

# 飞机液压管路系统振动应力 测试研究

## Aircraft Hydraulic Conveyance System Vibration and Stress Testing Research

王鸿鑫 / Wang Hongxin

(上海飞航设计研究院, 上海 200232)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

### 摘要:

飞机液压管路系统振动不仅影响液压系统的工作性能及寿命,还将严重影响飞机的飞行安全。在首次飞行前,必须对其液压管路系统进行振动和应力测试分析。采用加速度和应力测试相结合的方法,通过仿真确定实测点,并将实测结果与仿真结果比较,获得飞机液压管路振动的合理测试方法与判据,为判断飞机液压管路振动是否在正常范围内提供便捷、可靠的数据。

**关键词:** 飞机液压管路; 振动; 应力; 加速度; 仿真

[Abstract] The pressure fluctuation and pipe vibration are the main causes of failures in aircraft hydraulic systems. The vibration and stress test on pipeline is necessary before maiden flight. One method which contains the acceleration and stress analysis was carried out. The test point was estimated with the help of simulation result. The good agreement between the simulation and experiment results shows the validity of this method. The method can provide one effective way to just whether the hydraulic pipeline vibration in aircraft is in safe service.

[Key words] Hydraulic Pipelines of Aircraft; Vibration; Stress; Acceleration; Simulation

## 0 引言

飞机液压管路振动是由液压泵压力脉动、发动机传动机匣振动及作动器运动等引起的液固耦合现象,这种振动不仅影响液压系统的工作性能及寿命,还将严重影响飞机的飞行安全。在飞机首次飞行前,必须对液压管路系统进行振动和应力测试分析,检查是否存在由液压系统工作而引起的有害共振,通过评估测试数据来判断首飞安全性。

液压管路常用振动测试方法为电测法,即利用振动传感器将机械振动参数转换成电量,加速度计是最通用的振动传感器。加速度测量的优点是具有很宽的频响范围;缺点是没有直流响应,加速度计质量可能会改变管路结构上的真实振级。

飞机液压管路系统振动属于典型轻结构高频振动,因此用加速度计测量其精度会受到影响。本文采用加速度和应力测试相结合的方法,通过仿真确定实测点,并将实测结果与仿真结果比较,获得

飞机液压管路振动的合理测试方法与判据,为判定飞机液压管路振动是否在正常范围内提供便捷、可靠的数据。

## 1 振动测试方法

### 1.1 测试原理

管路脉动应力测量采用电桥法,其原理见图1。在需要测试导管脉动应力的部位粘贴应变片,应变片经过加温、加压固化处理后,与导管牢固地贴合在一起。管路加压前,包含应变片在内的电桥处于平衡状态。实际工作时,由于受管内流体压力的作用,会使导管及与导管粘贴在一起的应变片产生轻微变形,这一变形会使应变片的电阻值发生变化,于是电桥失去平衡。通过重新平衡电桥,可以测量出应变片电阻的变化值,经过换算就可以得到应变值 $\epsilon$ 。通过应力计算公式 $\sigma = \epsilon E$ (式中 $E$ 为导管材料的弹性模量)就可以得出管路的脉动应力。

## 1.2 温度补偿

在应变测试时,环境温度的改变会引起应变片电阻的变化,主要有以下两个因素:

(1)应变片的电阻丝(敏感栅)具有一定温度系数。

(2)电阻丝材料与测试材料的线膨胀系数不同。

由于液压管路工作温度变化较大,因此拟采用电桥+温度补偿片来实现温度补偿,见图1。使用两个应变片,一片贴在被测试件的表面,图1中 $R_1$ 称为工作应变片。另一片贴在与被测试件材料相同的补偿块上,图1中 $R_2$ 称为补偿应变片。在工作过程中补偿块不承受应变,仅随温度变化而发生变形。由于 $R_1$ 与 $R_2$ 接入电桥相邻臂上,造成 $\Delta R_1 t$ 与 $\Delta R_2 t$ 相同,根据电桥理论可知,其输出电压与温度无关。当工作应变片感受应变时,电桥将产生相应输出电压。

