

航空发动机外部供油管裂纹故障分析与验证

张伟锋 熊伟 游雅利

中国航发湖南动力机械研究所 湖南株洲 412002

摘要: 某航空发动机在工作时,发生滑油压力低报警,经检查发现发动机外部滑油总供油管的焊缝部位出现裂纹。本文对滑油总供油管裂纹性质及产生原因进行了分析,通过试验获得了焊缝裂纹产生的机理,并制定了相应的改进措施。改进措施通过了发动机持久试车试验验证,且外场应用有效。

关键词: 航空发动机;管路;焊缝裂纹;滑油;压力低;故障分析

航空发动机外部管路主要用于对燃油、滑油和空气等介质的输送,是航空发动机附件系统的重要组成部分^[1-2]。滑油系统作为航空发动机必不可少的附件系统之一,影响着发动机的使用安全,其重要监测参数便是滑油供油压力,该数据能反映航空发动机滑油系统是否工作正常。滑油压力低是发动机滑油系统故障之一,可能是泄漏、导管破裂、泵损坏等引起的,如不及时排除可能会导致发动机损坏^[3]。

某航空发动机(以下简称故障发动机)在外场工作时,飞行员发现发动机滑油压力低告警,随即操控直升机安全着陆。外场保障人员检查发现发动机滑油总供油管组件(见图1)焊缝处存在裂纹(见图2),其它未见异常。更换总供油管组件后,经地面开车和检飞,没有发现滑油渗漏现象,发动机工作正常。

