

燃油调节器壳体裂纹失效分析

侯玉峰¹, 高岩², 徐显亮²

(1. 空军装备部驻西安地区第九军事代表室, 西安 710077; 2. 空军装备部驻青岛地区军事代表室, 山东青岛 266111)

摘要:针对某型燃油调节器壳体裂纹故障提出一种分析定位方法。通过实物质量分析、光谱分析和 ANSYS 结构强度仿真, 排除材料缺陷和设计缺陷, 将故障问题逐渐收敛定位于外部载荷环境的影响, 结合断口和疲劳试验载荷谱利用裂纹疲劳弧线反推分析萌生裂纹机理, 采用列表梯形法计算出壳体裂纹萌生寿命, 将故障分析定位在高周疲劳试验区间。根据高周疲劳寿命试验数据进行频谱扫描, 分析高周疲劳试车中发动机转速频率特性、燃油调节器固有频率, 并统计试车累计工作时间。结果表明: 外部激励频率与燃油调节器的固有频率存在频率上的重合导致了共振失效。为燃油调节器裂纹故障的分析定位提供了思路和方法, 可为航空发动机控制体系的发展与研究提供技术支持。

关键词:燃油调节器壳体; 失效分析; 共振; 裂纹; 断口定量分析; 高周疲劳试验; 航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.01.016

Crack Failure Analysis of Fuel Regulator Shell

HOU Yu-feng¹, GAO Yan², XU Xian-liang²

(1. The Ninth Military Representative office of the Air Force Equipment Department in Xi'an area, Xi'an 710077, China; 2. The Military Representative office of the Air Force Equipment Department in Qingdao area, Qingdao Shandong 266111, China)

Abstract: Aiming at the crack fault of a fuel regulator shell, an analysis and location method was proposed. Firstly, the physical quality was analyzed, the material defects and design defects were eliminated through spectral analysis and ANSYS structural strength simulation, and the fault problem gradually converged to the influence of external load environment. Then, combined with the fracture and fatigue test load spectrum, the crack initiation mechanism was analyzed by using the crack fatigue arc, and the shell crack initiation life was calculated by the list ladder method. The fault analysis was located in the high cycle fatigue test range. The frequency spectrum was scanned according to the high cycle fatigue life test data, the frequency characteristics of engine speed and the natural frequency of fuel regulator in high cycle fatigue test were analyzed, and the cumulative working time of test run was counted. The results show that the coincidence of the external excitation frequency and the natural frequency of the fuel regulator is the problem leading to resonance failure, which provides ideas and methods for the analysis and location of the fuel regulator crack fault, and provides technical support for the development and research of aeroengine control system.

Key words: fuel regulator shell; failure analysis; resonance; crack; quantitative fractography analysis; high cycle fatigue test; aeroengine

0 引言

燃油调节器作为航空发动机的核心部件, 用于调节发动机燃油流量和几何通道等参数。壳体作为燃油调节器的主要零件, 是电气、液压和机械等元件的集成器; 是工作介质流动传输的通道; 是高温、高压、湿热、盐雾等严酷环境的载具; 是燃油调节器正常运

转的必要条件。燃油调节器壳体的可靠性直接关系到发动机乃至飞机的安全。

随着中国航空发动机技术的发展, 具有自主知识产权的燃油调节器在控制系统中的需求不断提升, 装机配套数量不断增加, 使用环境也更加多样, 由此造成燃油调节器工程结构失效的因素也随之增多。某型燃油调节器随发动机进行高周疲劳试车时, 发现壳

收稿日期: 2020-08-23 基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0010-0060)、中央高校基本科研业务费专项资金(31020190MS707)资助
作者简介: 侯玉峰(1981), 女, 博士, 工程师, 主要从事航空发动机建模与控制研究工作; E-mail: 3312770285@qq.com。

引用格式: 侯玉峰, 高岩, 徐显亮. 燃油调节器壳体裂纹失效分析[J]. 航空发动机, 2022, 48(1): 103-109. HOU Yufeng, GAO Yan, XU Xianliang. Crack failure analysis of fuel regulator shell[J]. Aeroengine, 2022, 48(1): 103-109.

