

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2021.02.25

航空发动机喘振测量系统动态校准研究

蔡菁

(航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 喘振测量是避免航空发动机由于出现气动失稳导致空中停车、叶片断裂等严重事故的重要手段。喘振测量系统用于在航空发动机即将出现喘振或喘振初期, 能够准确地识别出喘振。本文基于现有动态压力校准装置进行喘振压差传感器动态校准、高低温特性测试和喘振电调控制器联调动态特性测试, 为航空发动机喘振测量系统减少误判和漏判提供有力保障。进行喘振测量系统动态校准, 对研究航空发动机气动失稳现象并提高发动机可靠性具有重要意义。

关键词: 喘振测量系统; 喘振压差传感器; 喘振电调控制器; 动态校准

中图分类号: TB936

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2021)02-0167-05

Research on Dynamic Calibration of Aero-engine Surge Measurement System

CAI Jing

(Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: Surge measurement is an important method to avoid serious accidents such as the shutdown in the air and blade fracture caused by aerodynamic instability of aero-engine. Surge measurement system is used to accurately identify the surge when the aero-engine is about to surge or at the early stage of surge. In this paper, based on the existing dynamic pressure calibration device, the high and low temperature characteristic test of the surge differential pressure sensor and the dynamic characteristic test of the surge measurement system are tested, which will greatly decrease the chance of misjudgment and missed judgment of the aero-engine surge measurement system. The dynamic calibration of surge measurement system is of great significance to the study of aero-engine aerodynamic instability and the improvement of engine reliability.

Key words: surge measurement system; surge differential pressure sensor; surge electric control; dynamic calibration

0 引言

喘振是一种常见的航空发动机压缩系统气动失稳现象, 轻则造成发动机工况急剧恶化, 重则导致发动机机械损伤, 带来人员的生命危险和财产的巨大损失^[1]。国内外压气机/发动机喘振检测方法, 主要有自相关检测法^[2-5]、小波分析法^[6-7]、方差分析法^[8]、Lyapu-nov 指数法^[9]、频谱分析法^[10-11]、统计特征法^[12]、稀疏分解法^[13]、压差脉动法^[14]等, 但这些方法用于发动机整机上的较少。目前常用的发动机整机喘振检测方法是压差脉动法, 其原理是借助喘振压差传感器测量的压气机出口总压和静压之差, 根据压力的相对幅值是否大于喘振阈值来检测^[15], 确定喘振阈值需要进行大量的整机逼喘试验, 成本代价高。

现代航空发动机气动失稳是无法完全避免的, 因此在飞机上, 特别是战斗机和直升机上都配备了针对

发动机气动不稳定现象的工作系统, 通常称为防喘系统, 主要由喘振测量系统和执行机构组成。

喘振测量系统中都预先设置好喘振临界 A 值即 $A_{\text{临界}}$, 喘振压力传感器检测到的脉动压力与平均压力的比值为检测 A 值, 即 $A_{\text{检测}}$ 。当 $A_{\text{检测}} > A_{\text{临界}}$ 时, 表明发动机即将产生喘振, 此时, 喘振测量系统报警, 并由机载计算机控制, 产生一系列动作来防止喘振。喘振测量系统的目的是在发动机即将发生喘振时, 及时改变发动机的工作状态从而阻止喘振。执行机构的操作通常是在发动机气动失稳初期通过机载计算机控制可调静子叶片、放气活门等机构增加压气机的稳定裕度或改变发动机的工作状态, 使发动机进入稳定工况, 维持正常工作。但是, 改变发动机的工作状态会导致发动机的工作性能大大降低, 如果喘振测量系统检测 A 值偏离真实值较大, 对发动机将产生很大影响。既要有效防止发生喘振, 又要尽量减小对发动机性能的影响, 要求喘振测量系统在判断喘振临界点时要准确,

