

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2019.03.17

# 振动测试异常值的原因分析

贾建峰, 孟亮, 王立元, 任伟娟

(石家庄海山实业发展总公司, 河北 石家庄 050208)

**摘要:** 针对某型飞机在振动测试过程中, 测试结果异常值的产生、筛选和剔除等问题进行原因分析。运用实验比较和类比排除的方法, 论证振动传感器带电时对测试结果的影响。

**关键词:** 振动测试; 异常值; 导管故障

**中图分类号:** TB936

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1674-5795(2019)03-0089-04

## Cause Analysis of Abnormal Value in Vibration Testing

JIA Jianfeng, MENG Liang, WANG Liyuan, REN Weijuan

(Shijiazhuang Haishan Industrial Development Corporation, Shijiazhuang 050208, China)

**Abstract:** In the process of vibration testing of a certain type of aircraft, the causes of abnormal values such as generation, screening and elimination are analyzed. By using the method of experimental comparison and analogy exclusion, the influence of vibration sensor on test results is demonstrated.

**Key words:** vibration test; outliers; catheter malfunction

## 0 引言

机械运动是自然界、工程应用和日常生活中普遍的物理现象, 是振动的根源, 某种情况下可引起一定的危害。尤其是在航空领域中, 飞机在飞行过程中受压力、速度、载荷等因素的变化, 都有可能导致各部件产生不同程度的振动, 多种力的作用下引起的共振极易造成安全事故。

国外对我国飞机振动测试进行严密的技术封锁, 国内航空工业部门没有统一的标准。这种情况下, 本文着力研究振动测试过程中, 接地电阻、电磁干扰和传感器壳体带电对振动测试结果的影响, 以及测试过程中应当注意的事项。

## 1 飞机导管振动测试简述

### 1.1 飞机导管振动测试描述

飞机脉动液压泵在液压导管内部提供脉动的液压流体, 为飞机的操纵系统提供各种动力来源, 对飞机的飞行安全有着至关重要的影响。但是脉动的液压流体在导管内会提供一定的激发, 遇到管弯头、管径变化、控制阀门、导管夹板等管道元件, 产生随时间而变化的激振力, 在激振力作用下, 导管之间可能产生共振现象, 进而使导管发生疲劳损伤而出现裂纹和断裂, 造成飞机操

控系统失压, 出现等级事故。因此, 准确可靠的振动测试在航空飞行中起着非常重要的作用。

### 1.2 振动测试方法

飞机导管振动测试一般分为两类: 一类在导管安装时进行静态测试, 即应变测试; 另一类是在发动机开车状态下对导管进行振动加速度、振动频率、位移量等参数的测试, 本文主要针对第二类测试过程中出现的异常值现象进行分析。

飞机导管测试的位置主要是在容易出现共振或靠近振动源导管端口处, 测试的方法是在测试导管壁上粘贴三向加速度计, 利用动态信号分析采集系统记录三向振动值, 通过软件对数据进行一次积分、二次积分和傅里叶变换方法分析计算, 得出导管振动速度、加速度、位移量、振动频率等参量, 并通过模态分析法找出振动产生的原因, 从而提前预测事故。

## 2 振动异常值的筛选与分析

飞机开车状态下导管振动测试必须在室外试车台进行, 由于周围有大功率搜索雷达和各类强通讯信号的电磁干扰, 以及场外电源接地不理想等原因, 造成振动测试过程中容易出现振动值突然变大、零点漂移、无规则测试曲线、测试曲线与实际振动情况不相符等异常现象。因此, 异常值的筛选与剔除成为飞机导管

振动测试结果可靠性和准确性的关键因素。

## 2.1 异常值的筛选

歼某型飞机后组燃油泵的振动测试中,测试点如图 1,测试位置出口远端、入口远端、入口近端、出口近端及壳体依次处于测试点  $a, b, c, d, e$  处。依据振动测试技术条件规定,导管接头固定处振动加速度值小于等于  $130\text{ g}$  ( $g$  为重力加速度,约为  $9.8\text{ m/s}^2$ )。对应测试数据见表 1,后组燃油泵的出口导管远端( $a$  点)与出口导管近端( $d$  点)两个传感器加速度值超出规定要求,且三个方向加速度值较接近。

