

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2107656

# 机载燃油泵复杂应力退化试验设计与应力影响分析\*

孙宏达<sup>1</sup>, 景博<sup>1</sup>, 焦晓璇<sup>1</sup>, 章余<sup>1</sup>, 王光临<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学航空工程学院 西安 710038; 2. 中国人民解放军95939部队 沧州 061000)

**摘要:**针对机载燃油泵可靠性高、寿命长,实际工作环境复杂,而试验应力因素单一等特点,设计搭建了复杂应力条件下燃油泵退化试验平台,并对应力因素影响进行了分析。首先通过对燃油泵失效机理的分析,选取了影响轴承磨损的电应力和机械振动作为主要应力,开展其性能退化研究;然后基于以上选取的应力搭建了燃油泵退化试验平台和振动试验装置,并对压力传感器和流量传感器进行了选型,介绍了信号采集控制系统,设计了燃油泵夹持装置并对其动态性能进行了分析;最后基于正交试验思想设计了试验方案,并采用极差分析和方差分析2种方法对试验结果进行了分析。所提方法缩减了2/3的试验次数,节省了试验时间,并得出电压对燃油泵可靠性的影响更为显著,其置信度可达99%。

**关键词:**机载燃油泵;复杂应力;退化试验;正交试验;极差分析;方差分析

中图分类号: TP277 TH35 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 510.40

## Complex stress degradation test design and stress influence analysis of airborne fuel pump

Sun Hongda<sup>1</sup>, Jing Bo<sup>1</sup>, Jiao Xiaoxuan<sup>1</sup>, Zhang Yu<sup>1</sup>, Wang Guanglin<sup>2</sup>

(1. Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Unit 95939 of PLA, Cangzhou 061000, China)

**Abstract:** Aiming at the characteristics of high reliability, long service life, complex working environment, and single test stress factor of airborne fuel pump, a fuel pump degradation test platform under complex stress conditions was designed and built. And the influence of stress factors was analyzed. Firstly, through the analysis of the failure mechanism of the fuel pump, the electrical stress and mechanical vibration which affect bearing wear were selected as the main stress to study its performance degradation. Secondly, the degradation test platform and vibration test device of fuel pump were built based on the selected stress. And the pressure sensor and flow sensor were selected. The signal acquisition and control system was introduced, the fuel pump clamping device was designed and its dynamic performance was analyzed. Finally, the experimental scheme was designed based on the orthogonal experimental idea, and the test results were analyzed through range analysis and variance analysis. The number of tests was reduced by 2/3. It was concluded that voltage has more significant influence on the reliability of fuel pump and the confidence level was up to 99%.

**Keywords:** airborne fuel pump; complex stress; degradation test; orthogonal test; range analysis; variance analysis

## 0 引 言

机载燃油泵用于向散热分系统输油和供油箱输油,给发动机和燃油系统提供一定的流量和压力,其主要分布于供油、输油系统、散热系统以及主燃油泵系统等。作为飞机燃油系统的重要组成部分,机载燃油泵

的性能对飞机的飞行安全和作战任务的顺利完成起着至关重要的作用<sup>[1]</sup>。然而,目前国内外对机载燃油泵研究较少。焦晓璇等<sup>[2]</sup>通过搭建机载燃油泵寿命试验平台,监测并采集其电应力载荷下的出口压力信号,并采用自适应差分变异的狼群支持向量机对燃油泵寿命进行了预测;李娟等<sup>[3]</sup>针对机载燃油泵性能退化呈现的多阶段、非线性的特点,针对现有退化模型难以准确

收稿日期:2021-03-24 Received Date: 2021-03-24

\* 基金项目:“十三五”预研专用技术项目(3030507-2)资助



描述其全寿命周期性能退化的问题,采用逻辑平滑转换自回归模型对机载燃油泵出口压力进行建模;张先航等<sup>[4]</sup>采用贝叶斯方法对基于随机效应的维纳过程状态退化模型进行在线更新,建立了燃油泵剩余寿命在线预测信息;Sun等<sup>[5]</sup>建立了基于退化数据和寿命数据相结合的漂移维纳过程退化模型,对机载燃油泵寿命的预测更加接近真实值,具有更高的预测精度;Kumar等<sup>[6]</sup>采用有限元方法对航空发动机燃油泵主轴进行了结构完整性分析。以上对机载燃油泵的试验研究仅限于电应力这一单一应力水平,然而机载燃油泵实际工作环境复杂,工作过程中会受到振动、过载、高温转换、油液侵蚀等环境应力的影响<sup>[2]</sup>,单一电应力条件下的退化试验不能正确地反映机载燃油泵的实际退化状态,因此有必要对复杂应力条件下机载燃油泵的退化规律进行研究。

多因素、多水平的试验设计通常采用正交试验的方法,利用规格化的正交表来科学安排试验并进行数据分析。正交实验的应用遍布各个领域,徐巍等<sup>[7]</sup>针对锌层重量控制过程中的非线性和多变量等特性,采用正交试验设计、数值模拟及响应面法进行锌层重量控制影响因素模拟与优化分析;骆燕燕等<sup>[8]</sup>利用正交试验方法研究了插孔结构参数对接触件形变、应力及接触压力影响的显著性;Wang等<sup>[9]</sup>针对充气式机翼参数设计方法存在的一些缺陷,采用正交试验设计方法估计各变量的初始值 and 变化域,以减少迭代次数,提高识别的准确性和效率;郗润平等<sup>[10]</sup>采用正交试验方法对运动目标跟踪算法性能评价中测试数据量大、试验次数多以及未充分考虑多因素组合场景下的算法性能表现等问题进行了分析;陈浩等<sup>[11]</sup>采用正交试验设计分析了线圈内径、线圈宽度、线圈间距以及线圈匝数对传感器磁场分布的影响。以上这些研究都依据正交性对全面试验进行筛选,挑选出具有代表性的点进行试验,以较少的试验次数获取全面试验的全部信息,从而大大减少了试验次数和试验成本,提高了耦合试验的效率。

基于以上原因,本文首先对机载燃油泵的失效机理进行分析,获得造成燃油泵轴承磨损的主要应力;然后基于以上分析选取电应力和机械振动作为主要应力,设计并搭建了复杂应力条件下机载燃油泵退化试验平台,并根据试验需求对压力传感器和流量传感器进行合理选型,设计了燃油泵夹持装置用于振动试验的开展,并采用有限元分析和扫频实验两种方法对夹持装置的动态特性进行了分析;最后基于正交试验思想设计了机载燃油泵复杂应力退化试验方案,并采用极差分析和方差分析两种方法分析了电应力和机械振动对机载燃油泵寿命的影响,得出电应力是影响机载燃油泵寿命的主要应力因素的结论。

