

航空发动机液压管路裂纹故障分析

刘中华¹, 李兴泉², 贾 铎¹, 高东武¹, 刘 鑫¹

(1.中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2.空装驻沈阳地区第二军事代表室, 沈阳 110042)

摘要:针对某航空发动机试验过程中液压管路发生的裂纹故障,通过对管路故障件进行断口分析、设计复查等工作,确定管路裂纹产生的原因。结果表明:喷口油源泵出口压力及峰-峰值的控制超出正常工作范围,引起该管路在刚性连接位置的弯曲振动,在管路焊缝位置产生超限的循环应力,导致管路焊缝萌生裂纹并在较大振动应力和喷口油源泵出口脉动压力作用下发生裂纹故障。通过更换喷口油源泵控制附件,使脉动油压恢复正常范围,管路动应力符合限制值要求,有效避免此类故障再次发生。

关键词: 液压管路; 裂纹; 故障分析; 液压脉动; 航空发动机

中图分类号: V229+5

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.05.012

Crack Fault Analysis of Hydraulic pipe for an Aeroengine

LIU Zhong-hua¹, LI Xing-quan², JIA Duo¹, GAO Dong-wu¹, LIU Xin¹

(1.AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 2.No.2 Military Representative Office of Equipment Department of PLA Air Force in Shenyang, Shenyang 110042, China)

Abstract: In view of the crack fault of a hydraulic pipe during the test of an aeroengine, the cause of the pipe crack was determined by analyzing the fracture and checking the design of the fault parts of the pipe. The results show that the control of the outlet pressure and peak-peak value of nozzle oil source pump are out of the normal operation range, which cause the bending vibration of the pipe in the rigid connection position. The over-limit cyclic stress is produced in the weld position of the pipe, which leads to the crack initiation in the weld seam of the pipe and the crack failure under the action of the large vibration stress and the pulsation pressure at the outlet pressure of nozzle oil source pump. By replacing the control accessories of the nozzle oil source pump, the pulsation oil pressure can be restored to normal range, and the dynamic stress of the pipe meets the requirements of the limited value, which can effectively avoid the recurrence of such faults.

Key words: hydraulic pipe; crack; fault analysis; hydraulic pulsation; aeroengine

0 引言

航空发动机管路连接在发动机各部件、附件之间,并输送燃、滑油、空气等介质,完成发动机运行、操控、冷却等功能^[1]。管路受到来自发动机转子、传动附件及液压脉动等因素的激振影响,直接影响到管路系统甚至发动机稳定性及可靠性。

早期世界各航空大国研制发动机主要集中在核心机(由压气机、燃烧室和高压涡轮组成)设计制造技术领域,而对外部结构重视不够,导致发动机外部管路断裂、漏油、渗油故障频发。该类问题已经引起世界

航空航天科研部门的充分重视,目前,在国外的各种标准规范、结构完整性大纲、设计准则中,对管路明确提出了各种设计、试验和考核的要求。国内在飞机飞行过程中出现的发动机管路恶性故障不是特别多,这主要是由于在发动机研制过程中地面试车较为充分,可以提前暴露并解决一些问题。但是在地面试验考核过程中,由振动诱发的管路故障依然较多,这也直接影响试验考核进度,有时甚至使发动机的研制周期延长。在管路的故障诊断及机理分析方面中国多位研究人员进行了深入研究。李哲洙等^[2]提出引入经验模态

收稿日期: 2019-06-25 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 刘中华(1988),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机外部结构设计工作;E-mail: bilvde2008@163.com。

引用格式: 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. LIU Zhonghua, LI Xingquan, JIA Duo, et al. Crack fault analysis of hydraulic pipe for an aeroengine [J]. Aeroengine, 2020, 46(5): 66-70.