一旦监测到气动失稳信号则尽早采取有效措施。

目前国内航空发动机不同程度的出现过喘振测量系统误报警的现象,严重的在起飞前的滑行阶段就出现报警,在工程应用中常出现误报和漏报情况,给发动机的安全带来了极大隐患。当前航空工业计量所动态压力实验室已经开展高低温环境下喘振压差传感器动态特性测试,一方面是摸索传感器在高低温环境下的工作性能,另一方面也是开展喘振电调控制器输入信号可靠性研究。受到国外技术封锁和理论研究匮乏等多方面因素限制,国内还没有统一的喘振测量系统校准方法。喘振测量准确性无法验证,系统使用可靠性无法保障,同样的也制约了气动失稳现象的研究。因此,我国急需针对航空发动机喘振测量系统的校准方法进行研究,从而保证喘振测量系统的可靠性和飞机的安全性。

1 系统组成及原理

喘振测量系统由喘振压差传感器和喘振电调控制器组成。喘振测量系统通过测量压气机出口的总压与静压之差,传输给电调控制器计算压差的平均值和脉动值,并根据压差脉动频率、相对脉动幅值以及其它



图1 喘振压差传感器工作原理

喘振电调控制器的作用是接收喘振压差传感器传输的电信号,计算压差信号的平均值和脉动值。喘振电调控制器将反馈的电压信号经过整形电路后进入低通滤波电路,信号经过低通滤波电路后形成交、直流混合的电信号 $V_{\Delta P_{pk}}$, 然后通过高通电路生成交流分量 $V_{\Delta P_{pk} AC}$ (代表压力的脉动), 通过低通电路生成直流分量 $V_{\Delta P_{pk} DC}$ (代表压力大小平均值)。通过对上述两个信号进行比较得到 A 值, 计算公式为

$$A = k \frac{V_{\Delta P_{pk} AC}}{V_{\Delta P_{pk} DC}}$$

当 A 值满足一定条件后, 判定发动机已进入喘振状态, 喘振测量系统发送消喘指令。

由于目前国内还没有针对喘振测量系统的专用校准装置, 现有喘振测量系统的校准都是采用对喘振压差传感器和喘振电调控制器分开校准和联调验证的方法。

2 校准数据及结果

航空发动机的喘振测量通常是在压气机出口处进行, 喘振测量是对在背压条件下的气流总压与静压之

相关参数综合判断发动机的工作状态。主要表征参数是压力脉动频率和压力幅值比, 见表1。

表1 发动机不稳定特征参数

不稳定特征	脉动频率/Hz	压力幅值比
喘振	5 ~ 30	0.3 ~ 0.9
旋转失速	20 ~ 130	0.2 ~ 0.4

喘振压差传感器一般为变压器型电感式压差传感器, 结构和性能比较复杂, 并且工作于高温等恶劣条件。传感器敏感元件是带有一段波纹管的结构; 输出为调幅方波信号, 需要解调; 部分型号传感器为非线性输出; 静态性能受温度、负载、供电波形影响大, 受背压影响不明(很可能不小); 动态性能不是很好, 可用带宽比较低, 在主要使用频率范围内, 随频率增加, 输出幅值被放大; 受感部的压力测量动态特性也将对脉动压力测量产生影响。

喘振压差传感器一般采用变间隙型电感传感器结构和变压器式转换电路, 其基本原理如图1所示, 主要由压力信号到机械信号转换、机械信号到电感转换、电信号转换电路等三部分组成, 最后输出调幅信号, 载波一般为方波。

差进行测量。结合喘振测量系统的实际工作环境, 即压气机出口可产生高温高背压气流, 因此对喘振测量系统的校准方法研究应该在高温高背压条件下进行。由于目前还没有高低温动态压力标准装置, 无法进行高低温环境下喘振压差传感器动态校准, 只能进行试验室条件下动态校准, 并结合静态高低温校准结果进行补偿的方法开展喘振压差传感器的校准工作。

航空工业计量所的王丽等人基于喘振压差传感器的实际工作环境, 选用进口和国产两种喘振压差传感器, 设计喘振压差传感器在温度为 $20 \sim 400 \text{ }^{\circ}\text{C}$, 高静压 4 MPa 以内(模拟背压)的环境下进行一系列温度点和静压点的性能研究^[16]。校准内容包括零点漂移、满量程输出、非线性度、迟滞、重复性能, 确定该压力传感器的零点温度漂移或静压漂移系数。高温静压校准方法如图2所示。