## 1 机载燃油泵失效机理分析及试验应力选取

本文选用某型离心式交流电动泵为研究对象,该型燃油泵作为机载燃油系统的核心部件之一,用于向散热分系统输油和供油箱输油<sup>[12]</sup>。整个工作过程,燃油泵需要保持额定的流量和压力要求。该型燃油泵的详细结构如图1所示,主要由电机和离心叶轮两部分组成。电机采用鼠笼式三相异步电动机,由它驱动安装在电机轴上的离心叶轮旋转,将油泵入口处的燃油抽吸到离心叶轮进行增压,经过增压的燃油经蜗室汇集后进入燃油出口管,最后输送至输油管<sup>[13]</sup>,其实物如图2所示。

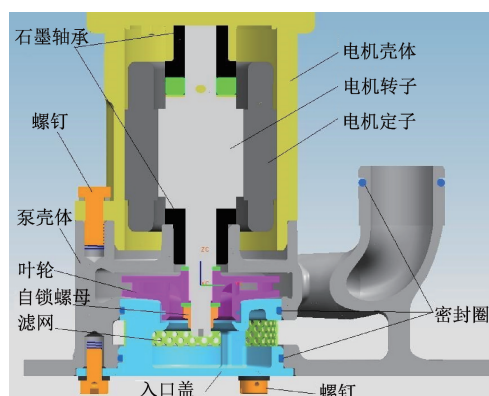


图1 燃油泵结构

Fig. 1 Structure of fuel pump

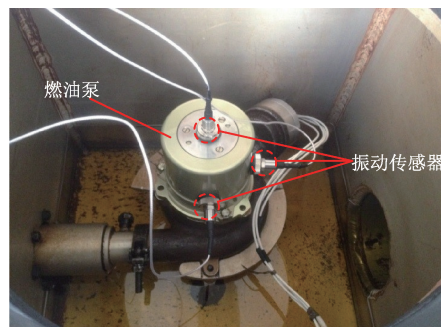


图2 燃油泵实物图

Fig. 2 Physical diagram of fuel pump

作为典型的机电产品,燃油泵的失效机理主要包括疲劳、磨损和裂纹等。表1给出了燃油泵的失效机理及其所影响的材料和相关应力。文献[14]详细分析了机载燃油泵的失效机理,并指出磨损失效是燃油泵最主要的失效机理。通过对故障的燃油泵拆解分析,发现磨损部位一般发生在轴承、壳体组件以及转子组件等部位,其中电动机的轴承磨损最严重,造成燃油泵出口压力降低、输送燃油能力下降。



表1 燃油泵失效机理分析

Table 1 Failure mechanism analysis of fuel pump

失效机理	所影响的材料	相关应力
疲劳	金属、复合材料	载荷、温度
磨损	金属	转速、机械振动、油液污染度、电压、温度
裂纹	金属、复合材料	机械应力、温度、
腐蚀	金属、密封胶圈	催化剂、温度、机械应力
侵蚀风化	橡胶	燃油腐蚀

由表1可知,影响轴承磨损的主要应力包括转速、机械振动、油液污染物、电应力和温度等,由于该型燃油泵的电动机为交流恒速电动机,同时燃油系统中只有部分油路循环,燃油清洁度好,以及燃油具有较好的冷却作用,因此可忽略转速、油液污染度以及温度对轴承磨损的影响<sup>[14]</sup>。在飞机飞行过程中,燃油泵会接收到飞机供电系统输送来的不同幅值的中频电压,同时会受到由于气流扰动、发动机振动、武器发射等产生的振动的影响,因此本文选取电应力和机械振动作为主要应力,开展电应力和机械振动耦合应力作用下的机载燃油泵性能退化研究。

各应力水平的选取需保证机载燃油泵的失效机理具有一致性。电应力水平优先选用燃油泵在实际使用中的实测电应力数据来制定,但是飞机上的实测应力难以获得,因此参考文献[14],根据可靠性鉴定与验收试验GJB899 A-2009<sup>[15]</sup>中有关直升机给燃油泵提供的电应力规定确定标称电压为115 V,高电压为122 V,低电压为104 V;对于航空军工产品,通常按照GJB150.16-1986<sup>[16]</sup>和GJB150.16 A-2009<sup>[17]</sup>中规定进行振动试验<sup>[18]</sup>设计。振动载荷的主要参数有振动频率和振动量值,对于机身、发动机舱等区域的振动环境均为随机振动,通常用功率谱密度或加速度均方根值来表示随机振动的振动量值。由于机载燃油泵实际工作过程中,特别是起飞、降落或是发射导弹时,处于强振动环境中,因此结合燃油泵所处工作环境的现场实测振动功率谱,并适当提高了其载荷量级,将施加的振动载荷按频率分为低(10~100 Hz)、中(200~300 Hz)、高(500~600 Hz)3个等级,按功率谱密度(power spectral density, PSD)分为低(1 g<sup>2</sup>/Hz)、中(10 g<sup>2</sup>/Hz)、高(20 g<sup>2</sup>/Hz)3个等级。

## 2 机载燃油泵复杂应力退化试验实现

为了实现机载燃油泵电应力与机械振动耦合应力作用下的性能退化试验,重新设计搭建了新的机载燃油泵退化试验平台用于燃油泵电应力的施加,然后基于实验室搭建的振动试验台完成燃油泵机械振动应力的施加。

### 2.1 机载燃油泵电应力作用退化试验实现

#### 1) 机载燃油泵退化试验平台的总体结构

实验室早期搭建的机载燃油泵试验台由于可扩展性差,燃油泵拆卸困难,只能实现电应力这一单一应力的加载,为了实现机载燃油泵电应力与振动应力的耦合,重新设计搭建了新的机载燃油泵退化试验平台。该试验平台可完成燃油泵载荷冲击试验、应力加载试验、零流量试验、燃油污染试验,并且预留了振动试验接口。平台由多个功能模块组成,根据燃油泵的外形、安装方式、技术性能等要求设计了专用测试模块,另外还包括油源模块、测试台架和相关功能附件,其结构如图3所示。实验平台的模块化设计有利于存储、运输、安装与实际使用。工作油箱与测试台架之间采用快接式软管连接,避免了试验过程中的重复性拆装,最大程度节约了试验时间。台架小车用于安装功能部件,底部设有滑轮并可锁定,方便测试台架的移动,试验平台的实物图如图4所示。