分析方法(Empirical Mode Decomposition,EMD)和希尔伯特-黄变换(Hilbert-Huang Transform, HHT)方法的液压管路裂纹的故障诊断方法,较为真实地反映有裂纹液压管路的频率和幅值分布情况;邹炳燕等^[3]分析钢材管路需要选择合适的焊接工艺,可以有效避免产生焊接裂纹并影响管路强度;张祝新等^[4]从理论上分析闭端管路系统发生谐振的条件,提出换向阀至液压泵的管路应避开发生谐振的长度,可以有效防止管路发生谐振的方法;杨同光等^[5]提出 1 种分形理论的故障诊断方法,可以有效诊断出航空液压管路有无裂纹故障,同时能够识别早期裂纹故障。杜大华等^[6]提出管路的动强度失效分析方法与动力优化设计技术,提高管路结构的力学环境适应性与可靠性,并通过试验验证了改进措施有效。目前,中国在对航空发动机管路的研制中,缺乏对激励产生机制及控制的深入研究,大多采取加卡箍、改走向和增加壁厚等适应激励环境的措施,导致管路的动强度设计裕度不明、偏保守、优化验证周期长等。

本文针对某型航空发动机液压管路在试车中发生的管路裂纹故障,进行故障排查分析,确定故障位置及原因,并制定相应改进措施。

1 故障现象描述

某型发动机在台架试车过程中发生液压管路焊缝裂纹故障,该管路为高压液压管,具体形状及裂纹位置如图 1 所示。出现在管路平管嘴与导管焊接部位,长度约为 3.8 mm,如图 2 所示。

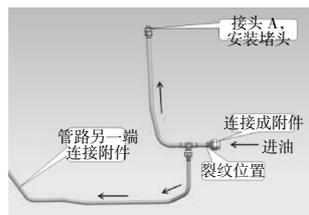


图 1 管路结构

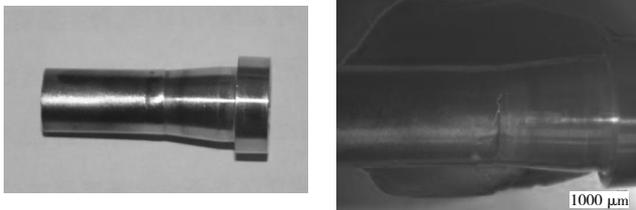


图 2 裂纹位置

2 故障分析

2.1 故障定位及故障树分析

通过现场检查,仅有该管路发生故障,其他件未见异常,管路焊缝裂纹为原发故障,是该故障的顶事件。

针对该管路焊缝裂纹故障,根据故障件设计、生

产加工、制造、装配和试车的全流程,找出所有可能造成故障的底事件,形成故障结构树^[7-8](如图 3 所示),用于指导排故工作和分析故障原因。

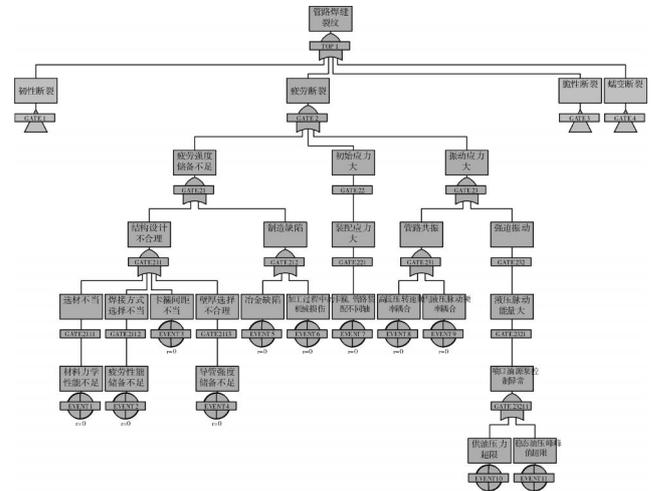


图 3 管路断裂故障树

根据故障现象及故障树,通过故障件断口分析、设计复查、装配工艺复查、试验测量复查等,以确定故障原因。

2.2 管路断口分析

故障管路裂纹断口宏观形貌如图 4 所示。从图中可见,断口呈灰白色,表面较粗糙,可见明显的疲劳弧线和放射棱线特征,表明该断口性质为疲劳^[9]。根据疲劳弧线及放射棱线的方向判断,疲劳起源于管路焊缝部位内腔,呈线源特征,如图 4 中箭头所指。