体上有燃油渗出,严重影响发动机正常使用,经初步分析振动与疲劳是引起燃油调节器结构失效的重要因素^[1]。

振动载荷是航空发动机运行中必须承受的载荷,因振动造成的事故屡见不鲜^[2]。当激励频率分布与工程结构的共振频率分布具有交集或相接近时,结构发生共振而产生更大的响应,容易引起共振失效^[3-4]。王岩等^[5]在力学模型和有限元模型基础上探究了航空柱塞泵缸体薄弱部位及影响疲劳寿命的因素,并得到试验验证;高天阳等^[6]通过建立齿轮箱箱体有限元模型,对比了齿轮箱体模态分析和实测加速度频谱分析结果,判断齿轮箱箱体失效的主要原因为横向激励与齿轮箱箱体模态发生共振;李广全等^[7]对齿轮箱体进行断口分析,明确了裂纹源区存在应力集中,根据振动加速度信号和动应力响应测试结果表明,振动频率与齿轮箱体固有频率发生共振,从而导致箱体失效;何柏林等^[8]对基于断裂力学的相关理论所建立的预测方法在疲劳失效预测方向进行了展望;崔智勇^[9]通过逆向工程对燃油调节器壳体结构进行设计,进行了强度分析和试验;张治华等^[10]对某型燃油调节器进行时变磨损可靠性研究,将分析结果与外场数据比较,验证了理论分析的正确性,分析结果可为燃油调节器的寿命筛选提供依据。

本文以某型燃油调节器壳体为研究对象,对壳体结构及强度进行了分析,采用梯形法计算壳体断面扩展寿命确定裂纹断口萌生寿命,通过对高周疲劳试车谱和试车数据进行分析与统计,得到与发动机转速相关的激励频率,并与燃油调节器壳体固有频率进行对比。

1 燃油调节器壳体裂纹故障概述

某型燃油调节器壳体疑似出现裂纹,导致内部燃油从裂纹部位渗出。壳体采用锻件毛坯通过机械加工成型,热处理后硬度要求 $HB \geq 110$,表面处理采用铬酸阳极化。

对疑似出现裂纹的壳体进行了分解,并在专用气密试验台上确认了漏油及裂纹部位。沿垂直于裂纹的方向对壳体进行了剖切,裂纹起始于壳体内壁,大部分沿一圆形加工台阶根部转角扩展,尾端偏离转角,在壳体纵向剖面上可见裂纹倾斜穿透壳体。因此认定壳体出现裂纹并贯穿壳体是漏油的根本原因,裂

纹具体位置及局部放大如图1、2所示。

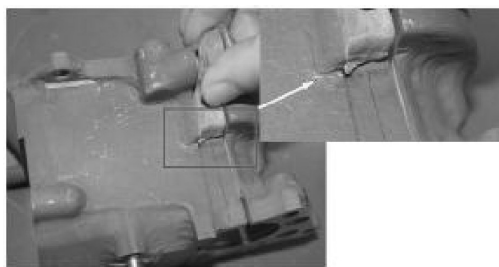


图1 壳体外壁裂纹

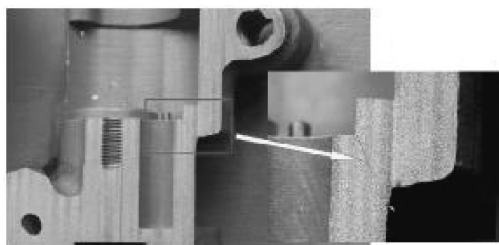


图2 壳体内壁裂纹

2 燃油调节器壳体质量分析

根据壳体的装配部位和使用情况,对壳体实物质量开展分析。

2.1 材料缺陷分析

依据光谱分析结果,壳体成分符合2A70材料的要求,结果见表1。壳体硬度为128HBW5/250,符合 $HB \geq 110$ 的要求。检查裂纹部位金相组织,无过烧。

表1 壳体光谱(2A70材料)

	硅	镁	铁	铜
质量分数/%	0.064	1.53	1.17	2.05
标准数据/%	≤ 0.35	1.4~1.8	0.9~1.5	1.9~2.5
	锰	锌	镍	钛
质量分数/%	0.014	0.0081	1.03	0.047
标准数据/%	≤ 0.20	≤ 0.30	0.9~1.5	0.02~0.10