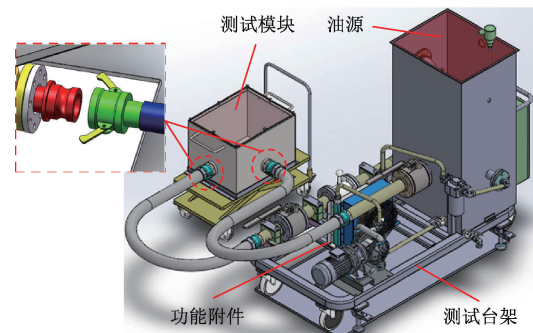


图3 机载燃油泵退化试验平台结构图

Fig. 3 Structure diagram of degradation test platform for airborne fuel pump

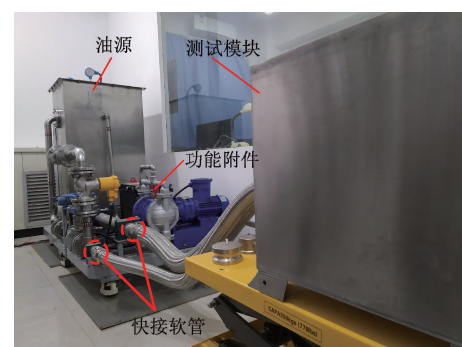


图4 机载燃油泵退化试验平台实物图

Fig. 4 Physical diagram of degradation test platform for airborne fuel pump

如图5所示为机载燃油泵退化试验平台原理图,主油箱1用于存放油源,内装温度传感器9用于监测油源温度,风冷散热器16用于系统介质的冷却,电动隔膜





泵 11 用于系统介质的循环。燃油泵安装于被试件油箱, 压力传感器 14 和流量传感器 13 分别用于监测燃油泵出口压力和流量。试验时, 将燃油泵安装于工作油箱内, 工

作油箱与油源测试台架用软管连接, 打开阀门 5 向工作油箱供油, 关闭电磁阀 20, 打开阀门 19, 启动被试产品, 监测燃油泵出口压力和流量的变化。

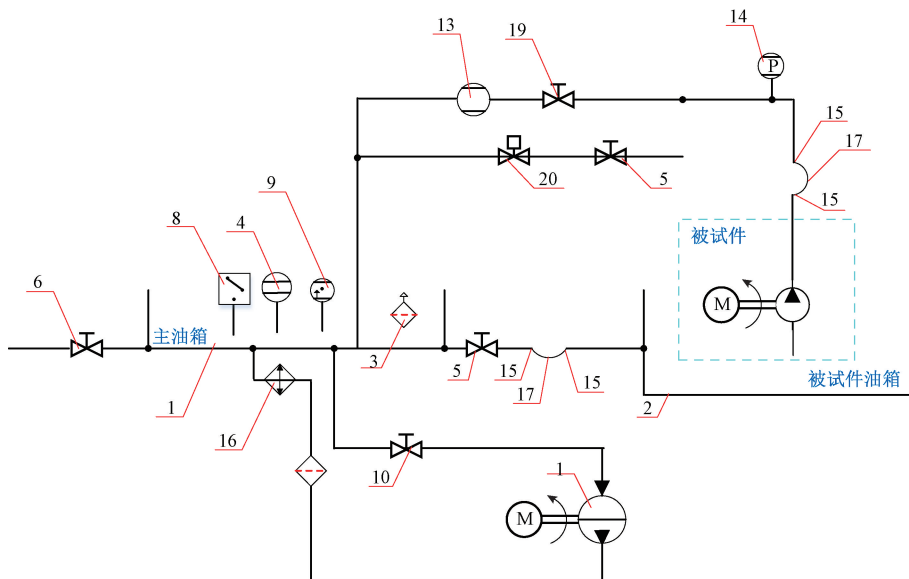


图 5 机载燃油泵退化试验平台原理图

Fig. 5 Schematic diagram of degradation test platform for airborne fuel pump

2) 传感器选型

为了衡量机载燃油泵的退化过程, 需要确定机载燃油泵的退化量。退化量的选取需满足易于测量且稳定, 具有明确的物理意义或化学意义, 以及能够明显表征产品的退化趋势。选取基准流量在 12 000 L/h 下的出口压力作为退化量, 为了获得燃油泵出口压力和流量, 需要对压力和流量传感器进行合理选型。

压阻式传感器是基于压阻效应将压力转换成阻值输出的传感器, 其频率响应好, 适合测量 50 kPa 以上的高量程范围的压力变化。根据燃油泵的技术指标, 燃油泵正常工作的压力范围为  $61.3 \text{ kPa} \leq P \leq 71.2 \text{ kPa}$ , 因此选用压阻式传感器用于出口压力的测量。本试验台采用 MPM483 型压阻式压力变送器, 该型压力变送器采用带不锈钢隔离膜的压阻式压力传感器作为信号测量元件, 并经过计算机自动测试, 用激光调阻工艺进行了宽温度范围的零点和温度性能补偿, 其性能指标参数如表 2 所示。

表 2 MPM483 性能指标参数

Table 2 Performance index parameter of MPM483

项目	参数
精度	$\pm 0.5\% \text{ FS}$
量程	1 MPa
供电	16~28 V DC
输出	4~20 mA DC
工作温度	-20℃~60℃

压力传感器的布局如图 6 所示。

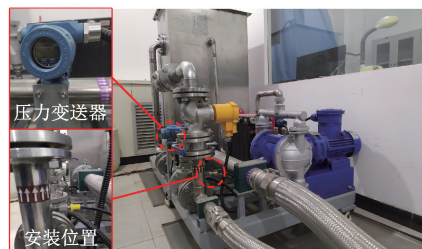


图 6 压力传感器布局

Fig. 6 Layout of pressure sensor

涡轮流量计是一种精密的流量测量仪表, 本试验台选用 LWGY-50 型涡轮流量计, 该型流量计精确度高, 重复性好, 适用范围广, 响应速度快, 无零点漂移, 抗干扰能力强。其主要技术参数如表 3 所示。

表 3 LWGY-50 技术参数

Table 3 Technical parameters of LWGY-50

项目	参数
测量范围	6~40 m <sup>3</sup> /h
供电电压	24 V DC
输出电流	4~20 mA
最大压力	1.6 MPa
测量精度	0.5%
连接方式	法兰连接型