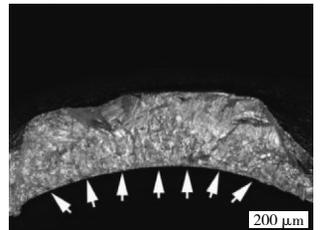
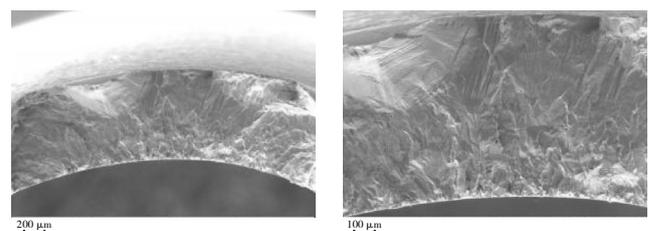


图 4 故障管路裂纹断口剖面

在扫描电镜中放大观察,故障管路裂纹断口微观形貌如图 5 所示。从图中可见,疲劳弧线和放射棱线汇聚于管路焊缝部位内腔表面,表明该处为疲劳起源,呈线源特征。疲劳源区未见明显的冶金缺陷。可以排除底事件中的 EVENTS5 因素。



(a) 100 倍 (b) 200 倍

图 5 故障管路裂纹断口微观形貌

2.3 导管材料及焊接形式分析

导管材料为 0Cr18Ni9, 依据材料手册^[10], 0Cr18Ni9 的拉伸性能 $\sigma_b=569$ MPa, 拉伸率 $\delta_5=50\%$ 。

管材选择、制造标准、焊接质量验收标准以及焊接形式选择均沿用系列型号发动机, 具有较高的强度储备, 已经通过大量长试、试飞考核验证。可以排除底事件 EVENT1 及 EVENT2 因素。

2.4 目视检查

故障件返厂检查, 除故障裂纹外, 管路外观无问题, 焊缝裂纹处焊道平整光滑, 焊高符合要求, 可以排除底事件 EVENT6 因素。

在更换管路的工作现场, 均对卡箍及管路的装配状态进行了检查, 卡箍与管路同轴度均良好, 未发现异常, 可以排除底事件 EVENT7 因素。

2.5 设计复查

2.5.1 卡箍间距复查

通过复查卡箍支撑间距, 管路总长约为 400 mm, 共有 3 个双联卡箍固定, 卡箍间距分别为 294、96 mm, 满足设计标准^[11]中 $\Phi 12$ 钢材管路支撑中心最大长度在严酷振动环境中的最大长度小于 340 mm 的距离要求。可以排除底事件 EVENT3 因素。

2.5.2 导管壁厚设计复查

通过复查, 该故障管路导管外径为 12 mm, 壁厚 1 mm。对该故障管路爆破压力管路组件允许在最大工作压力下进行计算^[10]

$$P_b = \sigma_b \left[\frac{\frac{d}{\delta_{\min}} + 1}{\frac{1}{2} \left(\frac{d}{\delta_{\min}} \right)^2 + \frac{d}{\delta_{\min}} + 1} \right] \quad (1)$$

$$P_{gm} = P_b / K_b \quad (2)$$

式中: P_b 为管路爆破压力, Pa; P_{gm} 为管路最大允许工作压力, Pa; d 为管路内径, mm; δ_{\min} 为管路最小壁厚, mm; σ_b 为管路材料的拉伸强度极限最小值, Pa。

