航空发动机引气管卡箍断裂失效分析

邱 丰,刘博志,赵世炜,佟文伟,谭 莉
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:针对某发动机发生的引气管单联卡箍组件中的卡箍上半部断裂的故障,对断裂的卡箍上半部进行宏观侧表面检查、断口及材质分析,结果表明:卡箍上半部断口疲劳源区位于卡箍上半部与下半部接触侧的表面区域,在螺栓装配中引起卡箍上半部发生塑性变形而产生表面拉应力,并且在发动机振动载荷作用下产生微动磨损,从而破坏了卡箍上半部螺栓孔周围局部的表面完整性,降低了该部位的抗疲劳强度,是导致卡箍上半部产生疲劳萌生进而发生断裂故障的根本原因。在卡箍上、下半部之间加装垫片的改进建议已在新的结构设计中得到应用,垫片的加装消除了卡箍上半部在装配过程中由于变形而产生的表面拉应力,并且减轻了卡箍上、下半部之间的微动磨损,从而避免此类故障再次发生。

关键词:引气管卡箍;疲劳断裂;失效分析;微动磨损;表面拉应力;航空发动机
中图分类号:V231.91 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.01.018

Fracture Failure Analysis of Aeroengine Suction Pipe Clamp

QIU Feng, LIU Bo-zhi, ZHAO Shi-wei, TONG Wen-wei, TAN Li
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In view of the fracture failure of the clamp upper half in an engine suction pipe single union clamp, the macroscopic side surface inspection, fracture and material analysis were carried out on the fractured clamp upper half. The results show that the fracture fatigue source area of the clamp upper half is located in the surface area of the contact side between the upper half and the lower half of the clamp. During the bolt assembly, the plastic deformation of the clamp upper half is caused to produce surface tensile stress, and fretting wear is generated under the action of engine vibration load, which destroys the local surface integrity around the bolt hole of the clamp upper half and reduces the fatigue strength of this part. This is the root cause of fatigue initiation and fracture failure in the clamp upper half. The improvement suggestion of installing gaskets between the upper and lower halves of the clamp has been applied in the new structural design. The installation of gaskets eliminates the surface tensile stress caused by the deformation of the clamp upper half during assembly, and reduces the fretting wear between the upper and lower halves of the clamp, so as to avoid the recurrence of such faults.

Key words: suction pipe clamp; fatigue fracture; failure analysis; fretting wear; surface tensile stress; aeroengine

0 引言

管路系统是航空发动机中介质和能量传输的重要通道,而卡箍是固定、支撑和安装该系统的重要零部件[1-2],合理地设计卡箍结构和布置卡箍在发动机上的位置不仅可以提高卡箍自身的结构强度[3-4],还可以有效控制和改善发动机管路的动态特性[5-6]。因此,确保卡箍在发动机工作中的可靠性对保障管路系统的正常工作有重要作用,直接影响发动机的安全性能。

卡箍断裂故障在航空发动机外部管路故障中占比较高,国内外科研人员对此进行过很多研究。刘中华等[7]研究了某连通管卡箍的断裂故障,由于该卡箍结构设计不能适应振动环境,并且卡箍上、下半部之间装配夹角大,在螺栓拧紧过程中产生较大的初始局部应力,进而产生疲劳断裂;王琦等[8]对某发动机滑油弯管处卡箍衬垫撕裂故障进行了研究,由于卡箍衬垫选材不当,在高温过载状态下引发了撕裂;李洋等[9]针对某发动机引气管卡箍断裂故障展开研究,由于卡箍安装端折弯处内弧转角较小,在内弧表面的划

收稿日期:2020-01-13 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助
作者简介:邱丰(1988),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机故障零部件的失效分析工作;E-mail:280473520@qq.com。

引用格式:邱丰,刘博志,赵世炜,等.航空发动机引气管卡箍断裂失效分析[J].航空发动机,2022,48(1):116-120. QIU Feng, LIU Bozhi, ZHAO Shiwei, et al. Fracture failure analysis of aeroengine suction pipe clamp[J]. Aeroengine, 2022, 48(1): 116-120.