校准结果显示, 无论是进口喘振压差传感器还是国产喘振压差传感器, 随着环境温度升高, 其校准结果基本误差也会升高。在常温环境下, 不同静压值对校准结果基本误差产生的影响不是很明显。

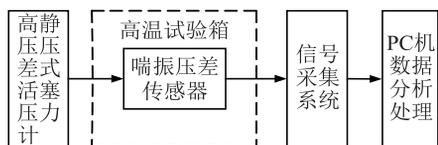


图2 高温静压校准方法

2.1 喘振压差传感器动态校准

由于还没有针对喘振测量系统的专用校准装置，目前只能对喘振压差传感器单独校准，验证技术指标是否符合设计要求。

选择进口和国产两种类型喘振压差传感器为研究对象，各选择2支通过正弦压力标准装置进行喘振压差传感器频率特性的单独校准和与喘振电调控制器联调时频率特性校准。

对喘振压差传感器进行单独校准的幅值灵敏度相对误差见表2所示。在表2中，4支传感器均在450~460 Hz附近出现幅值灵敏度相对误差最大值，从而得到4支传感器的谐振频率点大约为450~460 Hz。

表2 压差传感器幅值灵敏度相对误差校准结果

频率/Hz	校准结果/%			
	进口1	进口2	国产1	国产2
2	-0.3	-0.7	-0.8	-0.5
10	-0.9	-0.8	-0.9	-1.0
20	-0.4	-0.7	-0.8	-0.9
60	0.9	0.6	0.7	0.1
100	4.2	3.8	4.1	3.5
150	11.4	10.7	11.3	11.7
180	22.2	18.1	18.2	19.0
210	28.4	27.1	28.5	28.4
300	83.8	81.0	81.9	89.8
400	251.6	148.2	256.9	255.1
450	277.9	260.9	314.5	260.9
455	267.1	353.3	299.3	255.9
460	267.3	276.8	298.0	255.8
500	184.0	152.7	203.4	160.3
600	45.2	53.1	39.0	3.2

将4支传感器与喘振电调控制器联调，由于受喘振电调控制器作用，校准输出结果在2~180 Hz内一致性很好，幅值灵敏度相对误差校准结果见表3所示。

结果表明，喘振电调控制器对喘振压差传感器的输出具有较大的调节作用，符合喘振电调控制器内部电路中存在带通滤波器作用的原理。即使多支喘振压差传感器性能不一致，但经过喘振电调控制器作用后，输出特性基本没有太大差异。喘振电调控制器在喘振测量系统中的作用有待进行深入研究。

表3 系统联调时幅值灵敏度相对误差校准结果比较

频率/Hz	校准结果/%			
	进口1	进口2	国产1	国产2
2	-0.5	-0.5	-0.9	-1.0
5	-0.6	-0.9	-1.2	-1.1
10	-1.2	-1.3	-1.3	-1.5
15	-1.6	-1.9	-1.8	-1.9
20	-2.2	-2.2	-2.4	-2.6
30	-3.8	-4.1	-4.1	-4.1
60	-11.3	-11.8	-11.2	-11.3
80	-17.9	-17.6	-16.6	-18.0
100	-23.5	-23.6	-22.8	-23.3
120	-28.9	-29.4	-28.8	-29.0
150	-36.7	-35.5	-35.2	-35.4
180	-41.5	-41.4	-41.1	-41.0

2.2 高低温动态特性测试

实验室无法进行高低温环境下喘振压差传感器动态校准，目前利用现有动态压力标准装置和高低温环境试验箱，进行带管路的喘振压差传感器高低温动态特性测试。标准压力测量系统和带管路的喘振压差传感器对称安装在正弦压力标准装置上，进行常温(25℃)，低温(-55℃)和高温(220℃)环境下幅频特性测试。

本次测试中输入压力为0.5 MPa，设置正弦压力标准装置测试频率点为5, 10, 20, 30, 60, 80, 100, 120, 150 Hz。采集标准压力测量系统和被测喘振压差传感器的输出，计算幅值灵敏度相对误差，对测试结果进行分析如图3所示。