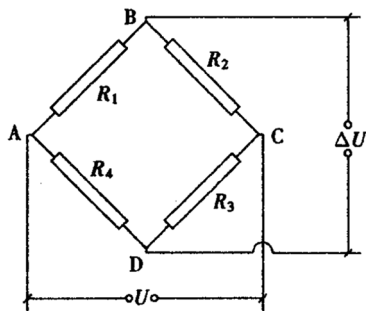


图1 电桥实现温度补偿

在管路应变测试时,需采用和管路同样材料或者和管路材料热膨胀系数一致的补偿块,补偿块与管路不胶粘,只要求固定在管路上。

假设 $R_1$ 为工作臂, $R_2$ 为补偿臂, $R_1$ 变化为 $R'+\Delta R't+R_1 \times S_0 \times E$ , $R_2$ 变化为 $R'+\Delta R't$ ,其中 $R_1=R_2=R'$ , $R_3=R_4=R$ 。

$$U_{sc} = U \left( \frac{R_2}{R_1 + R_2} - \frac{R_4}{R_3 + R_4} \right) = \frac{U}{2} \frac{S_0 E}{2 + \frac{2\Delta R't}{R'} + S_0 E} \quad (1)$$

其中 $\frac{\Delta R't}{R'} \ll 1$ 且 $S_0 E \ll 1$ ,则上式可简化为:

$$U_{sc} = \frac{U}{2} \frac{S_0 E}{2 + \frac{2\Delta R't}{R'} + S_0 E} \approx \frac{US_0 E}{4}$$

$$\text{则应变为 } E = \frac{4U_{sc}}{US_0}$$

其中, $S_0$ 为应变片灵敏度, $E$ 为被测试件的应变, $U$ 为桥路电压, $U_{sc}$ 为测量获得电压。

$R_1$ 和 $R_2$ 须属于同一批号的,即它们的电阻温

度系数 $\alpha$ 、线膨胀系数 $\beta$ 、应变灵敏系数 $K$ 都相同,两片的初始电阻值也要求相同;用于粘贴补偿片的构件和粘贴工作片的试件两者材料必须相同,即要求两者线膨胀系数相等;两应变片处于同一温度环境中。

## 1.3 应力测试判据

由于不同型号飞机选用的附件参数、管路材质、支架结构、管夹位置和管系布局都不同,因此所测得的振动应力数据结果也不相同。

通过以下两种方法对判据进行定义:

(1)振动测量法主要测量液压管系是否存在共振,振动测试数据可以通过一定算法转化为应力值,与应力测试数据进行结果比对;

(2)应力测量法主要通过采用疲劳持久极限理论,疲劳(S-N)曲线中 $10^7$ 循环对应最大应力幅值 $S_e$ 。

不锈钢管不大于 $10 \sim 18\text{KSI}$ ( $68.9 \sim 124.1\text{MPa}$ ),铝管不大于 $6\text{KSI}$ ( $41.4\text{MPa}$ )。

其中,通过管路加速度计算管道应力的公式为:

$$\sigma = \frac{k a_x D E}{16 \pi^2 f^2 L^2} \quad (2)$$

其中, $\sigma$ 为导管弯曲时其剖面上任意点的正应力, $k$ 为导管载荷分布系数,一般取 $k=3-12$ , $a_x$ 为导管测点最大加速度, $D$ 为导管外径, $E$ 为材料的弹性模量,一般取 $E_{\text{钢}}$ 为 $2.1 \times 10^6 \text{kg/cm}^2$ , $f$ 为导管振动频率(Hz), $L$ 为测点到固定点的距离。

由式(2)可以看出:导管弯曲时其剖面上任意点的正应力与导管直径、材料的弹性模量及振动加速度成正比,与导管的振动频率及测点到固定端的距离的平方成反比。

## 2 振动测点预测

液压系统在飞机发动机短舱内的布局、测试仪器安装空间和发动机开车条件等因素会给振动和应力测试带来很多不便,而且还限制了测点的数量。如测点选择过多,会导致振动传感器和应力传感器无法安装,并且即使安装测试电缆也无法进行排线,测试传感器安装以及测试电缆排放必需经过充分论证分析和协调。各种传感器与信号处理设备的量程、精度也需通过计算与仿真事先确定。

特别是测试点位的确定,在测试方案中一定要经过测点仿真预测。一般可以通过数学计算或有限元仿真的方法确定测试布点方案,再根据实际情况进行适当调整。

### 2.1 振动测点计算

飞机液压管路系统中常见的激振源为泵的流

量脉动与各种阀切换造成的脉冲。对于常见的航空柱塞泵产生的流量脉动,其基频为:

$$f_p = \frac{nZ}{60} \quad (3)$$

式中,  $f_p$  为泵流量脉动基频,  $n$  为泵转速,  $Z$  为泵柱塞数。

对于流量脉动直接引起的管路轴向振动,描述其振动特性的方程为:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + \frac{1}{\rho_f} \frac{\partial P}{\partial z} = 0 \quad (4)$$

$$P + K^* \frac{\partial u}{\partial z} - 2v_f K^* \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial f_z}{\partial z} - \rho_p \pi e (e + 2r) \frac{\partial^2 u_z}{\partial t^2} = 0 \quad (6)$$

$$f_z - \pi e (e + 2r) v \frac{r}{e} p - E \pi e (e + 2r) \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0 \quad (7)$$