注:GB/T 3190-2008 标准数据。

对裂纹断口观察,断面整体呈亮银色,未见腐蚀等异常现象。在壳体断口纵剖面上测试维氏硬度HV,3次测试结果分别为140.17、143.17、138.71,均符合 $HV \geq 105$ 的技术要求。

上述检测表明壳体材料无原始缺陷。

2.2 强度分析

2.2.1 壳体裂纹部位壁厚

对裂纹壳体剖切面进行壳体壁厚测量,结果如图3所示。裂纹部位壳体符合壁厚大于4 mm的产品规定。

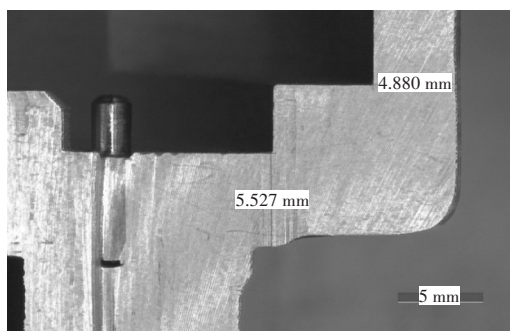


图3 裂纹壁厚测量

2.2.2 壳体裂纹部位转角

计量检测结果显示,在壳体纵向剖面上可见内壁加工转角基本为直角,无明显圆角;在壳体外壁其它部位可见圆形加工台阶,根部轮廓较明显。

对裂纹部位转角表面粗糙度进行检查,结果显示4个剖切样本的表面粗糙度 $Ra=1.6\sim 3.2$,符合技术要求 $Ra\leq 3.2$ 。

2.2.3 不同壳体转角尺寸的强度分析

采用 ANSYS 对壳体开展结构分析^[9]。对全几何体按单元尺寸 2 mm 进行了网格划分,模拟中比较关注壳体出现裂纹部位的应力分布情况,针对该部位进行了局部网格细化,在单元尺寸分别为 1.0、0.5、0.2 mm 条件下,选取了3个特征点(出现裂纹部位)进行网格无关性验证。根据计算结果,当单元尺寸由 0.5 mm 变化至 0.2 mm 时,随着网格数的增加,3个特征点的应力值变化很小,说明当单元尺寸为 0.5 mm 时对计算结果的影响很小,认为单元格为 0.5 mm 时的网格已达到网格无关,因此取单元尺寸为 0.5 mm 时的网格作为计算网格。

壳体承受的载荷主要来自回油压力,壳体由2处螺桩和2处螺母固定。设定回油压力为 0.42 MPa,当壳体3维模型内表面 R 由 0.2 mm 变为 0.5 mm 时,壳体产生裂纹部位的局部应力由 139 MPa 降低至 83 MPa,小于材料的许用拉伸屈服应力(284 MPa),如图4所示。

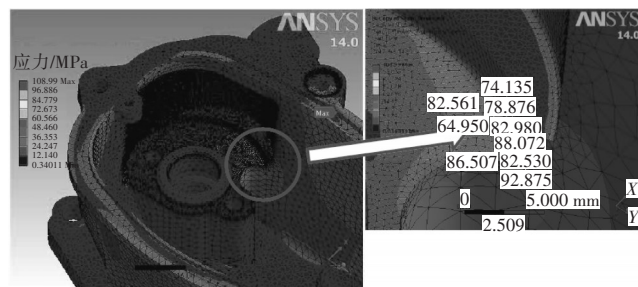


图4 壳体应力分布
(内表面 $R=0.5$ mm, 回油压力为 0.42 MPa)

当壳体内表面 R 圆角较小时,在应力集中、疲劳抗力减小的情况下,可能导致壳体内表面 R 产生疲劳裂纹源,扩展成贯通壳体的裂纹,形成漏油通道而漏油。根据仿真分析结果本壳体的 R 圆角尽管较小,但该处的局部应力小于材料的许用屈服应力。

3 裂纹断口萌生寿命定量分析

疲劳断裂过程分为疲劳裂纹的萌生、扩展和失稳断裂3个阶段^[13]。短裂纹形成后的裂纹扩展是1个连续过程,与循环载荷有关,在载荷循环的过程中,裂纹扩展形成1条疲劳条带,即当疲劳裂纹长度为 a 时,1次疲劳载荷循环 dN 使疲劳裂纹扩展 da 的距离^[14-16],疲劳条带间距呈逐渐加宽的趋势。