将涡轮流量计通过法兰与两侧的管道水平连接,流量计壳体上标注的流向应与管道内流体流动的方向一致。涡轮流量计的布局如图7所示。

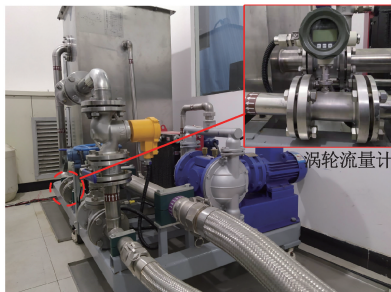


图7 涡轮流量计布局

Fig. 7 Layout of turbine flowmeter

### 3) 信号采集控制系统

信号采集控制系统如图8所示,由触摸显示屏、状态指示灯及控制开关等组成。显示屏可以以数值形式对采集到的燃油泵出口压力及流量、油源温度、电源电压等进行显示,也可以以曲线形式显示出口压力和流量。控制开关用于控制隔膜泵、冷却器、交流泵和直流泵的启停,并通过状态指示灯显示相应部件的工作状态。



图8 信号采集控制系统

Fig. 8 Signal acquisition and control system

## 2.2 机载燃油泵振动应力作用退化试验实现

### 1) 振动试验装置介绍

振动应力主要通过实验室搭建的三综合试验台中的振动试验装置施加。振动试验装置主要由东菱 ES-6-230 振动台和功率放大系统两部分组成,其系统组成如图9所示。其核心部件是振动台,主要由振动台台面、振动控制仪、功率放大器、冷却系统等部分构成<sup>[19]</sup>。振动台动圈通过励磁效应产生垂直方向的振动,并通过其上安装的加速度计传感器将加速度信号实时地反馈给振动控制仪,实现振动台的闭环控制。台面振幅由驱动信号幅值和频率、扩展台面的质量、负载的质量(含夹具)以及台面悬挂系统的刚度等共同决定。同时,振动台通过冷却

装置进行散热,以保证系统能够长期稳定的工作,其实物如图10所示。振动试验装置通过振动控制仪完成试验类型选择,控制参数、目标谱以及进度表的设置,并通过功放控制系统实现电气逻辑控制、报警及保护采集等功能。

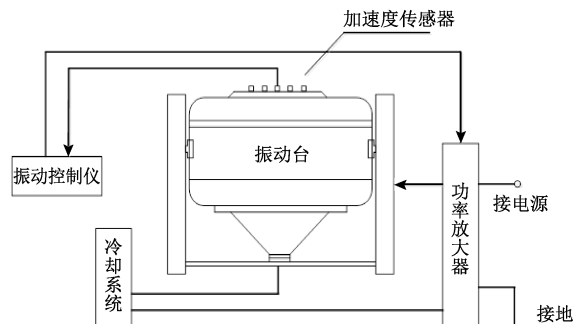


图9 振动试验装置的系统组成

Fig. 9 System composition of vibration test device

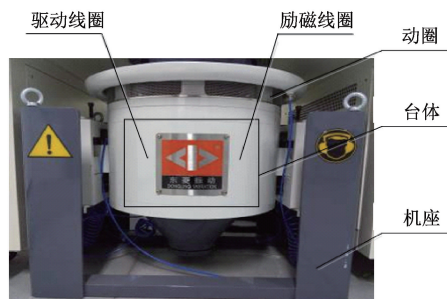


图10 振动试验台

Fig. 10 Vibration test device

### 2) 夹持装置设计与动态性能分析

机载燃油泵需要通过夹持装置固定在振动试验装置的振动台面上,设计夹持装置如图11所示,由两个支架和一个镂空平板通过螺栓固定组装而成。支架和平板均由一整块长方形钢板切割加工制作而成。支架尺寸为 $230\text{ mm}\times 130\text{ mm}\times 20\text{ mm}$ ,平板尺寸为 $250\text{ mm}\times 200\text{ mm}\times 10\text{ mm}$ 。夹持装置上下两条长边和每根支架的中央均加工为长条形孔槽,孔槽的宽度为 $8\text{ mm}$ ,距两端 $20\text{ mm}$ 。

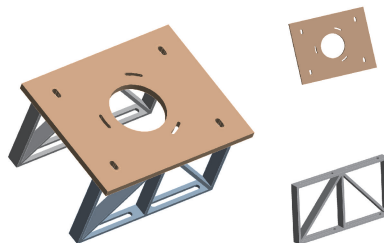


图11 夹持装置外形图

Fig. 11 Diagram of clamping device



如图 12 所示,通过螺钉将夹持装置固定在振动台面的螺孔内,由于孔槽的设计长度具有一定的裕度,因此可以选择过渡轴上表面的任意几个螺孔将夹持装置固定在任意位置。

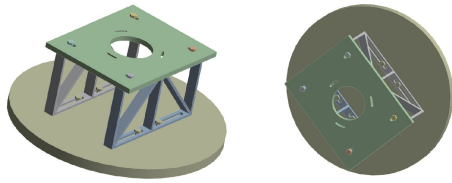


图 12 夹持装置装配图

Fig. 12 Assembly diagram of clamping device

如图 13 所示,振动台通过夹持装置将振动传递给试验件,为了实现振动台竖直方向振动的良好传递,需要保证夹持装置竖直方向具有良好的动态性能,防止因自身

的共振效应原因而对振动台本身的振动节奏产生影响,以便保证试验的顺利开展。为了确定夹持装置动态性能,利用有限元仿真软件 Ansys 对夹持装置进行模态分析,对夹持装置底边进行固定约束,夹持装置各组件间采用绑定接触,其前 6 阶模态分析结果如图 14 所示。图中对变形结果进行了 100 倍放大,以便观察各阶模态影响。