痕处产生了局部应力集中,从而诱发疲劳裂纹萌生;李波等[10]对航空发动机引气预冷导管卡箍断裂故障进行分析,表明由于卡箍装配应力过大,导致外表面边角处应力集中,在振动应力的作用下引起疲劳萌生;Zhang 等[11]研究了多卡箍支撑管路结构的频率调整与动态响应之间的关系,通过优化卡箍装配位置,使卡箍的第一固有频率与发动机振动频率相差较大,从而避免了在发动机振动频率范围内管路系统与卡箍发生共振,降低了卡箍因高频振动而引起疲劳萌生和扩展的可能性,进而提高了卡箍的可靠性;Hazra 等[12]研究了某型航空发动机排气管道固定所用的锁紧导线的断裂原因,结果表明在装配过程中锁紧导线产生了过扭以及该批次导线过大的强度及较低的韧性是造成锁紧导线断裂的主要原因;Kumar 等[13]研究认为,航空发动机一体化喷嘴驱动系统冷却液压管路断裂的主要原因为断口表面存在的腐蚀性元素引起的腐蚀疲劳以及装配或焊接过程中产生的拉应力载荷引起的应力腐蚀开裂,同时固定管路的卡箍未能有效地降低振动载荷也是导致液压管路快速开裂的原因之一。综上研究表明,结构设计、选材、加工工艺及装配工艺不当等因素均会引起卡箍断裂。因此研究卡箍的断裂原因并提出改进措施具有重要意义。

本文对某发动机工作后出现的引气管单联卡箍组件中的卡箍上半部断裂故障进行了失效分析。

1　失效分析与结果

1.1　宏观检查

单联卡箍组件装配和分解宏观形貌分别如图 1、2 所示。卡箍由 1Cr11Ni2W2MoV 板材弯曲加工而成。从图中可见,卡箍上半部沿螺栓安装孔边缘断裂,断裂位置如图 1(a)中箭头所示。

(a) 卡箍组件断裂位置　　(b) 断裂卡箍组件装配

图 1　单联卡箍组件装配宏观形貌

1.2　断口分析

将卡箍组件分解后对卡箍上半部进行断口分析,断口宏观形貌如图 3 所示。图中左侧断口编号为 1#,右侧断口编号为 2#。1#断口宏观形貌如图 4 所示。从图中可见,断口呈灰褐色,呈现明显的疲劳弧线和放射棱线特征,表明断口性质为疲劳[14],根据放射棱线汇聚方向判断,疲劳起始于卡箍上、下半部接触侧的表面区域(图 4 中圆圈)。2#断口宏观形貌如图 5 所示。从图中可见,断口表面呈灰褐色、疲劳特征及断口断裂性质均与 1#断口的一致,但根据放射棱线汇聚方向判断,疲劳由卡箍上半部两侧表面双向起始,呈多源起始特征,源区位置如图中圆圈所示,其中与卡箍下半部接触侧起始的疲劳扩展更为充分,表明卡箍上、下半部接触一侧的源区为主疲劳源,与锁片接触一侧为次疲劳源。