标准^[12]中规定按材料常温下强度极限储备系数 $K_b \geq 3.75$, 计算结果为 25 MPa, 管路系统设计要求为 21 MPa, 满足要求。可以排除底事件 EVENT4 因素。

2.6 试验测试复查

2.6.1 共振测试复查

为排查故障原因, 对故障管路进行换装新管, 在装机条件下采用锤击法进行固有频率^[11,13]测量, 测量结果为 218 Hz。

对该管路裂纹位置进行动应力测量, 测试程序为

经慢扫程序达到中间状态后打开喷口油源泵控制附件。测试结果见表 1。

表 1 动应力测试结果

状态	控制附件	动应力 /MPa	振动频率 /Hz
慢扫	关闭	小于 10	Null
中间	打开	89	264

注: 喷口油源泵控制附件开关主要用于调节喷口油源泵后压力, 打开附件控制开关以提高泵后油源压力。

通过上述试验复测可知:

(1) 管路在慢扫条件下动应力值不超限, 当控制附件开关打开后动应力值超限;

(2) 通过复查中间状态的高、低压转速换算高、低压基频, 该管路的固有频率、振动频率与高、低压基频均不耦合。

为进一步排查管路是否由于共振原因导致动应力超限, 随后采用多种调整卡箍支撑方案对故障管路进行调频^[14-16]、增加阻尼^[17]等措施, 同时进行动应力测量以验证调整措施的可行性。测量结果基本与表 1 情况一致, 证明通过调整频率、增加阻尼等方法无法将管路动应力值降低到限制值以下。可以排除 EVENT8 及 EVENT9 因素。

2.6.2 强迫振动测试复查

由于喷口油源泵控制附件主要控制油压, 为进一步排查管路动应力超限问题与控制附件打开后油压的关系, 同时对故障管路裂纹位置进行动应力测量及对管路接头 A 位置进行液压脉动测量, 具体位置如图 1 所示。分别进行关闭喷口油源泵控制附件开关条件下的慢扫程序, 以及打开喷油油源泵控制附件开关下的慢扫程序下的测量。

动应力结果见表 2。对表中控制附件开关状态截取应变片的动应力瀑布图, 如图 6 所示; 脉动压力测量结果见表 3。

表 2 动应力测试结果

状态	控制附件	动应力 /MPa	频率 /Hz
慢扫	关闭	小于 10	600
慢扫	打开	89	264

表 3 压力脉动结果

状态	控制附件	平均脉动压力 /MPa	峰-峰值 /MPa	主频 /Hz
慢扫	关闭	22	1.19	40
慢扫	打开	28	2.44	270

对图 7、表 2、3 分析可知:

(1)打开喷油油源泵控制附件开关后,当发动机进入稳态(中间)时动应力激增并超限,液压脉动主频 270 Hz 与动应力超限时的振动频率 264 Hz 基本耦合;

(2)当喷口油源泵控制附件开关打开状态脉动测量中的平均脉动压力约为 28 MPa,液压脉动的峰-峰值为 2.44 MPa,均超出成品技术协议要求,可见在喷口油源泵控制附件开关打开后,出现的高幅值脉动压力以 270 Hz 的频率作用在管路上,在裂纹位置循环产生 89 MPa 的动应力,超出管路工程动应力限制值要求,无法排除底事件 EVENT10 及 EVENT11 因素。

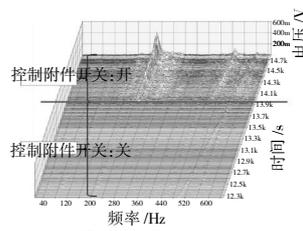


图 6 慢扫状态

3 故障机理分析

针对与故障相关的 2 个底事件,对管路裂纹故障原因进行分析。

该发动机上的喷口油源泵控制附件在油压控制方面存在问题,导致喷口油源泵出口压力及峰-峰值的控制超出正常工作范围,在打开控制附件开关后,出现的超出要求平均油压及峰-峰值脉动压力以 270 Hz 的频率进行冲击,引起该管路在刚性连接位置的弯曲振动,在管路焊缝位置产生超限循环应力,导致管路焊缝萌生裂纹并在较大振动应力和喷口油源泵出口脉动压力作用下发生裂纹故障。