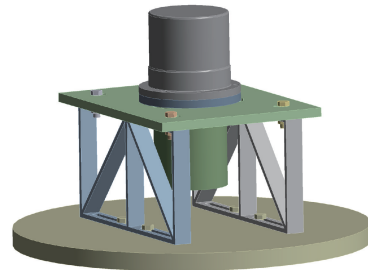


图 13 试验件装配图

Fig. 13 Assembly diagram of test piece

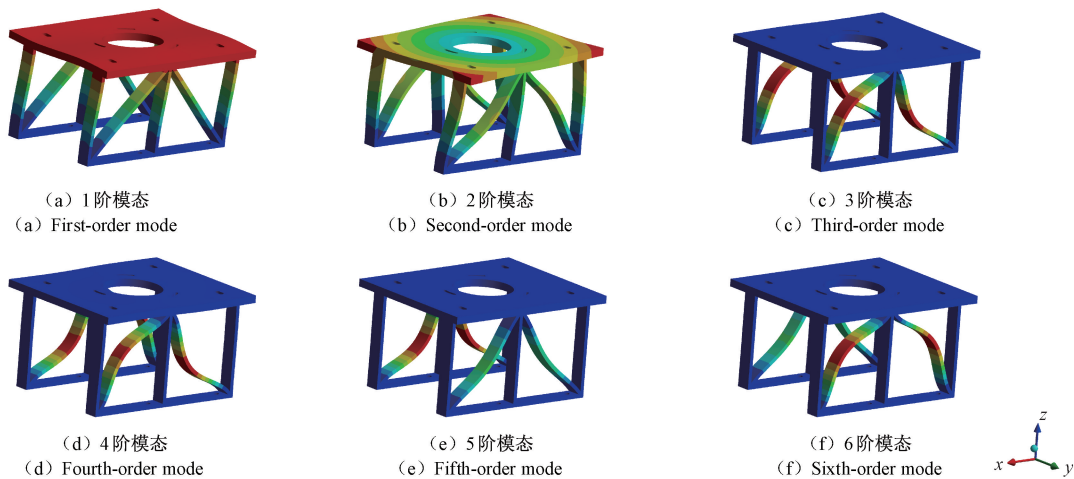


图 14 夹持装置频率响应形变图

Fig. 14 Frequency response deformation diagram of the clamping device

夹持装置的前 6 阶模态响应频率值列于表 4,结合图 14 和表 4 可以发现,夹持装置的 1 阶固有频率为 346.52 Hz,其振型为  $y$  轴方向的循环摇摆。夹持装置的 2 阶固有频率为 872.59 Hz,其振型为沿  $z$  轴的扭转运动。夹持装置的 3 阶固有频率为 1 001.6 Hz,其振型为  $x$  轴方向的循环摇摆。当振动模态超过 3 阶模态即振动频率超过 1 000 Hz 时,夹持装置会产生沿  $z$  轴方向的形变,此时已超过燃油泵的试验设计频率。

为了验证以上仿真分析的可靠性,对夹持装置进行外部激励加速度为 1 g,频率范围为 10~1 000 Hz 的正弦扫频测试。夹持装置的振动传递效应曲线如图 15 所示,在扫频过程中实测信号可以一致稳定地追踪振动激励信号,从而验证了所设计的夹持装置的机械传递特性。

表 4 夹持装置的模态响应频率

Table 4 Modal response frequency of clamping device

阶数	频率值
1 阶	346.52
2 阶	872.59
3 阶	1 001.6
4 阶	1 026.6
5 阶	1 034.9
6 阶	1 035.1

通过以上分析表明,所设计的夹持装置竖直方向具有良好的动态性能,能够满足试验需求,可以实现振动台与试验件之间振动的良好传递。

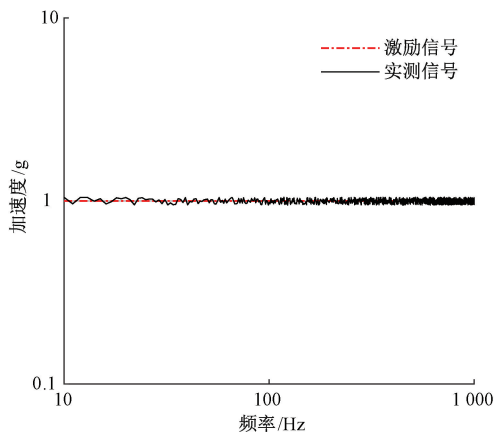


图 15 夹持装置的振动传递特性曲线

Fig. 15 Vibration transfer characteristic curve of clamping device

### 3 基于正交试验的试验方案设计和应力影响分析

#### 3.1 正交试验方案设计

正交试验是用于研究多因素、多水平的一种设计方法,是利用正交表来科学安排试验并进行数据分析的一种方法。依据正交性通过对全面试验进行筛选,挑选出具有代表性的点进行试验,从而可以通过较少的试验次数获得全面试验的全部信息<sup>[20]</sup>。通过合理设计正交试验表,进行机载燃油泵复杂应力条件下退化试验,不但获得了各因素影响结果,而且减少了试验次数和试验成本,提高了耦合试验的效率。

根据第 1 节所选应力水平,可将燃油泵的工作环境描述为不同的电应力梯度和不同的振动量级的耦合作用。例如,高电压与低频、低 PSD 值耦合的载荷,标称电压与中频、低 PSD 值耦合的载荷等。选择能够表征电应力载荷与振动载荷等级程度的电压(U)、功率谱密度(PSD)与频率(F)作为因素设计正交试验,各电压与振动量级的因素水平如表 5 所示。

表 5 正交试验因素水平表

Table 5 Orthogonal test factor level table

因素/V	水平		
	1	2	3
电压	104	115	122
加速度功率谱密度( $g^2 \cdot Hz^{-1}$ )	1	10	20
频率/Hz	10~100	200~300	500~600

表 5 详细列出了电应力与机械振动耦合作用的应力水平,为三因素三水平,为此选用  $L_9(3^4)$  混合水平正交表设计机载燃油泵复杂应力退化试验,如表 6 所示,只需

进行 9 组试验。与完备的 27 组耦合试验相比,大大减少了试验次数,缩短了试验周期,减轻了工作量。考虑到样本个体的差异性,每组载荷条件选择 3 台燃油泵,共需要 27 台燃油泵。

表 6 正交试验方案表

Table 6 Orthogonal test scheme table

试验号	U/V	PSD/ $(g^2 \cdot Hz^{-1})$	F/Hz
1	104	1	10~100
2	104	10	200~300
3	104	20	500~600
4	115	1	200~300
5	115	10	500~600
6	115	20	10~100
7	122	1	500~600
8	122	10	10~100
9	122	20	200~300

根据表 6 所列的正交试验方案开展机载燃油泵电应力和机械振动耦合作用下的退化试验,试验在搭建的新型燃油泵退化试验台和振动试验台上进行。每个试验循环设为 10 小时,根据所选试验载荷量级确定两种应力试验时长近似为 9/1,因此设定前 9 小时在新型燃油泵退化实验台上进行电应力试验,后 1 个小时在振动台上进行随机振动试验。电应力实验过程中每小时采集一次流量为 12 000 L/h 下的燃油泵出口压力值,共进行 87 个实验循环,采集 783 次数据,其试验剖面如图 16 所示。

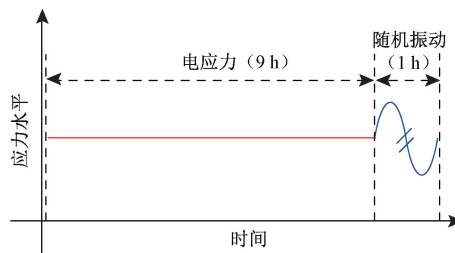


图 16 试验剖面

Fig. 16 Experimental section

按照表 6 完成各应力水平组合条件下的退化试验并采集燃油泵出口压力退化数据,图 17 给出了 4 号试验的压力退化曲线。对燃油泵出口压力的退化数据采用极大似然估计建立了漂移 Wiener 过程退化模型  $X(t) = u \cdot t + \sigma \cdot B(t)$ ,并根据每台燃油泵退化模型参数值  $\hat{u}$  和  $\hat{\sigma}^2$  与失效机理不变的内在联系<sup>[21]</sup>,通过构建检验统计量  $X = \hat{\mu}/\hat{\sigma}^2$  验证了机载燃油泵在各组合应力水平作用下退化失效机理的一致性,从而说明了本试验方案中应力水平选择的合理性。



