航空发动机油管固定支架断裂失效分析

卜嘉利,高志坤,佟文伟,孙佳斯
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要: 为探明某航空发动机油管固定支架断裂故障的性质和原因,对断裂支架进行外观检查、断口宏观和微观分析、表面检查、成分分析、组织检查、重熔层检查和有限元分析。结果表明:支架断裂故障的性质为疲劳断裂,其原因为在装配结构拉力和振动应力共同作用下,在支架内侧表面重熔层中微裂纹处萌生了疲劳裂纹,最终导致支架断裂。建议采用激光－电解复合加工技术对支架表面进行加工以去除重熔层、微裂纹和无热影响区,并在装配过程中严格控制预紧力以提高装配质量。

关键词: 固定支架;重熔层;疲劳断裂;有限元分析;失效分析;航空发动机
中图分类号: V232.7　　**文献标识码:** A　　**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.008

Fracture Failure Analysis of Fixed Bracket for Aeroengine Oil Tube

BU Jia-li, GAO Zhi-kun, TONG Wen-wei, SUN Jia-si
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to find out the nature and cause of the fracture failure of the fixed bracket for a aeroengine oil tube, the appearance inspection, macroscopic and microscopic analysis, surface inspection, composition analysis, organization inspection, remelting layer inspection and finite element analysis of the fracture bracket were carried out. The results show that the fracture fault of the bracket is fatigue fracture, which is caused by the initiation of fatigue crack at the microcrack in the remelted layer on the inner surface of the bracket under the action of assembly structure tensile force and vibration stress. It is suggested that the surface of the bracket should be machined by laser-electrolysis to remove the remelted layer, microcracks and heat-free zone, and the pretightening force should be strictly controlled during the assembly process to improve the assembly quality.

Key words: fixed bracket; remelted layer; fatigue fracture; finite element analysis; failure analysis; aeroengine

0 引言

油管是航空发动机供油系统中的重要零部件之一,其工作状态的稳定性直接影响发动机的可靠性和使用性能。固定支架为油管的紧固件,不仅起着支撑油管的作用,而且对于减小油管在发动机工作过程中的振动具有重要作用。油管固定支架一旦失效,会使油管振动增大,甚至导致油管断裂,直接影响发动机供油系统的稳定性,从而影响发动机正常工作。某型发动机油管固定支架材料主要以 TC4 钛合金为主,该合金具有密度小、比强度大、工作环境温度高和抗腐蚀性好等特点,在航空航天飞行器上得到广泛应用[1-6]。某航空发动机油管支架在工作过程中发生了断裂故障,该支架主要加工工艺流程为热处理(淬火)、线切割(切出形状钻孔)、铣倒圆、打磨去除重熔层、钻螺纹孔对应底孔、攻螺纹。

国内外多数相关研究通常采用外观检查、断口宏观和微观分析、表面检查、材质分析等常规手段对断裂的零部件进行失效分析[7-10],只能对零部件失效断裂的类型进行定性分析。本文在常规失效分析方法基础上,加入工艺流程检查和有限元分析,不仅可以对零部件失效断裂的类型进行定性分析,还能得出具体的失效原因。

1 检测试验结果

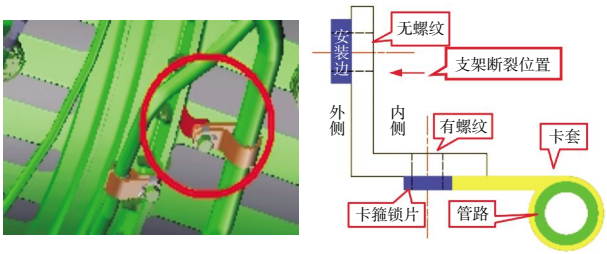
1.1 宏观检查

该支架安装于发动机顺航向右下方, 如图 1 所

收稿日期: 2018-12-10　　**基金项目:** 航空动力基础研究项目资助
作者简介: 卜嘉利(1985),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:370711861@qq.com。

引用格式: *卜嘉利,高志坤,佟文伟,等.航空发动机油管固定支架断裂失效分析[J].航空发动机,2020,46(3):40-45. BU Jiali, GAO Zhikun, TONG Wenwei, et al.Fracture failure analysis of fixed bracket for aeroengine oil tube[J]. Aeroengine, 2020, 46(3):40-45.*