其中:

$$K^* = \frac{K}{1 + \frac{2Kr(1-\nu^2)}{Ee}} \quad (8)$$

以上各式中,  $P$  为压力,  $t$  为时间,  $\rho_f$  为液压油密度,  $\rho_p$  为管道密度,  $K$  为液压油体积模量,  $z$  为轴向坐标,  $v_f$  为油液流速,  $u_z$  为管道轴向振动速度,  $e$  为管道厚度/管道直径,  $r$  为管道半径,  $f_z$  为管道轴向力。

由以上公式可见,对于轴向耦合振动,管道的振动特性主要由管壁、油液的材料特性以及管道结构参数(壁厚、管径)决定。因此,一般应在上述参数发生变化的管段上布置传感器。对于面内的横向振动,除上述因素外,两支架间管道长度也是影响管道振动特性的重要因素。因此,应将加速度计和应变片布置在上述参数发生变化的管段的中部和两端,才能全面检测系统的振动状态。

## 2.2 振动测点仿真

为了确定在具体管段上的合理测点布置方案,需对管路的振动状态进行仿真。下面以某型飞机液压系统中 ACMP3B 压力油出口至油滤管段为例进行仿真。

该段管路长约 700mm,管径 11.8mm,壁厚 0.647mm,均与实际值相同。该管路在有限元软件 ADINA 中建模,网格划分情况见图 2。



图 2 ACMP3B 压力油出口至油滤管段有限元模型网格划分

仿真中对管路的入口、出口和管夹处施加固定约束。在出口处加载系统压力,在入口处施加系统的流量脉动。流固耦合界面采用无滑移模型。该段管路流量为 11.3L/min,转速为 7 950r/min,其流量脉动频率为 1 192.5Hz,脉动幅度为  $\pm 10\%$ 。仿真参数均按照实际值设置,系统压力为 20.7MPa。得到系统的应力云图如图 3 所示。

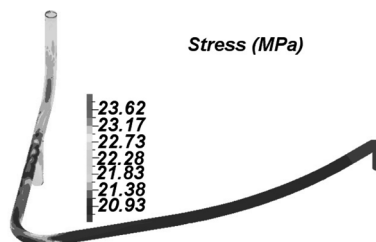


图 3 3 000psi 系统压力下应力云图

在实测中,考虑安装方便,在管夹前端和三通附近布置了应变片。

## 3 振动测试

### 3.1 振动测试系统

由于飞机液压管路系统的组成和飞机飞行状态的变化十分复杂,单纯依靠实验方法或者理论分析,都难以全面描述流体管路系统的动态特性。因此,在飞机液压管路系统动态特性的工程分析过程中,主要采用理论与实验研究相结合的方法,基于频率相关摩擦分布参数精确模型,通过测量流体管路的压力脉动和固体管道的机械振动获取管路系统的振动特征,综合处理仿真结果和实验数据,进而准确地获得飞机液压管路系统的动态特性。

本文在研究过程中,针对飞机液压系统管路振动的具体情况,采取以下试验研究方法:

- (1) 通过发动机地面开车,实际测试某飞机液压能源系统管路的振动情况,详细了解液压能源管路的固有频率、振动响应特性和脉动应力;
- (2) 将测试结果与理论分析进行比较,以验证理论模型的适用性和有效性;
- (3) 改进仿真模型;
- (4) 利用已有的铁鸟综合试验台对改进的研究方法和措施进行试验验证。

图 4 是液压能源系统导管应力测试系统组成原理图。

### 3.2 测试结果

对于仿真计算的管段,在液压泵出口至高压油滤一段管路粘贴应变片进行测试,应力测试采用 SC316-W 动态应变采集分析系统。根据仿真结果,

(下转第 39 页)

(上接第 34 页)

在管路上从泵出口开始,选择振动最大的 3 处粘贴应变片,编号为测点 1 到测点 3,如图 5 所示。试验的采样率为 8k,所以原始时域数据的数据量比较大。测得的数据是应变的,由胡克定律,乘以弹性模量即可转换得到对应位置的应力。