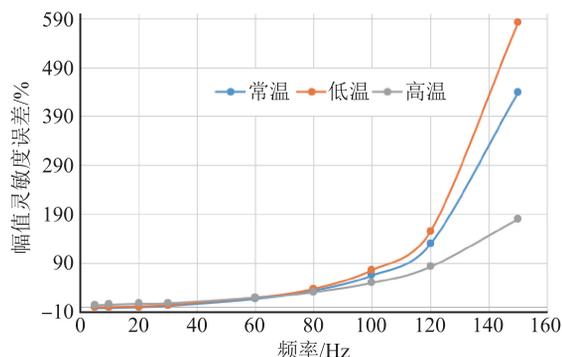


图3 输入压力0.5 MPa时动态特性

由图3测试数据分析得到：1) 在相同输入压力时，被测喘振压差传感器在不同温度时幅值灵敏度相对误差偏差较大。在80Hz以内，温度对幅值灵敏度相对误差影响不明显，80Hz以上，随着温度升高，幅值灵敏度相对误差也随之增加。2) 被测喘振压差传感器前端带有引压管路，因此测试数据包含管腔效应的影响在内。当连接不同的引压管路，测试结果会有区别。

2.3 联调校准

进行喘振压差传感器和喘振电调控制器联调校准，就是用正弦压力标准装置模拟喘振发生时的脉动压力信号，采集电调控制器输出的 K1 指令即喘报信号，记为绿色曲线，联调系统模拟喘振信号输出电压记为红色曲线，模拟喘振信号脉动压力输出记为蓝色曲线。由于喘振测量系统在开机运行时存在过渡态，对 K1 指令输出设置了一段延迟时间，因此绿色曲线会相对于蓝色信号有延迟。

校准内容为：喘振压差传感器与喘振电调控制器联调，已知 $A_{临界}$ 设为 0.3。在不同脉动压力频率(150, 5 Hz)、不同输入压力(0.1, 0.2, 0.3 MPa)下模拟喘报信号试验，得到喘振测量系统 K1 指令与联调系统喘报信号输出电压和脉动压力之间的关系。

联调系统在脉动压力频率为 150 Hz，不同输入压力下喘报情况如图 4 所示。

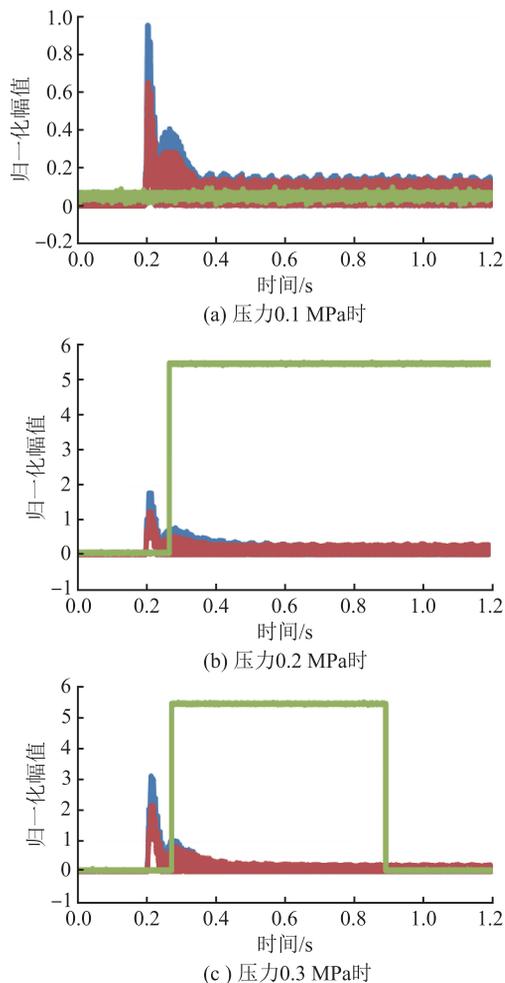


图4 脉动压力频率为 150 Hz 时，不同输入压力下的喘报情况

在 150 Hz 脉动压力信号激励下，当输入压力为 0.1 MPa 时， $A_{检测} < A_{临界}$ ，整个校准过程都没有发出 K1 指令。当输入压力为 0.2 MPa 时，喘振测量系统经