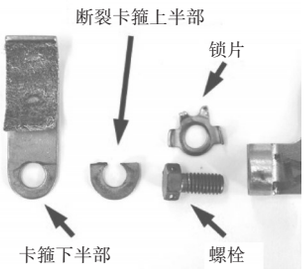


图 2　分解后的单联卡箍组件宏观形貌

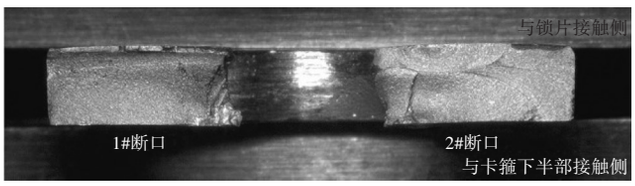


图 3　卡箍上半部断口宏观形貌

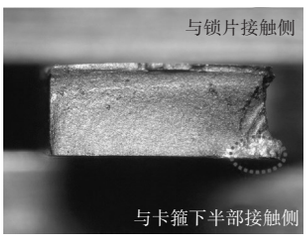


图 4　1#断口宏观形貌

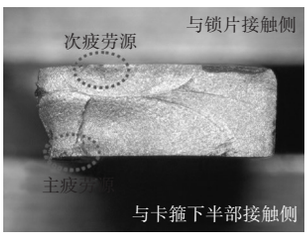


图 5　2#断口宏观形貌

在扫描电镜下放大观察,1#断口源区放大形貌如图 6 所示。源区可见磨损痕迹,未见明显的冶金缺陷。根据放射棱线汇聚方向判断,1#断口疲劳起始于卡箍上、下半部接触侧的表面区域(图中箭头)。在扩展区可见清晰细密的疲劳条带形貌(如图 7 所示),进一步说明卡箍上半部 1#断口的断裂性质为疲劳。

2#断口源区主疲劳源放大形貌如图 8 所示。从图中可见,其形貌呈多源起始特征,源区可见磨损痕迹,未见明显的冶金缺陷。根据放射棱线汇聚方向判断,2#断口主疲劳源起始于卡箍上半、下半部接触侧

图6 1#断口源区放大形貌（300倍）

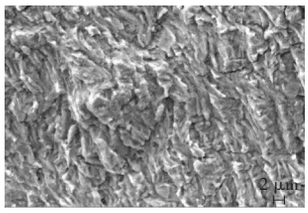


图7 1#断口扩展区放大形貌（5000倍）

的表面区域（图中箭头）。2#断口次疲劳源放大形貌如图9所示。源区未见明显的冶金缺陷，根据放射棱线汇聚方向判断，2#断口次疲劳源起始于卡箍上半部与锁片接触侧的表面区域（图中箭头）。在扩展区可见清晰细密的疲劳条带形貌（如图10所示），进一步说明卡箍上半部2#断口的断裂性质为疲劳。

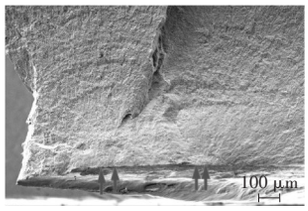


图8 2#断口源区主疲劳源形貌（200倍）

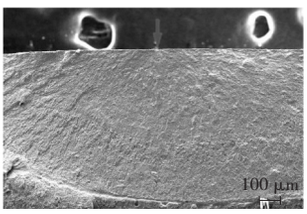


图9 2#断口源区次疲劳源放大形貌（200倍）

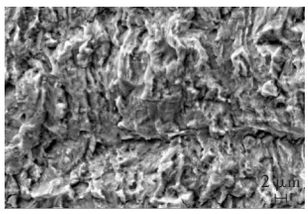
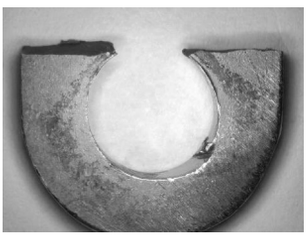


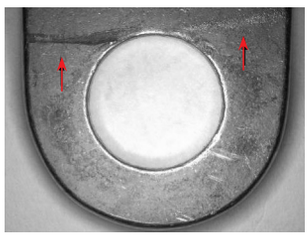
图10 2#断口扩展区放大形貌（5000倍）

1.3 卡箍上、下半部表面检查

由于1#和2#断口主疲劳源均位于卡箍上、下半部接触的表面区域，因此对卡箍上、下半部接触面进行分析至关重要。卡箍上、下半部接触面宏观形貌如图11所示。从图中可见，卡箍上半部表面呈黑褐色磨损痕迹，且该痕迹与疲劳起始部位相对应；卡箍下半部同样存在磨损痕迹，且与卡箍上半部疲劳起始部位存在2条明显的横向磨损痕迹（图11(b)中箭头），说明卡箍上半部疲劳起始区域所受的磨损最为严重。