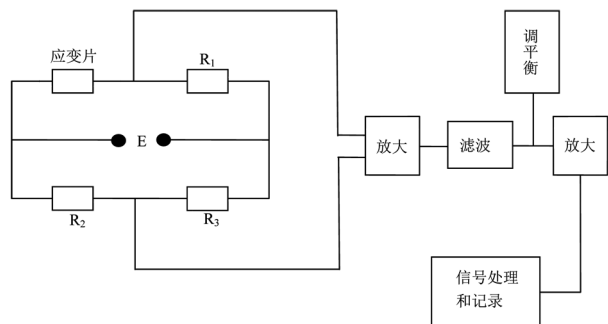


图 4 导管脉动应力测试系统组成

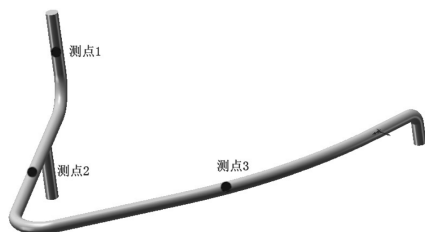


图 5 应变片粘贴位置示意图

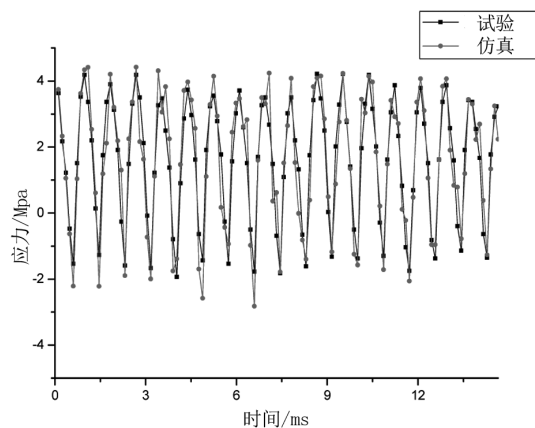
根据铁鸟上管夹的位置,进行了铁鸟导管的振动应力仿真,并在开 ACMP 3B 泵的情况下,对铁鸟管路进行了实际应力的测试。图 6 给出了测点 1 和测点 2 仿真结果与导管应力测试结果的对比。

通过比较发现,在数据平稳的情况下,仿真应力与试验应力曲线基本吻合。可以知道,仿真真实地模拟了该段管路在泵输出的流量脉动冲击下的应力状况。同时,加速度计与应变片的试验数据相互补充,显示整个管路系统在正常工作过程中没有共振,应力状态也在疲劳计算允许的范围。

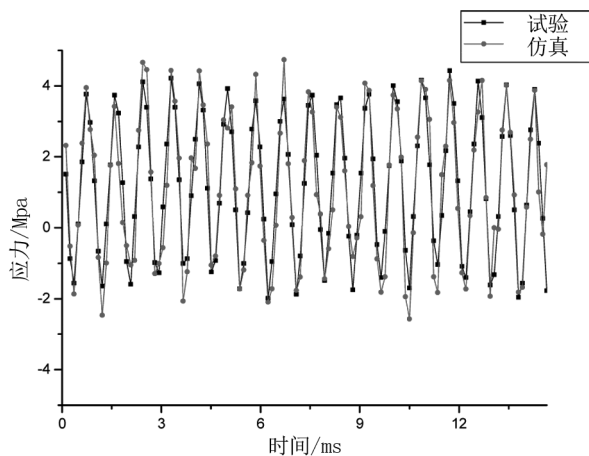
## 4 结论

本文采用加速度和应力测试相结合的方法,通过仿真确定实测点,并将实测结果与仿真结果比较,获得飞机液压管路振动的合理测试方法与判据,为判定飞机液压管路振动是否在正常范围内提供便捷、可靠的数据支持。

在测点仿真过程中,利用有限元法仿真了某型飞机电动泵出口到压力油滤一段导管的振动应力情况,并在铁鸟和真实飞机上作了试验验证,证明这种预测方法是一种有效且实用的方法。



(a) 测点 1



(b) 测点 2

图 6 测试结果与仿真结果的对比

## 参考文献:

- [1] 焦宗夏. 飞机液压能源管路系统的振动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1997(6):316-321.
- [2] 王世忠,于石声. 载流管道固液耦合振动计算[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2001(12):816-818,841.
- [3] 肖文键,朱庆友,潘陆原. 某型飞机液压能源系统频域特性分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2000(10):9-12.
- [4] 潘陆原,王占林,裘丽华. 飞机液压能源系统管路振动特性分析[J]. 机床与液压, 2000(6):20-21.
- [5] 陶瑜华,黄佑,邹涛. 某型飞机液压系统流固耦合仿真与脉动应力分析[J]. 机床与液压, 2008(10):161-162,167.
- [6] 李秀莹,陈振中,肖文科. 摩擦阻尼原理在飞机液压导管减振中的应用[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2008(4):14-16,20.
- [7] 邹光胜,金基铎,尹峰. 飞机输流管道振动的最优控制[J]. 飞机设计, 2003(12):33-35.