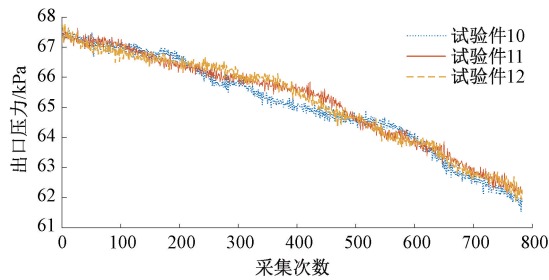


图 17 出口压力退化曲线

Fig. 17 Degradation curve of outlet pressure

根据该型燃油泵的相关技术要求,测定燃油泵在基准流量 12 000 L/h 下的出口压力失效阈值为 62.3 kPa,基于以上建立的漂移 Wiener 过程退化模型获得机载燃油泵的伪失效寿命结果如表 7 所示。

表 7 燃油泵正交试验结果

Table 7 Results of fuel pump orthogonal test

试验号	U	PSD	F	疲劳寿命均值/h
1	1	1	1	823.9
2	1	2	2	767.9
3	1	3	3	649.9
4	2	1	2	731.7
5	2	2	3	665.8
6	2	3	1	526.6
7	3	1	3	581.9
8	3	2	1	551.7
9	3	3	2	410.5

### 3.2 应力影响分析

#### 1) 极差分析

极差也称范围误差或是全距,用  $R$  表示,它用来表示一组变量的最大值与最小值之差。极差分析法也称为直观分析法,它是指通过计算不同因素在不同水平上试验值的均值,然后再对其求极差,通过比较差值的大小,来判断不同因素的显著性水平。极差值越大,表示该因素在试验范围内变化时,对试验结果影响越大。因此,可以通过对极差的排序来确定各因素对试验结果的影响程度。

设某一因素的水平总数为  $M$ ,水平序号为  $i(i \in M)$ ,该因素每个水平共进行  $N$  次试验,试验序号为  $j(j \in N)$ ,则该因素水平  $i$  下某次试验结果记为  $x_{ij}$ ,记  $K_i$  为该因素在应力水平  $i$  的所有试验结果之和,其表达式为:

$$K_i = \sum_{j=1}^N x_{ij} \quad (1)$$

其算术平均值  $k_i$  为:

$$k_i = \frac{1}{N} K_i = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N x_{ij} \quad (2)$$

$k_i$  表示该因素应力水平  $i$  的效应大小,将同一因素所有水平的效应进行比较,可求得极差的表达式为:

$$R = \max(k_i) - \min(k_i) \quad (3)$$

对表 7 燃油泵正交试验结果进行极差分析,结果如表 8 所示。根据极差分析的结果可以看出,对于机载燃油泵退化试验,其中电应力因素的极差值最大,这说明电压对燃油泵可靠性的影响最大,加速度功率谱密度次之,频率对应的极差值最小,影响也最小。

表 8 极差分析结果

Table 8 Results of range analysis

试验号	U	PSD	F	疲劳寿命均值/h
1	1	1	1	823.9
2	1	2	2	767.9
3	1	3	3	649.9
4	2	1	2	731.7
5	2	2	3	665.8
6	2	3	1	526.6
7	3	1	3	581.9
8	3	2	1	551.7
9	3	3	2	410.5
$K_1$	2 241.7	2 137.5	1 902.2	
$K_2$	1 924.1	1 985.4	1 910.1	
$K_3$	1 544.1	1 587.0	1 897.6	
$k_1$	747.2	712.5	634.1	
$k_2$	641.4	661.8	636.7	
$k_3$	514.7	529.0	632.5	
R	232.5	183.5	4.2	

由极差分析的结果可以进一步绘出各试验因素对燃油泵失效寿命的影响趋势,如图 18 所示。可以看出,随着电压的升高,燃油泵的失效寿命会显著下降,这表明电压是影响燃油泵可靠性的关键因素;随着功率谱密度的增大,燃油泵的失效寿命也会明显下降,这表明当振动能量增加时,燃油泵的可靠性会下降;而当频率变化时,燃油泵的失效寿命几乎不变,这是因为燃油泵的一阶频率为 1 767.1 Hz,已经远远超过了试验频率范围,因此不会激发燃油泵自身的固有振动模式造成谐振现象,从而试验频率变化对燃油泵失效寿命影响不大。

#### 2) 方差分析

由于极差分析未将试验误差影响和因素影响进行区分,对误差影响无法进行分析,因此所提供的信息精度不够高。方差分析将试验数据的总偏差平方和分解为各因

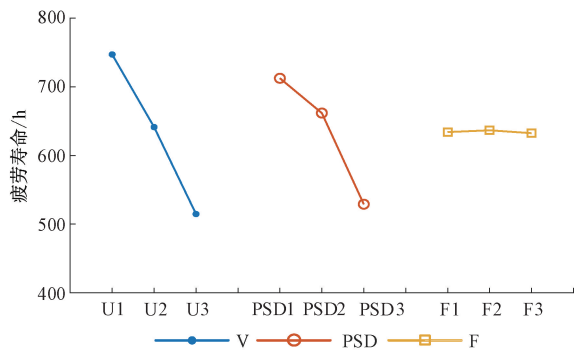


图 18 各试验因素对燃油泵失效寿命的影响

Fig. 18 Influence of various test factors on fuel pump failure life

素的偏差平方和与试验误差平方和之和,然后将各因素的偏差平方和与试验误差平方和进行比较,从而判断各因素影响的显著程度,是一种用于研究不同样本均数差别的显著性检验的科学手段<sup>[22]</sup>。

正交试验的方差分析具体步骤如下:

(1) 计算实验数据的总偏差平方和  $Q_{\text{总}}$ :

$$Q_{\text{总}} = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \quad (4)$$

其中,  $Q_{\text{总}}$  为总的偏差平方和;  $n$  为正交试验组数;  $y_i$  为每组试验的平均值;  $\bar{y}$  为所有试验结果的平均值,其表达式为:

$$\bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i \quad (5)$$

(2) 计算各因素的偏差平方和  $Q_i$  与误差平方和  $Q_e$ 。

各因素的偏差平方和  $Q_i$  表示正交表中第  $i$  列因素的变化引起的偏差,误差平方和  $Q_e$  表示因误差变化引起的偏差。他们与总偏差平方和的关系可表示为:

$$Q_{\text{总}} = \sum Q_i + Q_e \quad (6)$$

其中,因素  $i$  的偏差平方和表达式为:

$$Q_i = \frac{\sum_{r=1}^M (Y_r^i)^2}{L} - \frac{\sum_{j=1}^n y_j^2}{n} \quad (7)$$