（a）卡箍上半部



（b）卡箍下半部

图11 卡箍上、下半部接触面宏观形貌

在扫描电镜下进一步放大观察卡箍上半部断口源区侧表面，1#断口疲劳源区侧表面如图12所示。从图中可见，源区部位的侧表面存在明显的与源区位置相对应的挤压磨损痕迹（图中虚线）。2#断口主疲劳源侧表面如图13所示。从图中可见，源区部位的侧表面同样存在明显的与起源位置相对应的挤压磨损痕迹。说明卡箍上半部与螺栓接触面之间产生了严重的挤压磨损，破坏了卡箍上半部的表面完整性，从而导致卡箍上半部引发了疲劳起始。

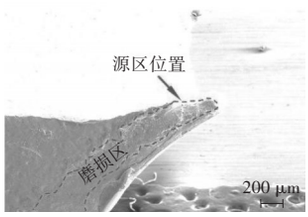


图12 1#断口与螺栓接触侧表面形貌（100倍）

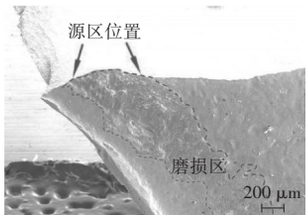


图13 2#断口与螺栓接触侧表面形貌（100倍）

1.4 成分分析

对卡箍基体进行能谱分析，结果见表1。主要合金元素质量分数与1Cr11Ni2W2MoV的基本相符，未见明显异常。

表1 卡箍基体能谱分析结果 *wt*%

测试点和标准	Mn	Ni	Cr	W	Mo	V	Fe
测试点1	0.69	1.55	11.34	1.83	0.29	0.27	84.03
测试点2	0.66	1.51	11.32	1.59	0.31	0.25	84.36
测试点3	0.68	1.51	11.57	1.40	0.31	0.28	84.25
GJB2295-1995	≤0.60	1.40～1.80	10.50～12.00	1.50～2.00	0.35～0.50	0.18～0.30	余

1.5 组织检查

对卡箍基体取样进行组织检查，其形貌如图14所示。从图中可见，该形貌为回火索氏体组织形貌[15]，未见异常。

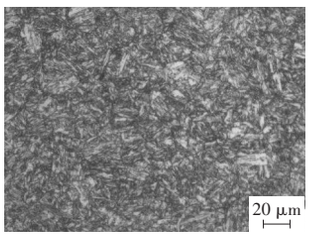


图14 卡箍基体组织形貌

1.6 硬度测试

对未断裂的卡箍下半部进行洛氏硬度测试，结果见表2。硬度符合设计要求。

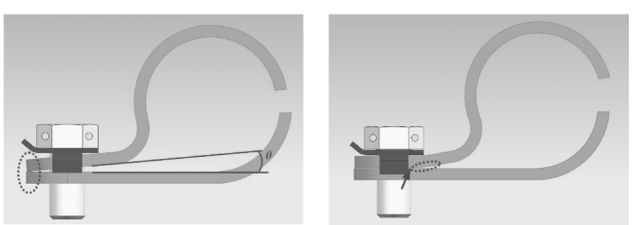
表2 卡箍下半部洛氏硬度HRC测试结果

测试点	1	2	3
实测值	29.5	29.6	27.7
设计要求	27～35	27～35	27～35

2　分析与讨论

失效分析结果表明:1#断口和2#断口主疲劳源均为起始于卡箍上半部与螺栓接触一侧表面的疲劳断口;卡箍材质符合要求,未见明显异常;在1#断口源区和2#断口主疲劳源区侧表面均可见较为严重的挤压磨损痕迹。