该壳体装配某型燃油调节器随发动机共运行 372 h 45 min,前 222 h 45 min 随其他发动机试车,后 150 h 随发动机进行高周疲劳试车,决定通过断口定量分析^[17]确定裂纹萌生寿命。

壳体断裂形态如图5所示。壳体断口宏观可见小弧线特征(以下定义为弧线),如图5(a)所示;微观也可见多条未能分开的疲劳条带组成的更小疲劳小弧线特征(以下定义为小弧线),如图5(b)所示。



(a) 疲劳弧线特征 (b) 疲劳小弧线特征

图5 壳体断裂形态

对后 150 h 疲劳试验载荷谱进行分析,可知1个起落载荷谱工作时间为 11315 s (3.143 h),包含2个大的应力变化,等效为2个三角波载荷谱块,如图6所示。每个起落变化中还包含 72 个阶梯转速变化,由于阶梯转速运转时间不一,后续定量数据采集和分析较困难,因此本次定量分析采用疲劳弧线进行反推^[18]。结合断口和后 150 h 疲劳试验载荷谱分析可知,每个起落包含2条弧线。

壳体裂纹扩展前、中、后期疲劳弧线宽度分别为 0.20、0.23、0.33 mm,裂纹扩展总长度为 6.6 mm,采用列表梯形法(见表2)对该断面疲劳裂纹所经历的扩展寿命进行计算

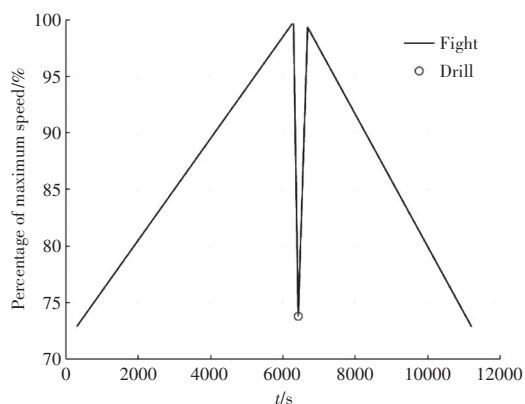


图6 150 h疲劳试验载荷谱

表2 壳体疲劳弧线数据

序号	裂纹长度/mm	疲劳弧线平均间距/mm	疲劳弧线条数 N_i
1	0.0	0.20	8
2	1.6	0.21	5
3	2.6	0.23	2
4	3.0	0.24	4
5	3.9	0.20	10
6	6.6	0.33	$\Sigma N_n=29$

$$N_f = \sum N_n = \sum \frac{2(a_n - a_{n-1})}{da_n/dN_n + da_{n-1}/dN_{n-1}} \quad (1)$$

式中: a_n 、 a_{n-1} 分别为第 n 、 $n-1$ 点距离源区的裂纹长度; da/dN 为裂纹扩展速率; N_n 为第 n 点距离源区的疲劳弧线条数; N_f 为疲劳弧线条数之和^[19]。

按照式(1)计算可得壳体疲劳弧线条数为29条,即壳体的扩展寿命为 $29 \div 2 \times 3.143 = 45.6$ h, 由于壳体的总寿命为 372 h 45 min (372.75 h), 萌生寿命等于总寿命减去扩展寿命, 那么壳体的裂纹萌生寿命为 327.15 h, 即裂纹萌生于进行高周疲劳试车的后 150 h 之内。

4 高周疲劳试车分析

从断口结果看, 壳体断面低倍为类解理, 高倍疲劳条带细密, 具有高周疲劳特征, 壳体疲劳裂纹出现在高应力区, 呈现线源、起伏大、多弧线等特征, 表明壳体随发动机试车时应该受到了较大的、频繁变化的交变载荷。因此, 载荷应该是导致壳体疲劳开裂的主要原因, 断口定量分析表明壳体裂纹萌生于后 150 h 试车阶段, 以下对发动机高周疲劳试车开展分析研究^[23]。