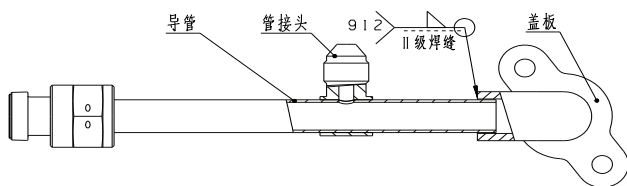


图1 滑油总供油管组件结构图

一、裂纹性质分析

(一) 宏观检查

对总供油管组件进行宏观检查,发现在导管与盖板钎焊缝焊角部位存在1条裂纹,裂纹沿周向,长度约20mm,约占整个圆周的2/3,裂纹部位未见明显宏观塑性变形,见图2。

(二) 断面分析

为了观察裂纹的内部情况,对故障件在裂纹所在截面切断后进行了裂纹的断面分析。



图2 故障件裂纹部位图

1. 宏观断面分析

在实体显微镜下观察断面,发现断面较平坦,表面颜色为灰色,呈疲劳断裂特征,源区位于导管外壁,为线源,由导管外壁向内壁及周向扩展,扩展区可见明显的放射棱线,见图3。



图3 宏观断面口图

2. 微观断面分析

在扫描电镜下观察断面,发现导管裂纹起始于导管外壁,为线源,源区未见材质及冶金缺陷,扩展区可见细密的疲劳条带,人工打开断面为韧窝形貌,见图4和图5。

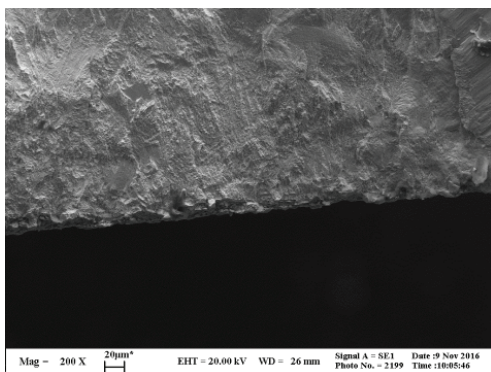


图4 源区形貌图

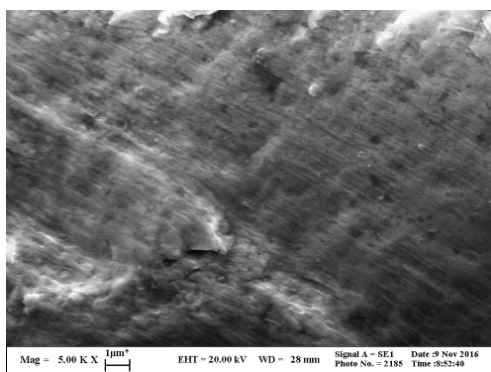


图5 扩展区形貌图

(三) 金相分析

在裂纹附近取样进行金相检查, 导管外壁未见拉沟、腐蚀等缺陷, 显微组织正常。导管与盖板钎焊缝质量好, 未见焊接缺陷。

(四) 成分分析

导管基体化学成分符合 GJB2296A-2005 要求; 盖板经能谱分析, 成分符合 HB5424-89 要求; 导管与盖板钎焊缝焊料经能谱分析合格。

(五) 裂纹分析结论

(1) 故障件导管材质及冶金质量正常, 导管和盖板钎焊质量良好。

(2) 故障件裂纹性质为高周疲劳开裂, 起始于外壁表面钎焊缝焊角部位。

二、应力试验分析

(一) 试验目的

总供油管组件的裂纹性质为高周疲劳开裂, 根据以往研制经验, 引起高周疲劳开裂的应力可能来自两个方面, 一是总供油管组件的装配应力, 一是发动机工作时总供油管组件的振动应力。

经复查, 总供油管组件接口较多, 装配关系复杂, 加之导管装配过程中校形和装配习惯存在分散性, 装配

过程中易产生较大装配应力。同时, 总供油管组件跨距较长, 为悬臂结构, 发动机工作过程中, 在某种激振力的作用下, 易产生较大振动应力。

为了获得总供油管组件的应力水平, 对总供油管组件的装配应力、发动机工作时的振动应力进行了测量。同时, 为了分析装配顺序对装配应力的影响, 以及在总供油管组件上加装卡箍对振动应力的影响, 进行了应力对比测量试验。

(二) 装配应力试验分析

总供油管组件装配应力测量分3组进行: 第1组是, 将使用过的总供油管组件从1台发动机上分解下来, 然后安装到另1台发动机上, 测量装配应力; 第2组是, 将新总供油管组件安装到新发动机上, 测量装配应力; 第3组是, 将总供油管组件从同1台发动机上分解下来再重新安装, 测量装配应力。将3组测试结果进行对比, 从而分析管路校形对装配应力的影响。

为了分析装配顺序对总供油管组件装配应力的影响, 在装配应力测量过程中, 针对总供油管组件装配接口, 对滑油测压管、四通管接头和附件传动机匣接口(见图6)的装配先后顺序进行了调整。在装配应力测试过程中发现, 通过不断调整接口装配顺序, 当采用某一装配顺序时可以减小总供油管组件装配应力, 将此装配顺序称为优化后的装配顺序。

对于不同的总供油管组件, 装配应力最大为256MPa, 最小为48MPa, 存在分散性。优化装配顺序后, 总供油管组件的装配应力明显减小。装配应力测量试验表明, 导管的校形和优化装配顺序对装配应力有一定的影响。

(三) 振动应力试验分析

按照装配应力测量中的3组情况, 在发动机工作过程中, 对总供油管组件振动应力进行了测量。同时, 为了减小总供油管组件的振动应力, 考虑到目前的结构, 在总供油管组件上加装的卡箍只能安装于机匣安装边, 且安装卡箍的位置(见图7)刚好比较居中, 在上述位置加装卡箍后, 对总供油管组件安装卡箍后的振动应力进行了测量。

总供油管组件振动应力最大58.5MPa, 最小8.1MPa, 分散度较大。在发动机试车过程中, 测量得到的管路振动主要包括燃气发生器转子、动力涡轮转子以及发动机其它零部件振动引起的管路振动, 考虑到直升机工作情况下主减和传动系统激振的影响, 且总供油管组件在结构上对轴向振动的响应也较为敏感, 振动情况可能更为复杂。

对于加装卡箍之前振动应力比较大的管路，加装卡箍后减振效果比较明显，其它管路加装卡箍前后振动应力数值相对都比较小，变化不明显。加装卡箍前后装配应力对比测量表明，加装卡箍对振动应力比较大的管路减振效果明显。