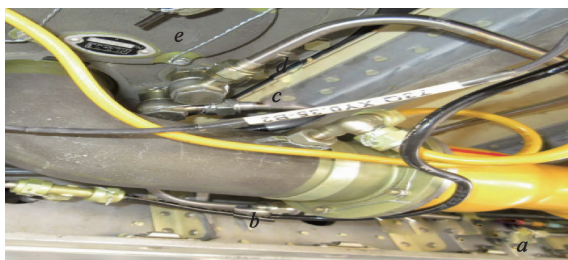


图 1 导管振动测试位置图

表 1 第一次测试结果

| 测试位置     | 方向  | 正最大振动值      | 均方根值       | 负最大振动值       |
|----------|-----|-------------|------------|--------------|
| 出口远端 $a$ | $X$ | 334.205 $g$ | 31.070 $g$ | -321.144 $g$ |
|          | $Y$ | 326.494 $g$ | 30.296 $g$ | -313.681 $g$ |
|          | $Z$ | 348.839 $g$ | 32.445 $g$ | -335.589 $g$ |
| 入口远端 $b$ | $X$ | 40.623 $g$  | 0.450 $g$  | -36.172 $g$  |
|          | $Y$ | 35.455 $g$  | 0.729 $g$  | -48.209 $g$  |
|          | $Z$ | 22.155 $g$  | 0.644 $g$  | -26.150 $g$  |
| 入口近端 $c$ | $X$ | 14.411 $g$  | 0.340 $g$  | -4.622 $g$   |
|          | $Y$ | 8.032 $g$   | 0.212 $g$  | -5.793 $g$   |
|          | $Z$ | 4.399 $g$   | 0.351 $g$  | -7.069 $g$   |
| 出口近端 $d$ | $X$ | 236.976 $g$ | 17.410 $g$ | -222.110 $g$ |
|          | $Y$ | 211.938 $g$ | 15.582 $g$ | -198.009 $g$ |
|          | $Z$ | 230.390 $g$ | 16.956 $g$ | -214.860 $g$ |
| 壳体 $e$   | $X$ | 2.317 $g$   | 0.212 $g$  | -2.041 $g$   |
|          | $Y$ | 1.054 $g$   | 0.154 $g$  | -0.938 $g$   |
|          | $Z$ | 1.515 $g$   | 0.217 $g$  | -1.442 $g$   |

完成飞机开车测试后,即在没有振动的情况下, $a, d$  点存在  $16\text{ g}$  以上振动值。经多次调整,采用更换通道等方式仍存在异常值。在短时间内无法排除故障,重新粘贴传感器,完成开车后的测试结果见表 2。

对相同位置的两次振动测试结果进行对比可得:表 1 中  $a, d$  两点测试值远远大于  $130\text{ g}$ ,无振动源时  $a, d$  点测试值约为  $16\text{ g}$ ;表 2 的测试结果均小于  $130\text{ g}$ ,满足技术要求。因此,依据振动测试技术条件规定,表 1 中

测试点  $a$  和点  $d$  两点为振动异常值,应剔除。

表 2 第二次测试结果

| 测试位置     | 方向  | 正最大振动值     | 均方根值      | 负最大振动值      |
|----------|-----|------------|-----------|-------------|
| 出口远端 $a$ | $X$ | 30.578 $g$ | 0.524 $g$ | -42.572 $g$ |
|          | $Y$ | 52.916 $g$ | 1.200 $g$ | -42.431 $g$ |
|          | $Z$ | 14.449 $g$ | 0.459 $g$ | -13.791 $g$ |
| 入口远端 $b$ | $X$ | 41.588 $g$ | 0.436 $g$ | -39.867 $g$ |
|          | $Y$ | 35.844 $g$ | 0.688 $g$ | -35.916 $g$ |
|          | $Z$ | 13.438 $g$ | 0.660 $g$ | -19.958 $g$ |
| 入口近端 $c$ | $X$ | 16.864 $g$ | 1.268 $g$ | -14.346 $g$ |
|          | $Y$ | 40.763 $g$ | 1.904 $g$ | -43.636 $g$ |
|          | $Z$ | 19.039 $g$ | 1.272 $g$ | -21.348 $g$ |
| 出口近端 $d$ | $X$ | 31.216 $g$ | 1.020 $g$ | -41.040 $g$ |
|          | $Y$ | 15.003 $g$ | 0.918 $g$ | -21.036 $g$ |
|          | $Z$ | 21.714 $g$ | 0.817 $g$ | -37.034 $g$ |
| 壳体 $e$   | $X$ | 1.863 $g$  | 0.201 $g$ | -1.955 $g$  |
|          | $Y$ | 0.905 $g$  | 0.153 $g$ | -1.161 $g$  |
|          | $Z$ | 1.084 $g$  | 0.203 $g$ | -1.277 $g$  |