卡箍受力与磨损结构如图15所示。从图中可见,该结构左侧由螺栓经卡箍上、下半部的螺栓孔装配,右侧为开放式结构,便于管路的装配。由于卡箍上、下半部之间存在2 mm的间隙,在螺栓拧紧过程中卡箍先在图15(a)圆圈位置发生接触,此时卡箍上、下半部之间的夹角θ≈5°,随着螺栓拧紧力矩增大,卡箍上半部需通过变形才能卡紧管路[16],因此在卡箍上、下半部接触侧的变形表面(如图15(b)圆圈所示)形成了表面拉应力,进而降低该部位的抗疲劳性能[17],同时螺栓拧紧后在卡箍上半部变形区域的边缘与下半部接触区形成压痕(图11(b)),如图15(b)中箭头所示。此外,虽然卡箍内径与外径尺寸相当,没有间隙,但在装配时引气管难免会偏向卡箍上、下半部中的一侧,在发动机试车过程中,发动机的振动经卡箍底座和引气管分别传向卡箍左右两侧,在振动载荷作用下,卡箍上半部变形区与下半部接触部位发生微动磨损。研究[18-19]表明:1Cr11Ni2W2MoV马氏体耐热不锈钢在发生磨损时,会产生表面硬化现象,导致其抗微动疲劳性能大幅降低,进而在卡箍上半部出现疲劳萌生。



(a)卡箍装配接触拧紧过程　　(b)卡箍装配拧紧后变形位置

图15　卡箍受力与磨损结构

3　改进建议

(1)在卡箍组件之间加装2 mm厚的垫片,消除在螺栓安装过程中卡箍上半部的变形,从而消除由装配变形引起的表面拉应力;

(2)在卡箍右侧加装1个限位结构(如图16所示),当引气管传递的振动载荷较大时,可以通过该限位结构限制卡箍上、下半部的振动幅度,从而减小卡箍上、下半部之间的微动磨损,提高其工作过程中的抗疲劳性能。

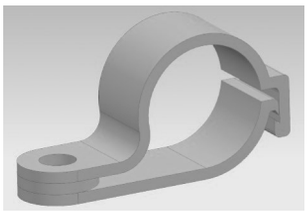


图16　卡箍组件改进结构

4　结论

(1)单联卡箍组件中断裂的卡箍上半部为疲劳断裂,1#断口疲劳源和2#断口主疲劳源均位于卡箍上半部与下半部接触一侧的表面区域;

(2)螺栓装配引起卡箍上半部塑性变形而产生表面拉应力,并且在发动机振动载荷作用下产生微动磨损,从而破坏了卡箍上半部螺栓孔周围局部的表面完整性,降低了该部位的抗疲劳强度,是导致卡箍上半部产生疲劳萌生进而发生断裂故障的根本原因。

参考文献:

[1] 李枫,刘伟,韦顺超,等. 航空液压管道卡箍等效刚度及其影响因素研究[J]. 机械科学与技术,2017,36(9):1472-1476.
LI Feng, LIU Wei, WEI Shunchao, et al. Research on equivalent stiffness and influence factors of aero-clamps for aircraft hydraulic pipelines[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017,36(9):1472-1476. (in Chinese)

[2] 李天成,朱瑞,李晨晨,等. 基于HHT的航空发动机液压管路系统管路故障诊断研究[J]. 国际航空航天科学,2017,5(1):37-44.
LI Tiancheng, ZHU Rui, LI Chenchen, et al. Fault diagnosis and of aero-engine hydraulic pipeline vibration signals based on hilbert huang transforms[J]. Journal of Aerospace Science and Technology, 2017,5(1):37-44. (in Chinese)

[3] 刘伟,曹刚,翟红波,等. 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, et al. Sensitivity analysis and dynamic optimization design of supports' positions for engine pipelines[J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27(12):2756-2762. (in Chinese)

[4] 柳强,焦国帅. 基于Kriging模型和NSGA-II的航空发动机管路卡箍布局优化[J]. 智能系统学报,2019,14(2):281-287.
LIU Qiang, JIAO Guoshuai. Layout optimization of aero-engine pipe clamps based on Kriging model and NSGA-Ⅱ[J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems,2019,14(2):281-287. (in Chinese)