4 改进措施及验证

4.1 改进措施

喷口油源泵出口脉动压力及峰-峰值超限是导致管路动应力超限的主要原因,喷口油源泵控制附件的功能是控制油压及燃油流量,因此采取的解决措施是更换喷口油源泵控制附件,新采用的附件调低了本身输出控制压力。

4.2 验证情况

更换喷口油源泵控制附件后,对喷口控制系统涉及的高压管路动应力及脉动压力进行测量,故障管路裂纹位置动应力结果见表 4,脉动压力结果见表 5。

落实排故措施后,在激振频率测量过程中未再高于 270 Hz,脉动压力及峰-峰值降低,管路动应力符合限制值要求。经过大量的厂内台架试车及试飞验

表 4 动应力测试结果

状态	控制附件	动应力 /MPa	振动频率 /Hz
慢扫	关闭	14	600
中间	打开	16	600

表 5 压力脉动结果

状态	控制附件	平均脉动压力 /MPa	峰-峰值 /MPa	主频 /Hz
慢扫	打开	17.6	1.5	40

证,均未再发生此类故障,证明改进措施正确有效。

5 结束语

针对某型航空发动机管路裂纹故障,制定改进措施,验证有效。为避免此类故障再次发生,在高压管路使用中应考虑增加脉动压力测量监控手段,以避免液压脉动问题导致的管路裂纹、断裂等问题的发生。

参考文献:

- [1] 邱明星,陈志英,王建军,等. 充液管路固有频率试验与计算分析[J]. 推进技术,2013,34(11): 1537-1542.
QIU Mingxing, CHEN Zhiying, WANG Jianjun, et al. Experiment and numerical analysis of natural frequency for liquid-filled pipe[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1537-1542. (in Chinese)
- [2] 李哲洙,高培鑫,佟琨,等. 基于 HHT 的液压管路裂纹故障诊断方法研究[J]. 计算机工程与应用,2016,52(20): 221-226.
LI Zhezhu, GAO Peixin, TONG Kun, et al. Research of fault diagnosis method of hydraulic pipeline cracks based on HHT [J]. Computer Engineering and Applications, 2016, 52(20): 221-226. (in Chinese)
- [3] 皱炳燕,王元为,叶凌,等. 液压管路故障分析及解决措施[J]. 液气气动与密封,2015,9:42-43.
ZOU Bingyan, WANG Yuanwei, YE Ling, et al. Hydraulic pipe line failure cause analysis and solutions [J]. Hydraulics Pneumatics and Seals, 2015, 9: 42-43. (in Chinese)
- [4] 张祝新,赵丁选,张雅琴. 液压管路的谐振问题研究[J]. 润滑与密封,2006,1:106-107.
ZHANG Zhuxin, ZHAO Dingxuan, ZHANG Yaqin. Study on the resonance oscillation of hydraulic pipeline [J]. Lubrication Engineering, 2006, 1: 42-43. (in Chinese)
- [5] 杨同光,于晓光,王紫涵,等. 分形理论在航空液压管路裂纹故障诊断中的应用研究[J]. 机床与液压, 2019, 47(22): 169-173.
YANG Tongguang, YU Xiaoguang, WANG Zihan, et al. Application of fractal theory in fault diagnosis of aviation hydraulic pipeline cracks[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2019, 47(22): 169-173. (in Chinese)
- [6] 杜大华,穆刚明,田川,等. 液体火箭发动机管路断裂失效分析及动力优化[J]. 火箭推进,2018,44(3): 16-22.
DU Dahua, MU Penggang, TIAN Chuan, et al. Failure analysis and dynamics optimization of pipeline for liquid rocket engine[J]. Journal of