## 2.2 振动异常值的原因分析

### 2.2.1 振动异常值的特点

振动异常值的特点:①异常值存在于个别传感器,且传感器三个方向干扰振动值相近;②异常值为周期信号,频率稳定,幅值较大;③异常值在不同通道之间无相互影响。

### 2.2.2 振动异常值的分析

振动测试系统中,三向加速度计采用振幅宽、灵敏度高、频率范围广的 E312A 型压电式金属封装传感器,振动加速度测试范围在  $500\text{ g}$  以内,采集系统与分析系统采用东华测控公司 5922A 测试系统。采集速率高达  $10\text{ kHz/s}$ ,能够涵盖飞机所有振动源频率。表 1 中, $a, d$  两点传感器三个方向振动测试值在  $326\text{ g} \sim 349\text{ g}$  之间,根据历史检测数据和三维空间振动值得分析,导管不可能出现全方位的等幅振动。截取  $a$  点  $X$  方向振动测试采集图,振动幅值比较均匀,随时间呈周期性变化,幅值约  $110\text{ g}$ ,推断异常值并非由噪声、干扰或杂波等引起。其余方向振动图形相似,不再赘述。图 2 为  $a$  点  $X$  方向振动测试。

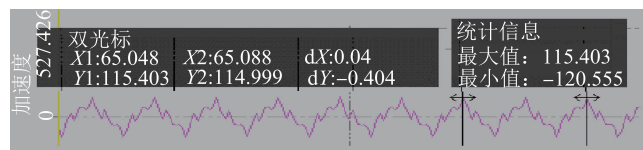


图 2  $a$  点  $X$  方向振动测试

引起测试结果异常的主要原因,可归纳为三点:

①振动传感器性能不够完善,存在元器件性能缺损和灵敏度间歇性异常等隐性缺陷,使在某一方向或一段时间内振动测量值持续性超差,导致测量结果异常。②测试地点——试飞站供电电源接地不可靠,地线带残余电压和电源自身带有电磁干扰信号都会影响振动测试系统的测量结果。③振动测量系统工作时,发电机工作使三相电源负载不平衡,导致零线带电,飞相接地不可靠引起飞机壳体带电,且三相电源中的零线和飞机壳体、振动传感器、测试系统和接地线四者形成通路的异常现象,从而导致振动测试结果异常。

### 3 实验与验证

#### 3.1 干扰信号的模拟实验

根据测试结果异常原因分析,首先,将5件振动传感器进行计量检定,依据国家检定规程,检测过程中均未发现性能异常等问题,检定合格,排除传感器性能不稳定因素引起的振动异常值。

##### 3.1.1 设备接地端引入模拟干扰信号

振动测试系统连接标准振动试验台,将振动测试结果与标准试验台输出数据进行比较。函数信号发生器模拟干扰信号,设置输出频率 50 Hz,幅值从 100 mV 逐渐增加至 7.3 V 有效值。在振动测试系统中动态信号分析仪的接地端引入模拟干扰信号。在模拟干扰信号的接入与断开过程中,振动标准的测量值与振动系统的测量值均未发生改变。测量结果稳定清晰、无异常,与标准值一致,如图 3 所示。

由图 3 可得,模拟干扰信号值的接入与断开,幅值的增大与减小没有改变标准振动试验台和振动测试系统的测量结果。故排除电源地线干扰引起的振动异常值。

##### 3.1.2 传感器壳体引入模拟干扰信号

从传感器端引入干扰信号,模拟飞机壳体带电引发干扰。任选一件传感器,将函数信号发生器设定低频 1 V 的方波信号(区分杂波干扰),加至振动传感器外表面,函数信号发生器输出的负接动态信号分析仪的接地端,模拟飞机壳体带电。模拟干扰信号经传感器连接至动态信号分析仪,通过信号分析仪接地端导入大地,形成回路。振动传感器未连接任何振动源,振动采集结果见图 4。

