

表 3 安装结构频率信息对应表

序号	缩进距离 (mm)	传感器安装结构 固有频率 (kHz)	使用频率上限 (5% 幅值误差) (kHz)	使用频率上限 (10% 幅值误差) (kHz)
1	0	传感器谐振频率	传感器谐振频率 ×0.225	传感器谐振频率 ×0.33
2	1	21.23	4.98	7.37
3	2	16.88	3.80	5.63
4	5	12.18	2.74	4.06
5	7	9.16	2.06	3.05
6	10	7.66	1.72	2.55
7	12	6.87	1.55	2.29
8	14	6.11	1.37	2.04
9	16	5.98	1.35	1.99
10	20	4.58	1.03	1.53

注：为了保证 5% 的幅值误差，传感器一般使用在 0.225 倍固有频率，如果能接受 10% 幅值误差，则可以使用到约 1/3 固有频率，不考虑幅值误差，仅评估频率特性时可以按照不超过谐振频率上限使用。

传感器安装结构固有频率计算方法。在日后的脉动压力测量中，可以事先分析测点的声振模型，根据测点的具体安装信息，理论计算传感器安装结构固有频率，能够判断其数据获取的频率信息是否能满足设计要求，以及指导发动机脉动压力测量接口设计。但目前在直管模型系统中，该方法不适用于直管段长度小于传感器直径 2 倍时的系统固有频率理论计算，还要通过实际的试验数据对脉动压力中包含的频率信息进行分析。

参考文献

[1] 陈海峰, 卞奇, 翟文化, 姚羽佳. 液体火箭发动机试验脉动压力测量技术研究 [J]. 火箭推进, 2016, 42(05): 104-109.
[2] 李科杰. 新编传感器技术手册 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
[3] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1990.
[4] 张迎新, 雷道振, 陈胜, 王盛军. 非电量测量技术基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002.
[5] JJG 624-2005, 动态压力传感器 [S].
[6] 丛玉良. 数字信号处理 [M]. 长春: 吉林科学技术出版社, 2000.

Natural Frequency Analysis of Installation Structure of Pulsating Pressure Sensor for Liquid Rocket Engine Test
WANG Zhichao, SHEN Xunan, HU Yubin, ZHOU Quanbao

(Beijing institute of aerospace test technology, Beijing 100074, China)

Abstract: Combustion instability is an unstable factor that is difficult to eliminate in the design of rocket engines. Pulsating pressure measurement is one of the important means to study combustion instability. Its effective and accurate acquisition is very important. The paper studies the acoustic and vibration models of several fluctuating pressure measurement systems and the calculation methods of the natural frequencies of their installed structures. It focuses on the analysis of a commonly used acoustic vibration model for pulsating pressure measurement in rocket engine tests and the calculation method of the natural frequency of the mounting structure, and obtains the response frequency information of different pressure transfer structures through calculation analysis and standard measurement verification. It provides a basis for the design of engine pulsating pressure measurement interface and pulsating pressure data analytics. The research results greatly improve the dynamic measurement level of the engine, and provide an accurate basis for the improvement of engine reliability.

Key words: rocket engine test; pulsation pressure; acoustic vibration model; natural frequency; experimental analysis

作者简介

王智超: 北京航天试验技术研究所, 技师, 研究方向为液体火箭发动机试验测量技术。
通信地址: 北京市丰台区云岗田城中里 1 号院。
邮编: 100074
邮箱: 823581113@qq.com
申勋安: 北京航天试验技术研究所, 高级工, 研究方向为液体火箭发动机试验测量技术。
胡玉斌: 北京航天试验技术研究所, 技师, 研究方向为液体火箭发动机试验测量技术。
周全宝: 北京航天试验技术研究所, 技师, 研究方向为液体火箭发动机试验测量技术。