[5] 李琳. 降低发动机管道振动的优化设计[J]. 航空动力学报,1995,10(2):151-154.
LI Lin. Optimization for reducing vibration of engine pipeline[J]. Journal of Aerospace Power,1995,10(2):151-154.(in Chinese)

[6] 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)

[7] 刘中华,贾铎,刘鑫.某航空发动机卡箍断裂故障分析[J].航空发动机,2019,45(3):77-81.
LIU Zhonghua, JIA Duo, LIU Xin. Fracture failure analysis of clamp for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2019, 45(3): 77-81. (in Chinese)

[8] 王琦,于晓光,张彤,等.发动机滑油弯管卡箍故障及处理分析[J].科技创新与应用,2017(31):71-72.
WANG Qi, YU Xiaoguang, ZHANG Tong, et al. Fault analysis and treatment of engines lubricating oil elbow clamp[J]. Technology Innovation and Application, 2017(31): 71-72.(in Chinese)

[9] 李洋,佟文伟,韩振宇,等.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, et al. Fracture analysis of aero-engine cited trachea clamp[J]. Failure Analysis and Prevention, 2013, 8(3): 167-172.(in Chinese)

[10] 李波,王志宏,彭萌.可拆卸卡箍断裂原因分析[J].失效分析与预防,2015,10(3):181-189.
LI Bo, WANG Zhihong, PENG Meng. Fracture analysis of detachable hoop[J]. Failure Analysis and Prevention, 2015, 10(3): 181-189. (in Chinese)

[11] Zhang XT, Liu W, Zhang Y M, et al. Experimental investigation and optimization design of multi-support pipeline system[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2021, 34(2): 15-30.

[12] Hazra M, Kumar J, Singh S. Failure of locking wires of an aeroengine component: attributed primarily to over-twisting and secondarily to engine vibration and improper material selection[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2019, 19(4): 890-902.

[13] Kumar J, Biswas S, Ganeshachar M D, et al. Failure analysis of integrated nozzle actuating system (INAS) cooling hydraulic pipeline[J]. Engineering Failure Analysis, 2013, 30: 99-110.

[14] 孙智,江利,应鹏展.失效分析—基础与应用[M].北京:机械工业出版社,2005:142.
SUN Zhi, JIANG Li, YING Pengzhan. Failure analysis foundation and application[M]. Beijing: China Machine Press, 2005: 142. (in Chinese)

[15] 刘晶,张立新,白皓,等.发动机带管路液压作动筒裂纹分析[J].失效分析与预防,2014,9(3):178-182.
LIU Jing, ZHANG Lixin, BAI Hao, et al. Crack analysis of hydraulic actuating cylinder of engine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2014, 9(3): 178-182.(in Chinese)

[16] 马英广.发动机螺栓拧紧技术的研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2006.
MA Yingguang. Research on technology of tightening bolts on engine [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2006.(in Chinese)

[17] 郑敏,景绿路,张艳,等.航空卡箍失效分析[J].飞机设计,2014,34(6):71-75.
ZHENG Min, JING Lulu, ZHANG Yan, et al. Failure analysis of clamps for aviation[J]. Aircraft Design, 2014, 34(6): 71-75.(in Chinese)

[18] 孙剑飞,何雪,刘月萍,等.涂层刀具切削马氏体不锈钢的磨损机理研究[J].工具技术,2019,53(2):31-34.
SUN Jianfei, HE Xue, LIU Yueping, et al. Study on wear mechanism of tool during turning martensitic stainless steels with coated carbide tool[J]. Tool Engineering, 2019, 53(2): 31-34. (in Chinese)

[19] 刘道新,刘元镛,李东紫,等.影响微动疲劳行为的材料因素研究[J].航空材料学报,2001,21(2):18-21.
LIU Daoxin, LIU Yuanyong, LI Dongzi, et al. Investigation of material factors on fretting fatigue behavior[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2001, 21(2): 18-21. (in Chinese)

(编辑:贺红井)