由图 4 可知,加入干扰信号后,传感器在三个方向加速度值同时改变、幅值相等;断开干扰信号,振动测试值消失;复接干扰信号,振动测试值复现。

将传感器三个方向的振动测试采集图像合并放大后如图 5。依图 5 可知,传感器三个方向在幅度和时间

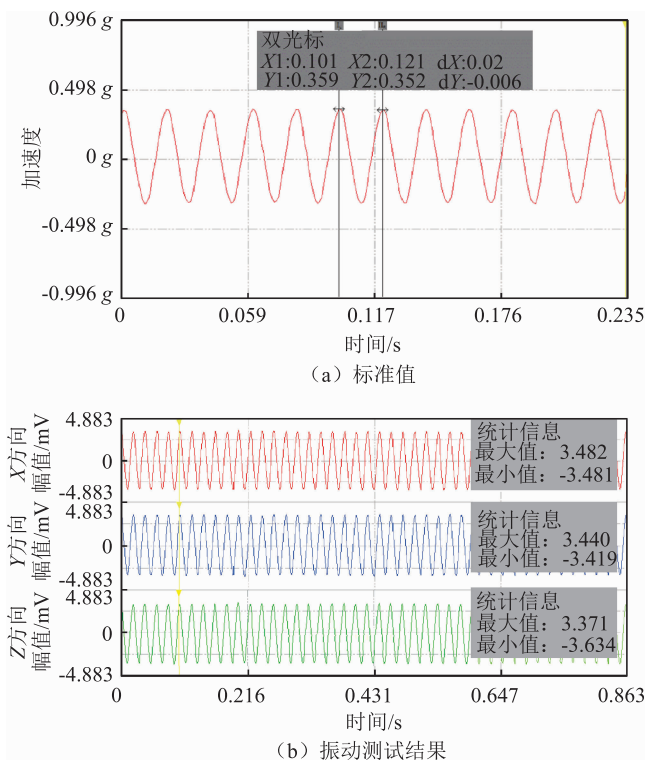


图3 设备接地端引入干扰

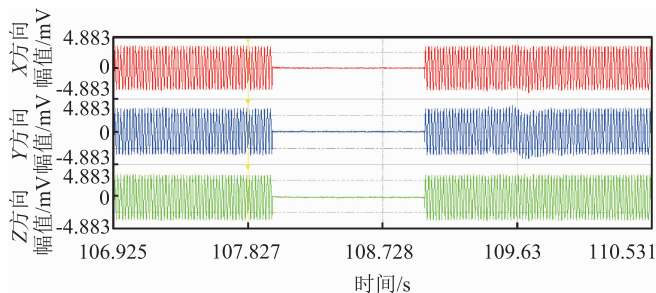


图4 模拟干扰采集图

上统一,波形一致,加速度值约 16 g。振动采集波形与模拟干扰比较一致,在上升时间、脉冲宽度与模拟干扰信号一致。

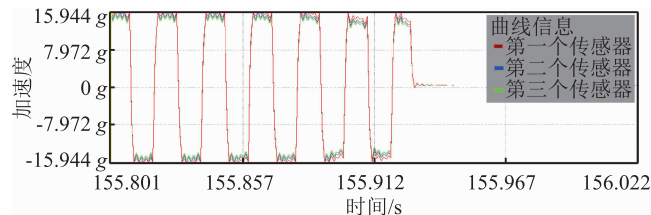


图5 信号采集比对

##### 3.1.3 通道比对试验

依据 3.1.2 操作方法,选择三个测量通道交替加入干扰信号开展实验,干扰信号加入至两个通道一段

时间后, 调换加入第三通道。测试结果如图 6 所示, 92 s 之前接通两个传感器, 振动幅值为 20 g, 第二个振动传感器测得振动幅值接近于零, 调换干扰信号 93 s 后, 第一、二个传感器测得值为零, 第三个传感器测得值与之前两个通道值相等。

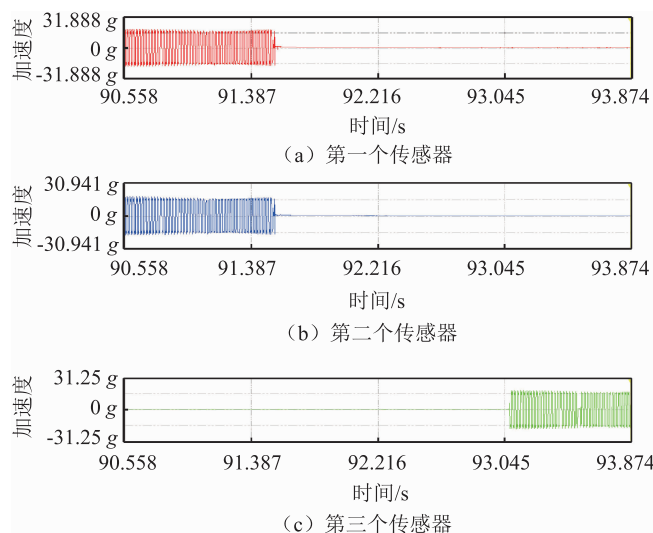


图 6 比对试验

通道比对试验复现了飞机振动测量过程中有的传感器有干扰, 存在异常值, 同时其他通道测量正常。推理可知: 干扰信号来自于传感器——即飞机壳体, 且各通道之间互不影响。