4.1 发动机转速频率特性

在航空发动机高压转速为 72%~85%~90%~100% (中间)~100% (全加力) 共 5 个状态下, 对燃油

调节器在固有模态下的最大振动应力位置 (安装支点处 X、Y、Z 3 个方向) 的频率和幅值进行测试, 结果如图 7 所示。从图中可见, 在频率为 862 Hz 处响应幅值较大。

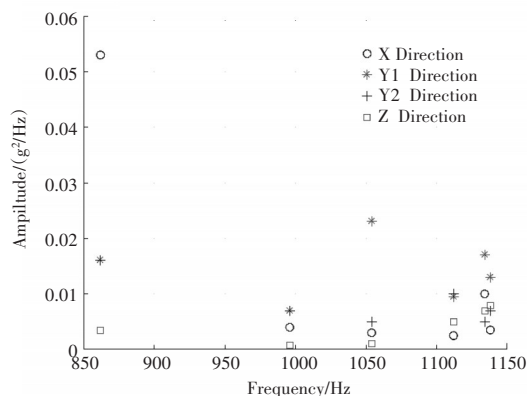


图7 航空发动机频率幅值特性

对发动机高压转速 (70%~100%) 与某型燃油调节器安装支点处的频率特性 (835.3~1139.5 Hz) 之间的关系进行最小二乘法拟合, 如图 8 所示。

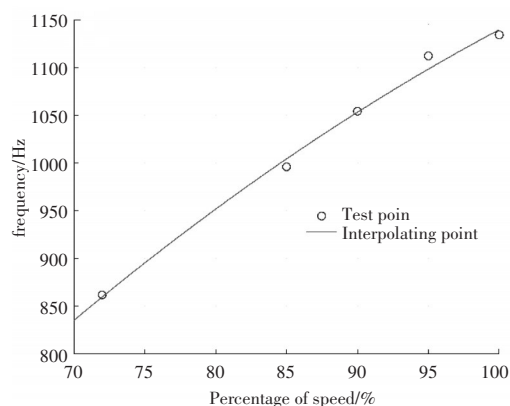


图8 航空发动机转速频率特性

4.2 燃油调节器固有频率

燃油调节器的结构较为复杂, 且内部充满工作介质, 通过有限元分析计算得到的固有频率与实物间存在较大偏差。因此, 本文通过振动试验确定燃油调节器的固有频率。在振动试验中附件处在油封状态 (模拟工作状态的燃油调节器) 的振动量值按标准曲线 (如图 9 所示) 给定, 用对数扫频方式, 沿 3 个主正交轴 (安装方位如图 10 所示), 分别对被试品进行正弦扫频, 壳体出现裂纹部位即安装支点处的固有频率扫频结果见表 3。