- Rocket Propulsion, 2018, 44(3): 16-22. (in Chinese)
- [7] 佟文伟. 某燃气涡轮发动机螺栓断裂失效分析 [J]. 航空发动机, 2013, 39(4): 67-71.
TONG Wenwei. Fracture failure analysis of bolt in a gas turbine engine [J]. Aeroengine, 2013, 39(4): 67-71. (in Chinese)
- [8] 刘国库, 刘冬. 压气机转子叶片叶根断裂故障分析 [J]. 航空发动机, 2016, 42(3): 93-97.
LIU Guoku, LIU Dong. Fracture failure analysis for blade root of compressor [J]. Aeroengine, 2016, 42(3): 93-97. (in Chinese)
- [9] 李洋, 佟文伟, 韩振宇. 发动机引气管卡箍断裂原因分析 [J]. 失效分析与预防, 2013, 8(3): 167-172.
LI Yang, TONG Wenwei, HAN Zhenyu. Fracture analysis of aero-engine cited trachea clamp [J]. Failure Analysis and Prevention, 2013, 8(3): 167-172. (in Chinese)
- [10] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册: 第1卷 [M]. 北京: 中国标准出版社, 1988: 800-807.
Editorial Board of China Aviation Materials Handbook. China aviation materials handbook; Vol.1 [M]. Beijing: Standards Press of China, 1988: 800-807. (in Chinese)
- [11] 航空工业总公司. 飞机液压管路系统设计、安装要求: GJB 3054-1997 [S]. 北京: 中国航空工业总公司, 1998: 8.
Aviation Industry Corporation of China, Ltd. Hydraulic tubing systems, aircraft, design, installation requirements: GJB 3054-1997 [S]. Beijing: Aviation Industry Corporation of China, Ltd, 1998: 8. (in Chinese)
- [12] 航空工业总公司. 航空发动机管路系统通用技术要求: GJB 3816-1999 [S]. 北京: 中国航空工业总公司, 2000: 6.
Aviation Industry Corporation of China, Ltd. General technical requirements for aeroengine line system: GJB 3816-1999 [S]. Beijing: Aviation Industry Corporation of China, Ltd, 2000: 6. (in Chinese)
- [13] 侯文松, 陈志英, 邱明星, 等. 充液弯管固有频率试验与计算分析 [J]. 航空发动机, 2013, 39(2): 84-89.
HOU Wensong, CHEN Zhiying, QIU Mingxing, et al. Experiment and calculation analysis of natural frequency of charging line [J]. Aeroengine, 2013, 39(2): 84-89. (in Chinese)
- [14] 刘伟, 曹刚, 翟红波. 发动机管路卡箍位置动力灵敏度分析与优化设计 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2756-2762.
LIU Wei, CAO Gang, ZHAI Hongbo. Sensitivity analysis and dynamic optimization design of supports' positions for engine pipe-lines [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2756-2762. (in Chinese)
- [15] 李鑫, 王少萍. 基于卡箍优化布局的飞机液压管路减振分析 [J]. 振动与冲击, 2013, 32(1): 14-20.
LI Xin, WANG Shaoping. Vibration control analysis for hydraulic pipelines in an air-craft based on optimized clamp layout [J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(1): 14-20. (in Chinese)
- [16] 郭家良, 王维, 贾文强. 航空发动机外部管路调频方法研究 [J]. 航空发动机, 2017, 43(6): 33-38.
GUO Jialiang, WANG Wei, JIA Wenqiang. Investigation on frequency modulation methods of aeroengine external pipe [J]. Aeroengine, 2017, 43(6): 33-38. (in Chinese)
- [17] 高培鑫. 多源激励下航空液压管路系统振动分析及其约束层阻尼减振技术研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2017.
GAO Peixin. Vibration analyses of aero hydraulic pipeline system under multi-excitations and its constrained layer damping technology [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2017. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)