式中:  $Y_r^i = \sum_{p=1}^L y_p^{i,r}$  表示因素  $i$  在水平  $r$  时所有试验结果的和,  $M$  为因素  $i$  的水平数,  $L$  为因素  $i$  的每一水平的试验结果数量。

则误差平方和可表示为:

$$Q_e = Q_{\text{总}} - \sum Q_i \quad (8)$$

(3) 计算各因素偏差平方和的自由度与误差平方和的自由度

总的偏差平方和的自由度表达式为:

$$f_{\text{总}} = \text{正交试验总次数} - 1 = n - 1 \quad (9)$$

因素  $i$  偏差平方和的自由度表达式为:

$$f_i = \text{因素 } i \text{ 水平数} - 1 = M - 1 \quad (10)$$

则误差平方和的自由度可表示为:

$$f_e = f_{\text{总}} - \sum f_i \quad (11)$$

(4) 计算各因素的  $F$  值

各因素对应的检验统计量  $F$  值通常定义为:

$$F_i = \frac{Q_i/f_i}{Q_e/f_e} \quad (12)$$

用于表征各因素对试验结果的影响程度。

(5) 各因素显著性检验

根据  $F$  分布检验原理,设定检验水平为  $\alpha$  (通常  $\alpha$  取 0.01, 0.05 和 0.1), 将  $F_i$  与  $F$  分布表中对应的临界值  $F_{\alpha}(f_i, f_e)$  进行比较, 当  $F_i > F_{0.01}(f_i, f_e)$  时, 表示因素  $i$  为高度显著性因素, 其置信度  $p = 99\%$ , 记为“\*\*\*”; 当  $F_{0.05}(f_i, f_e) \leq F_i < F_{0.01}(f_i, f_e)$  时, 表示因素  $i$  为显著性因素, 其置信度  $p = 95\%$ , 记为“\*\*”; 当  $F_i < F_{0.1}(f_i, f_e)$  时, 表示因素  $i$  为非显著性因素, 其置信度  $p = 90\%$ 。

根据上述公式, 机载燃油泵退化试验中各因素的方差分析结果如表 9 所示。

表 9 方差分析结果

Table 9 Results of variance analysis

差异源	偏差平方和	自由度	偏差平方估计值	F 值	显著性	置信度
U	81 323.9	2	40 662	149.38	***	99%
PSD	53 878.6	2	26 939.3	98.97	**	95%
F	26.6	2	13.3	0.05	—	90%
误差	544.4	2	272.2			
$F_{0.01}(2,2)$	99	$F_{0.05}(2,2)$	19			

由表 9 可知,  $F_U > F_{0.01}(2,2)$  说明电压对燃油泵可靠性的影响高度显著;  $F_{0.05}(2,2) < F_{PSD} < F_{0.01}(2,2)$ , 说明功率谱密度对燃油泵可靠性影响显著, 而  $F_F < F_{0.1}(2,2)$ , 说明频率对燃油泵可靠性的影响不显著。各因素对燃油泵可靠性影响显著性排序为  $U > PSD > F$ , 这与极差分析的结果是一致的。

## 4 结 论

机载燃油泵是飞机燃油系统的重要组成部分之一, 其性能关乎飞机的飞行安全和作战任务的顺利完成。然而机载燃油泵可靠性高、寿命长, 工作环境复杂, 失效机理复杂多样, 实际工作中难以监测其健康状态, 而现有的机载燃油泵退化试验研究大多仅限于电应力这一单一应力水平, 不能很好地反映其实际退化状态, 因此开展了复杂应力条件下机载燃油泵的退化规律研究。首先分析了



机载燃油泵的失效机理,然后搭建了用于施加电应力和机械振动的燃油泵退化试验台和振动试验装置,完成了压力与流量传感器的选型,介绍了信号采集与控制系统,设计并分析了用于振动试验的夹持装置,最后基于正交试验的思想设计了机载燃油泵退化试验方案,并通过极差分析和方差分析进行了应力耦合效应分析,得出了电压对燃油泵可靠性更为显著的结论。以上研究内容和研究方法丰富了机载燃油泵的研究内容,为机载燃油泵的退化试验研究提供了新的思路,对其他机电设备耦合应力研究具有一定的参考价值。

本文完成了电应力和机械振动应力两种类型应力交替作用下的机载燃油泵退化试验,并对应力影响进行了分析,但是燃油泵实际工作环境复杂多变,应力耦合方式多样,因此本文研究内容还有待进一步深入,更加复杂的应力耦合方式下的燃油泵退化研究将是下一步研究的重点。