X、Y、Z 3 个方向扫频结果显示, 壳体响应幅值在 20g 以上的状态对应安装支点处的频率大部分位于

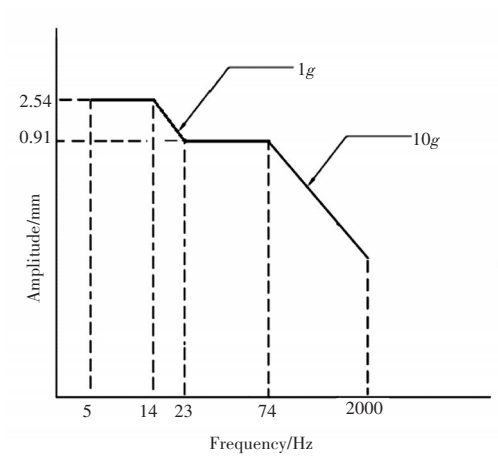


图9 振动标准曲线

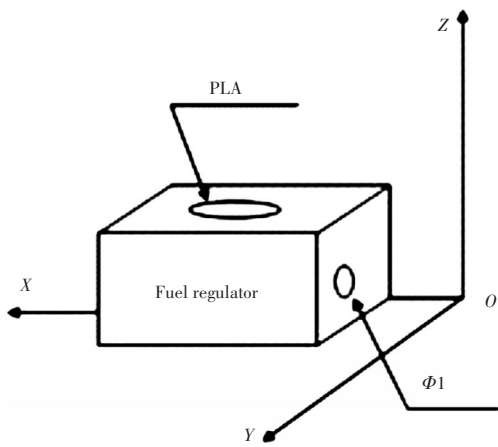


图10 安装方位

表3 X、Y、Z 3个方向扫频结果

序号	X方向		Y方向		Z方向	
	频率/Hz	幅值/g	频率/Hz	幅值/g	频率/Hz	幅值/g
1	199.973	37.0	205.591	26.2	227.314	60.1
2	217.306	23.2	279.821	48.2	518.361	49.0
3	422.555	33.0	425.492	21.0	546.004	38.4
4	485.347	43.0	847.681	27.7	585.168	32.4
5	555.542	32.5				
6	579.119	20.7				

注:扫频结果记录了响应幅值在20g以上的点。

200~600 Hz,响应幅值随安装支点处频率的提高而减小。但Y方向有1个响应幅值在20g以上的状态,对应安装支点处频率为848 Hz时响应幅值为27.7g(1.39倍安装支点处的频率),如图11所示。

振动试验结果显示,频率为848 Hz、幅值为27.7g状态与发动机高压转速为72%时,安装支点处的频率较为接近。对转速频率特性(图8)进行外推,如图12所示,安装支点频率为848 Hz时发动机高压转速为71%,对应于发动机慢车状态。

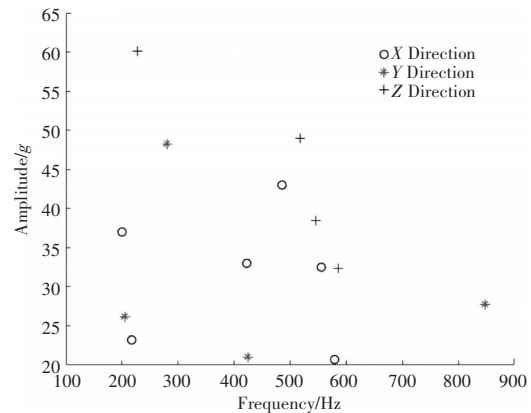


图11 燃油调节器的速度频率幅值特性

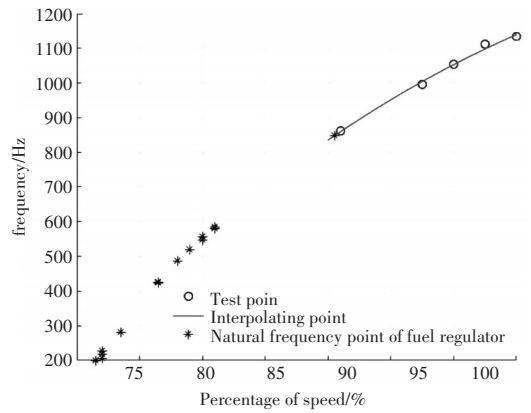


图12 燃油调节器的速度频率特性

4.3 试车载荷谱工作时间统计^[23]

发动机高周疲劳试车共点火80次。排除各种原因产生的无效数据,统计了77次点火的试车数据,高周疲劳试车载荷谱规定的高压转速各台阶累计和要求的工作时间如图13所示。

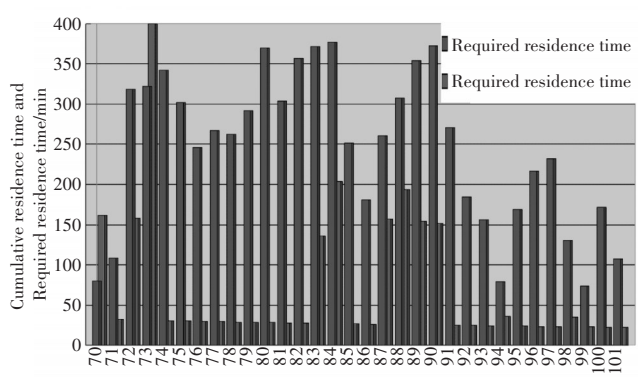


图13 高压转速各台阶累计和要求的工作时间

从图中可见,在高压转速各台阶中,绝大部分台阶已经超出载荷谱要求的停留时间,仅有70%和73%转速在载荷谱要求的停留时间范围内。

考虑到计算结果与实际的偏差情况,在燃油调节器固有频率为848 Hz时选取频率带848~860 Hz进行分析,对应发动机高压转速为71%~72%。依据发动机高周疲劳试车高压转速各台阶工作时间的统计结果,当发动机高压转速为71%~72%时,累计停留时间合计426.7 min(7.1 h)。