### 3.2 验证

经上述分析对振动异常值飞机进行第三次测试, 重新粘接振动传感器, 使用绝缘测试仪对 5 个传感器与飞机壳体进行绝缘测试, 测试绝缘电阻值在 500 MΩ 以上, 连接振动测试系统进行开车测试, 测试结果满足技术条件和工艺要求, 没有出现振动异常值, 第三次振动测试结果如表 3。

## 4 结论

振动传感器外壳为金属材质, 传感器采用胶黏剂与飞机导管粘接, 粘接导管部位为导电性钢制材料, 粘接初始阶段胶黏剂呈液态, 造成了传感器与飞机壳体短接的现象, 使飞机壳体电信号传入振动传感器外壳、连接导线、振动测试系统, 并与地线形成回路。振动传感器大多为电压型和电荷型传感器, 灵敏度较高, 较小的干扰信号会引起较大的振动异常值, 导致

表 3 第三次测试结果

| 测试位置   | 方向 | 正最大振动值   | 均方根值    | 负最大振动值    |
|--------|----|----------|---------|-----------|
| 出口远端 a | X  | 29.578 g | 0.566 g | -23.182 g |
|        | Y  | 39.859 g | 1.283 g | -32.538 g |
|        | Z  | 8.670 g  | 0.761 g | -11.575 g |
| 入口远端 b | X  | 18.323 g | 0.459 g | -26.550 g |
|        | Y  | 15.733 g | 0.661 g | -32.818 g |
|        | Z  | 15.032 g | 0.651 g | -16.141 g |
| 入口近端 c | X  | 21.127 g | 0.934 g | -17.076 g |
|        | Y  | 8.547 g  | 0.723 g | -9.038 g  |
|        | Z  | 9.025 g  | 0.411 g | -11.030 g |
| 出口近端 d | X  | 26.944 g | 1.239 g | -32.576 g |
|        | Y  | 70.48 g  | 2.282 g | -56.885 g |
|        | Z  | 39.345 g | 1.448 g | -43.651 g |
| 壳体 e   | X  | 0.976 g  | 0.137 g | -1.154 g  |
|        | Y  | 1.021 g  | 0.127 g | -0.867 g  |
|        | Z  | 0.871 g  | 0.203 g | -1.277 g  |

振动测试不准确。

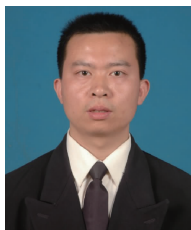
因此, 防止飞机壳体与传感器的短路连接, 是排除飞机干扰信号的关键因素, 对提高振动测试的准确性与可靠性有着至关重要的作用。

### 参 考 文 献

- [1] 洪宝林. 力学计量[M]. 3 卷. 北京: 原子能出版社, 2002.
- [2] 杨志, 张希斌, 季可进, 等. HB 6133-1987 液压软管、导管、接头组件的脉冲试验[S]. 北京: 中国航空工业部 30 一研究所, 1987.
- [3] 周春华, 张希斌, 王伟悦, 等. HB/Z228-1983 挤压式无扩口导管链接工艺指南[S]. 北京: 中国航空工业 30 一所, 1983.
- [4] HB 6442-1990 飞机液压导管及连接件弯曲疲劳试验[S]. 北京: 中国航空工业 30 一所, 1990.
- [5] HB 5966-1986 挤压式无扩口导管链接件技术条件[S]. 1986.

收稿日期: 2018-06-18

### 作 者 简 介



贾建峰(1978-), 男, 应用电子专业, 石家庄海山实业发展总公司综合检测部计量工程师, 从事飞机专用测试设备的计量检测与研究, 主持完成了歼击机无线电测试系统, 振动标准测试系统和飞行姿态角度标准等科研项目, 对飞机导管的振动测试工作有着丰富的计量检测经验。