### 参考文献

- [ 1 ] 李娟,景博,羌晓清,等. 基于样本分位数的机载燃油泵故障状态特征提取及实验研究[J]. 航空学报, 2016,37(9):2851-2863.
- LI J, JING B, QIANG X Q, et al. Fault states feature extraction and experimental study for airborne fuel pumps based on sample quantile [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016,37(9):2851-2863.
- [ 2 ] 焦晓璇,景博,李娟,等. 基于 ADEGWO-SVM 的机载燃油泵寿命预测研究[J]. 仪器仪表学报, 2018,39(8):43-52.
- JIAO X X, JING B, LI J, et al. Research on remaining useful life prediction of fuel pump based on adaptive differential evaluation grey wolf optimizer-support vector machine[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018,39(8):43-52.
- [ 3 ] 李娟,景博,焦晓璇,等. 基于 LSTAR 的机载燃油泵多阶段退化建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2017,43(5):880-886.
- LI J, JING B, JIAO X X, et al. Multi-stage degradation modeling for airborne fuel pump based on LSTAR[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017,43(5):880-886.
- [ 4 ] 张先航,李曙林,常飞,等. 基于 Wiener 过程的航空燃油泵寿命预测[J]. 航空科学技术, 2017,28(11):47-53.
- ZHANG X H, LI SH L, CHANG F, et al. Life prediction of aviation fuel pump based on wiener process[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017,28(11):47-53.
- [ 5 ] SUN M, JING B, JIAO X X, et al. Research on life prediction of airborne fuel pump based on combination of degradation data and life data[C]. 2018 Prognostics and System Health Management Conference (PHM-Chongqing), 2018:664-668.
- [ 6 ] KUMAR V, MISHRA R K. Finite element analysis of quill shaft of an aero engine fuel pump for structural integrity[J]. Journal of Failure Analysis & Prevention, 2020,20(9):348-352.
- [ 7 ] 徐巍,孔建益,王兴东,等. 连续热镀锌生产线中锌层重量影响因素模拟与优化[J]. 仪器仪表学报, 2019,40(7):64-72.
- XU W, KONG J Y, WANG X D, et al. Simulation and optimization of factors influencing the weight of zinc coating in continuous hot-dip galvanizing line [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019,40(7):64-72.
- [ 8 ] 骆燕燕,梁弘,刘旭阳,等. 接触件结构参数对电连接器振动特性的影响[J]. 电子测量与仪器学报, 2018,32(11):202-208.
- LUO Y Y, LIANG H, LIU X Y, et al. Effects of structure parameters of electrical connector contactson the vibration of connector [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2018,32(11):202-208.
- [ 9 ] WANG ZH F, WAGN H. Inflatable wing design parameter optimization using orthogonal testing and support vector machines [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012,25(6):887-895.
- [ 10 ] 郝润平,薛少辉. 基于正交试验的运动目标跟踪算法性能评价[J]. 计算机工程, 2020,46(3):254-260+266.
- XI R P, XUE SH H. Performance evaluation for moving target tracking algorithm based on orthogonal test [J]. Computer Engineering, 2020,46(3):254-260+266.
- [ 11 ] 陈浩,王立勇,陈涛. 电感式磨粒传感器线圈参数对磁场均匀性影响研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2020,34(1):10-16.
- CHEN H, WANG L Y, CHEN T. Influence of coil parameters on magnetic field uniformity of inductance abrasive sensor [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2020,34(1):10-16.
- [ 12 ] 刘晓东,景博,石慧,等. 燃油泵故障诊断试验装置及试验方案优化设计[J]. 振动. 测试与诊断, 2017,37(6):1187-1194.
- LIU X D, JING B, SHI H, et al. Optimized design of fuel pump fault diagnosis experimental device and test program [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2017,37(6):1187-1194.
- [ 13 ] 焦晓璇,景博,黄以锋,等. 基于小波包 BP\_AdaBoost 算





- 法的机载燃油泵故障诊断研究[J]. 仪器仪表学报, 2016,37(9):1978-1988.
- JIAO X X, JING B, HUAG Y F, et al. Research on fault diagnosis for airborne fuel pump based on wavelet package and BP\_AdaBoost algorithm [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016,37(9):1978-1988.
- [14] 孙萌, 景博, 黄以锋, 等. 机载燃油泵性能退化试验研究[J]. 火力与指挥控制, 2020,45(2):175-179.
- SUN M, JING B, HUANG Y F, et al. Research on performance degradation testing for airborne fuel pump[J]. Fire Control & Command Control, 2020, 45(2):175-179.
- [15] 中国人民解放军总装备部. 可靠性鉴定与验收试验: GJB899A-2009[S]. 北京:总装备部军标出版发行部, 2009:135.
- The General Armament Department of the People's Liberation Army of China. Reliability testing for qualification and production acceptance: GJB 899A - 2009 [S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 2009:135.
- [16] 中国人民解放军总装备部. 军用设备环境试验方法 振动试验:GJB150.16-1986[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,1986.
- The General Armament Department of the People's Liberation Army of China. Environmental test methods for military equipment, Vibration test: GJB150.16-1986[S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 1986.
- [17] 中国人民解放军总装备部. 军用装备实验室环境试验方法 第16部分:振动试验:GJB150.16A-2009[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2009.
- The General Armament Department of the People's Liberation Army of China. Laboratory environmental test methods for military materiel-part 16: Vibration test: GJB150.16A - 2009 [S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 2009.
- [18] 徐明, 马升. 关于振动耐久试验量值和持续时间方法的讨论[J]. 航空标准化与质量, 2003(5):36-41.
- XU M, MA SH. Discussion on the method of value and duration of vibration endurance test [J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2003(5):36-41.
- [19] 曹小波, 张巧寿, 张奎华, 等. 一种离心电动振动台系统:北京, CN205861316U[P]. 2017-01-04.
- CAO X B, ZHANG Q SH, ZHANG K H, et al. A centrifugal electric shaking table system: Beijing, CN205861316U[P]. 2017-01-04.
- [20] HAN S L, LI Z Y, GAO Y, et al. Numerical study on die design parameters of self-pierce riveting process based on orthogonal test [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University (Science), 2014,19(3):308-312.
- [21] 王浩伟, 徐廷学, 王伟亚. 基于退化模型的失效机理一致性检验方法[J]. 航空学报, 2015,36(3):889-897.
- WANG H W, XU T X, WANG W Y. Test method of failure mechanism consistency based on degradation mode[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015,36(3):889-897.
- [22] 汤巍, 景博, 黄以锋, 等. 温度与振动耦合条件下的电路板级焊点失效模式与疲劳寿命分析[J]. 电子学报, 2017,45(7):1613-1619.
- TANG W, JING B, HUANG Y F, et al. Analysis of failure modes and life of solder joints under coupling of vibration and thermal loads[J]. Acta Electronica Sinica, 2017,45(7):1613-1619.

### 作者简介



**孙宏达** (通信作者), 2013年于安徽大学获得学士学位, 现为空军工程大学硕士研究生, 主要研究方向为智能检测与健康管。E-mail: honda\_sun@163.com

**Sun Hongda** (Corresponding author) received his B. Sc. degree in 2013 from Anhui University, now he is a M. Sc. candidate at Air Force Engineering University. His main research interests include intelligent detection and health management.



**景博**, 1996年于空军工程大学获得硕士学位, 2002年于西北工业大学获得博士学位, 现为空军工程大学教授, 主要研究方向为故障预测与健康管、测试性设计、传感器网络与信息融合。E-mail: jingbo\_sensor@163.com

**Jing Bo** received M. Sc. from Air Force Engineering University in 1996 and Ph. D. from Northwestern Polytechnical University in 2002, respectively. Now she is a professor in Air Force Engineering University. Her main research interests include prognostics and health management, design for testability, sensor network and information fusion.



**王光临**, 1995年于空军第六飞行学院获得学士学位, 2004年于空军工程大学获得硕士学位, 现为中国人民解放军95939部队正高级工程师, 主要研究方向为航空试验。E-mail: xx008star@163.com

**Wang Guanglin** received his B. Sc. degree in 1995 from Air Force sixth Flight Academy and M. Sc. from Air Force Engineering University in 2004, respectively. Now he is a senior engineer in Unit 95939 of PLA. His main research interests include aeronautical test.