4.4 产品状态验证

根据发动机的装配调整情况,交付使用的发动机地面慢车状态的高压转速为72.5%~73%,对应频率约为865.8~871.8 Hz,燃油调节器固有频率点848 Hz低于该频率范围。因此,某型燃油调节器在配装发动机完成其他各类试车中均未出现该壳体漏油故障。

在发动机高周疲劳试车中,长时间停留目前发动机使用的慢车转速以下(高压相对物理转速为70%~72%,对应频率约为835.3 Hz~859.8 Hz),与燃油调节器的固有频率出现重叠,发生共振,最终导致壳体最大振动应力位置——安装支点处出现裂纹。

5 结束语

本文针对某型燃油调节器壳体裂纹故障,经过实物质量分析排除了因缺陷导致裂纹的机理,通过断口定量分析和高周疲劳试车分析等手段,逐步筛查并最终确定了壳体形成裂纹导致漏油的原因:随发动机进行高周疲劳试车中,产品长时间工作于固有频率点,容易导致壳体裂纹。后续在燃油调节器设计及发动机工作时应错开燃油调节器固有频率及其在发动机安装支点处的频率带。同时,在燃油调节器壳体的加工过程中,应增大圆角,减弱应力集中。研究中某型燃油调节器壳体裂纹部位的实际振动幅值缺少更多试验数据的支持,需进行进一步的测试与分析。

参考文献:

- [1] 刘文光,陈国平,贺红林,等.结构振动疲劳研究综述[J].工程设计学报,2012,19(1):1-7.
LIU Wenguang, CHEN Guoping, HE Honglin, et al. Review of studying on vibration fatigue[J]. Journal of Engineering Design, 2012, 19(1): 1-7. (in Chinese)
- [2] 梁永发,姜辉琼.三起振动失效带来的启示[J].特种设备安全技术,2006(2):32-33.
LIANG Yongfa, JIANG Huiqiong. Enlightenment from three vibration failures[J]. Safety Technology of Special Equipment, 2006(2): 32-33. (in Chinese)
- [3] 侯学勤,李莹.齿轮轮齿断裂失效分析思路与预防[J].金属热处理,2011(增刊1):450-452.
HOU Xueqin, LI Ying. Heat Failure analysis and prevention of gear tooth fracture[J]. Treatment of Metals, 2011(S1): 450-452. (in Chinese)
- [4] 陈群志,周志强,张强,等.振动环境下飞机薄壁结构紧固件疲劳寿命研究[J].机械强度,2015,37(1):52-57.
CHEN Qunzhi, ZHOU Zhiqiang, ZHANG Qiang, et al. Research on fatigue life of aircraft thin wall structure fastener under vibration environment[J]. Journal of Mechanical Strength, 2015, 37(1): 52-57. (in Chinese)
- [5] 王岩,王晓晴,郭生荣,等.航空柱塞泵缸体疲劳分析及寿命预测方法[J].北京航空航天大学学报,2019,45(7):44-52.
WANG Yan, WANG Xiaoqing, GUO Shengrong, et al. Fatigue analysis and life prediction method for cylinder block of aviation piston pump. [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(7): 44-52. (in Chinese)
- [6] 高天阳,肖守讷,朱涛,等.机车齿轮箱体疲劳失效原因分析[J].铁道机车车辆,2018,38(6):17-23.
GAO Tianyang, XIAO Shoune, ZHU Tao, et al. Fatigue failure analysis of vehicle gearbox body for locomotive[J]. Railway Locomotive & Car, 2018, 38(6): 17-23. (in Chinese)
- [7] 李广全,刘志明,王文静,等.高速动车组齿轮箱疲劳裂纹机理分析研究[J].机械工程学报,2017,53:99-105.
LI Guangquan, LIU Zhiming, WANG Wenjing, et al. Fatigue crack mechanism study on high-speed EMU gearbox[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53: 99-105. (in Chinese)
- [8] 何柏林,王斌.疲劳失效预测的研究现状和发展趋势[J].机械设计与制造,2012(4):279-281.
HE Bolin, WANG Bin. Research status and development trend of fatigue failure prediction[J]. Machinery Design & Manufacture, 2012(4): 279-281. (in Chinese)
- [9] 崔智勇.燃油调节器壳体设计[J].机械工程师,2010(8):110-111.
CUI Zhiyong. The design of fuel regulator shell[J]. Mechanical Engineer, 2010, (8): 110-111. (in Chinese)
- [10] 张治华,郭迎清.液压机械燃油调节器时变磨损可靠性分析[J].机床与液压,2008(6):173-175.
ZHANG Zhihua, GUO Yingqing. The time-dependant wear reliability of the hydro-mechanical fuel regulator [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2008(6): 173-175. (in Chinese)
- [11] Asi O. Fatigue failure of a helical gear in a gearbox[J]. Engineering Failure Analysis, 2006, 13(7): 1116-1125.
- [12] 付华军.某型伺服阀壳体破裂原因仿真分析[J].液压与气动,2014(9):54-57.
FU Huajun. Simulation analysis for cracking in servovalves shell[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2014(9): 54-57. (in Chinese)
- [13] 高金贺.飞机结构联接件振动损伤特性研究[D].沈阳:沈阳航空工业学院,2006.
GAO Jinhe. Study on vibration damage characteristics of aircraft struc-