过过渡态趋于稳定后，依旧 $A_{检测} > A_{临界}$ ，K1 指令持续发出。当输入压力为 0.3 MPa 时，经过过渡态后出现 $A_{检测} > A_{临界}$ ，K1 指令发出，经过一段时间后， $A_{检测} < A_{临界}$ ，K1 信号又自行消失。

改变脉动压力频率为 5 Hz，不同输入压力下的喘报情况如图 5 所示。在脉动输入信号为 5 Hz 时，不论输入压力为多大，始终 $A_{检测} > A_{临界}$ ，K1 指令一直在发出。

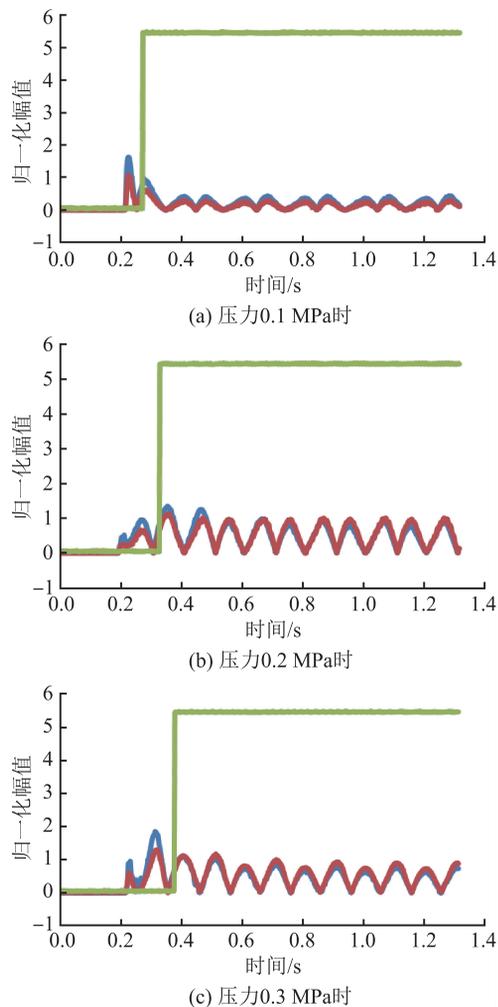


图5 脉动压力频率为 5 Hz 时，不同输入压力下喘报情况

通过对图 4，图 5 校准结果分析得到：1) 改变输入压力，脉动压力幅值和平均值会随之改变。在脉动压力频率为 150 Hz 时，改变输入压力会改变喘报信号情况，此时输入压力决定喘报信号输出。但在脉动压力频率为 5 Hz 时，改变输入压力并不会改变喘报情况，此时脉动压力频率决定喘报信号输出。2) 相同输入压力下，改变脉动压力频率，喘报情况也随之改变。但决定喘报信号的主要因素是输入压力还是脉动压力频率，每个喘振压差传感器是不一样的。3) 在喘振测量系统中， $A_{临界}$ 是预定设置的，但 $A_{检测}$ 是对脉动信号实时检测的输出值，容易受系统组成影响或环境干扰，

很多时候会出现 $A_{\text{检测}}$ 偏离实际值的情况, 从而导致 K1 指令错误发出, 直接影响后续操作执行。

综上所述, 针对发动机专用的喘振测量系统在上机使用前必须要进行动态校准, 喘振测量系统 $A_{\text{临界}}$ 设置不合适或者喘振信号测量有偏差都会导致误报或漏报现象, 造成严重后果。脉动压力频率和输入压力都会对喘振测量系统的输出产生影响, 需要找到脉动压力频率和输入压力幅值的平衡点, 才能提高喘振测量系统判喘报告准确度。

3 总结与展望

针对航空发动机出现喘振现象的严重危害性, 本文对喘振测量系统展开动态校准研究。基于现有动态压力校准装置和喘振测量系统理论, 文中对喘振压差传感器进行动态校准和高低温动态特性测试, 对喘振测量系统进行判喘校准。