三、机理分析

总供油管组件接口多，装配关系复杂，如装配过程中管路校形不足或装配顺序不当，在故障部位会存在较大的装配应力。

总供油管组件为悬臂结构，无卡箍固定，在发动机工作中，存在一定振动应力，且振动应力分散度较大，在某种激振力的作用下，总供油管组件可能出现较大振动应力。

故障发动机总供油管组件焊接部位开裂故障是由于总供油管组件装配应力较大，叠加发动机工作时产生的较大振动应力，焊缝部位萌生裂纹，裂纹扩展，继而开裂。

四、改进措施及验证

完善装配工艺规程，优化总供油管组件装配顺序，以减小总供油管组件的装配应力。具体如下：（1）将滑油测压管连接在总供油管组件上；（2）在总供油管组件盖板胶圈槽中装上O形密封圈，用螺栓将总供油管组件安装在附件传动机匣的安装座上；（3）将四通管接头连接在总供油管组件上；（4）将滑油测压管与滑油压力传感器连接。

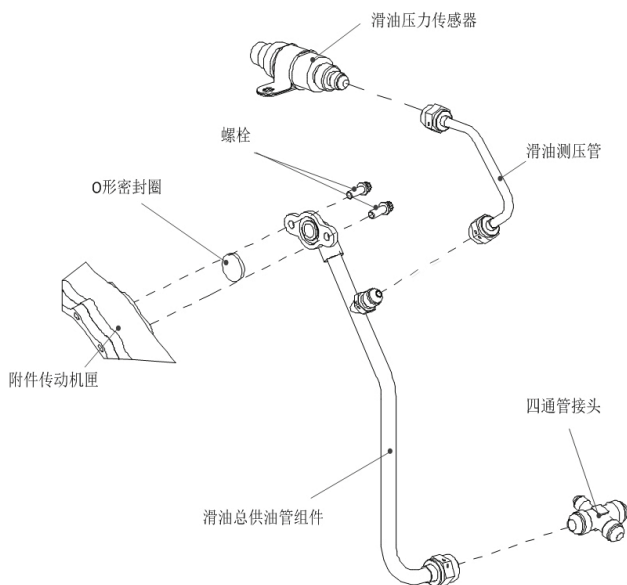


图6 滑油总供油管组件装配工艺图

考虑到在总供油管上加装卡箍的位置受限于机匣安装边，且加装卡箍位置刚好可用，经加装卡箍前后振动应力对比试验，在总供油管组件上加装卡箍（见图7），以降低发动机工作时总供油管组件振动应力。

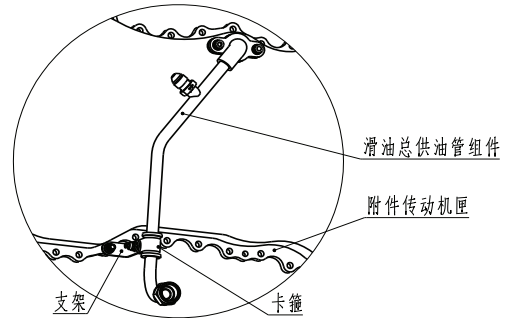


图7 滑油总供油管组件加装卡箍图

贯彻上述改进措施的总供油管组件，已随发动机完成60h持久摸底试验和1000h任务化持久试车，未见异常。目前，上述改进措施已贯彻到批产发动机上。

结论

故障发动机总供油管组件焊接部位开裂故障是由于总供油管组件装配应力较大，叠加发动机工作时产生的较大振动应力，焊缝部位萌生裂纹，裂纹扩展，继而开裂。

优化总供油管组件装配顺序和在总供油管组件上加装卡箍的改进措施，随整机验证后贯彻到了批产发动机上，防止了此类问题发生。

参考文献

- [1] 丁金涛, 张丽娜. 航空发动机管路振动机理及振动故障分析[J]. 机械研究与应用, 2021, 34(1): 82-85.
- [2] 刘中华, 李兴泉, 贾铎等. 某航空发动机液压管路裂纹故障分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(5): 66-70.
- [3] 林基恕. 航空燃气涡轮发动机机械系统设计[M]. 北京, 航空工业出版社, 2005, 6.