- tural connectors[D]. Shenyang: Shenyang Institute of Aeronautical Technology, 2006. (in Chinese)
- [14] Colakoglu M. Measurement and analysis of damping factor in engineering materials to assess fatigue damage[D]. Washington D.C: Washington University, 2001.
- [15] 傅祥炯. 结构疲劳与断裂[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1995: 15-16.
- FU Xiangjiong. Structural fatigue and fracture[M]. Xi'an: North western Polytechnical University Press, 1995: 15-16. (in Chinese)
- [16] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2003: 142-159.
- YAO Weixing. Structural fatigue life analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 142-159. (in Chinese)
- [17] 张栋, 钟培道, 陶春虎. 机械失效的实用分析[M]. 北京:国防工业出版社, 1997: 111-401.
- ZHANG Dong, ZHONG Peidao, TAO Chunhu. Practical analysis of mechanical failure[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1997: 111-401. (in Chinese)
- [18] 刘新玲, 张卫方, 陶春虎. 不同断口定量分析疲劳寿命模型应用对比[J]. 机械工程材料, 2008, (5): 4-6.
- LIU Xinling, ZHANG Weifang, TAO Chunhu. Comparison between two models for quantitative fractography analysis of fatigue life[J]. Materials For Mechanical Engineering, 2008, (5): 4-6. (in Chinese)
- [19] 新灵, 张峥, 陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2010: 45-55.
- XIN Ling, ZHANG Zheng, TAO Chunhu. Quantitative analysis of fatigue fracture[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 45-55. (in Chinese)
- [20] 曹智顺, 姚建尧, 王建军. 基于概率特性的航空发动机转动部件高周疲劳寿命评估技术[J]. 现代振动与噪声技术, 2011(9): 303-311.
- CAO Zhishun, YAO Jianyao, WANG Jianjun. Method about probabilistic High Cycle Fatigue (HCF) life assessing for aviation engine rotating parts[J]. Modern Vibration and Noise Technology, 2011(9): 303-311. (in Chinese)
- [21] 王胜霞, 窦松柏. 断口定量分析在直升机关键部件疲劳试验分析中的应用[J]. 直升机技术, 2012(2): 21-31.
- WANG Shengxia, DOU Songbai. Application of quantitative fractography analysis in the helicopter parts fatigue test[J]. Helicopter Technique, 2012(2): 21-31. (in Chinese)
- [22] Guagliano M, Riva E, Guidetti M. Contact fatigue failure analysis of shot-peened gears[J]. Engineering Failure Analysis, 2002, 9(2): 147-158.
- [23] 江龙平, 徐可军. 基于模糊综合评判的部件失效区域的确定[J]. 机械强度, 2004, 26(1): 109-112.
- JIANG Longping, XU Kejun. Failure zone confirming of structure components based on fuzzy comprehensive decision process[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(1): 109-112. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)