结果表明: 1) 脉动压力频率和输入压力会对喘振测量系统判喘产生影响, 因此喘振测量系统在上机使用前必须要进行动态校准, 得到准确的 $A_{\text{检测}}$, 降低误判或漏判的发生; 2) 喘振压差传感器动静输出特性会受温度影响, 结合航空发动机喘振测量系统的高温高背压测量环境, 在实验室环境下进行校准已无法满足使用需求, 需要开展高低温环境下喘振压差传感器的动态校准研究。

航空发动机喘振测量系统是监测发动机气动失稳现象的重要手段, 已开展的高温高背压下喘振压差传感器静态特性校准和实验室环境下喘振测量系统动态特性校准, 对目前我国喘振测量系统研制和理论研究提供验证支撑。喘振测量系统的实际应用环境是高温高背压条件, 一些航空发动机相关研究院所已到航空工业计量所对喘振压差传感器进行高低温环境测试, 以实际数据结合理论分析开展喘振测量系统工作原理研究。

目前, 航空工业计量所已研制实验室环境下喘振测量系统动态校准专用装置, 对深入开展喘振测量系统校准技术研究和提高航空发动机工作性能和可靠性具有现实意义。本文进行喘振测量系统动态校准的初步探讨, 后续还会对喘振测量系统受输入压力、脉动幅值等影响特性以及高低温环境对喘振压差传感器动态性能影响进行深入研究。模拟喘振测量系统实际工作环境, 为实现喘振测量系统准确校准, 提高使用可靠性提供保障。

参 考 文 献

- [1] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [2] Dhingra M, Neumeier Y, Prasad J, et al. Stall and Surge Pre-

cursors in Axial Compressors [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2003.

- [3] Lin F, Tong Z, Geng S, et al. A Summary of Stall Warning and Suppression Research With Micro Tip Injection[C]//Asme Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition, 2011.
- [4] Yuan L, Dhingra M, Prasad J. Correlation Measure-Based Stall Margin Estimation for a Single-Stage Axial Compressor[C]. Asme Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition. 2012.
- [5] 宋慧敏, 李应红, 吴云, 等. 基于自相关函数的压气机气动不稳定监测方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2005, 6(3): 7-9.
- [6] Dremin I M, Furletov V I, Ivanov O V, et al. Precursors of Stall and Surge Processes in Gas turbines Revealed by Wavelet Analysis[J]. Control Engineering Practice, 2002, 10(6): 599-604.
- [7] 谢锋, 谢寿生. 基于小波分析的航空发动机旋转失速检测方法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 754-758.
- [8] 张靖焯. 一种捕捉预示压气机失稳预警信号的新方法的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 270-277.
- [9] 吴学辉, 伍友利, 李志刚, 等. 轴流压缩系统的 Lyapunov 指数谱分析及应用[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 37-39.
- [10] 张朴, 魏洋亭, 李应红. 某型发动机旋转失速压力信号的频谱分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2003, 4(4): 5-7.
- [11] Hagino N, Kashiwabara Y. Experimental Study of Surge and Rotating Stall Occurring in Small Centrifugal Compressor[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2009.
- [12] 李长征, 熊兵, 韩伟. 基于统计特征的轴流压气机喘振检测[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2656-2659.
- [13] 李长征, 胡智琦, 许思琦. 基于稀疏分解的压气机气动失稳检测[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 622-628.
- [14] 李军, 刘广鸿, 刘世官. 数字嵌入式航空发动机气动失稳预警系统的研制与应用[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2006, 23(3): 19-21.
- [15] 雷杰, 房剑锋, 雷晓波. 基于脉动压力变化率的航空发动机喘振检测方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(2): 1-6.
- [16] 王丽. 喘振差压传感器静态校准技术研究[R]. 北京: 北京长城计量测试技术研究所, 2019.

收稿日期: 2021-03-01

基金项目: 国家“十三五”技术基础科研项目(JSJL2015205B)

作者简介

蔡菁(1986-), 女, 高级工程师, 主要从事动态压力测试与校准技术和动态压力信号处理等方面的研究。