示,故障支架宏观形貌如图 2 所示。断裂发生在无螺纹的安装孔附近,断裂处周围可见明显的挤压损伤痕迹。故障支架外侧有螺纹的安装孔附近表面宏观形貌如图 3 所示。从图中可见明显的偏压现象,主要集中在靠近安装边一侧,呈凹陷挤压损伤特征,挤压损伤与管路上的卡箍安装锁片形状、大小相吻合。



(a) 安装位置　　(b)结构

图 1　故障支架安装位置

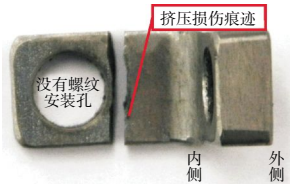


图 2　故障支架宏观图像

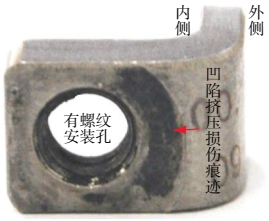


图 3　故障支架外侧有螺纹的安装孔附近表面宏观形貌

支架安装时,先将支架的无螺纹安装孔和附件机匣安装边通过螺栓相连接,然后再将支架有螺纹的安装孔和管路上的卡箍安装锁片通过螺栓相连接。支架的凹陷挤压损伤特征表明,在连接支架有螺纹的安装孔和管路上的卡箍安装锁片过程中,安装位置有一定的偏差,通过施加外力的方式将有螺纹的安装孔和管路卡箍安装锁片的安装位置对齐(如图 4 所示),然后再通过螺栓将其连接在一起,使支架受到装配结构力——拉力的作用,致使螺纹安装孔(靠近安装边一侧)附近表面和管路上的卡箍安装锁片发生挤压,这与支架外侧有螺纹安装孔附近表面有偏压现象相吻合(图 3)。

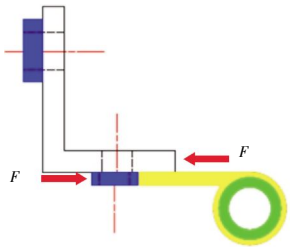


图 4　故障支架安装位置偏差

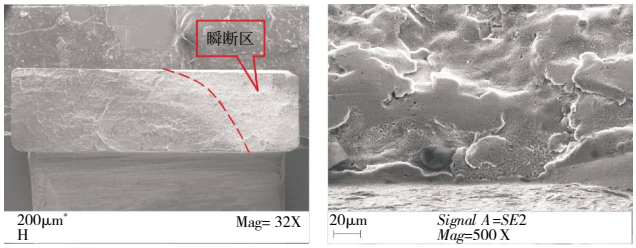
1.2　断口分析

支架断口宏观形貌如图 5 所示。从图中可见,断口呈灰白色,起伏不大,局部可见明显的磨蹭痕迹,没有明显的塑性变形,可见清晰的放射棱线和疲劳弧线,表明此断口为疲劳断口。根据疲劳弧线及放射棱线的方向判断,疲劳起始于支架内侧表面中间区域。



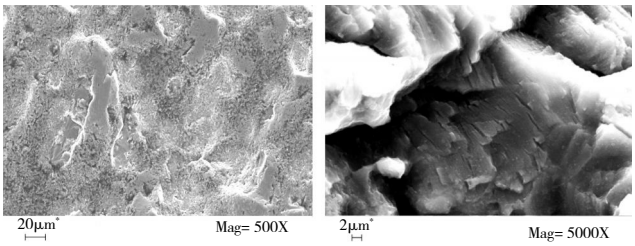
图 5　断口宏观形貌

通过扫描电镜观察,断口疲劳源区呈多源、线性特征,起源于支架内侧表面,断口表面有明显的挤压磨损痕迹,无明显的冶金缺陷,如图 6 所示。断口疲劳扩展区大部分区域呈磨损特征,如图 7(a)所示,局部区域可见较细的疲劳条带特征,如图 7(b)所示。瞬断区面积约为整个断口面积的 20%,为典型的撕裂韧窝形貌,如图 8 所示。从图中可见,韧窝沿内侧表面向外侧表面方向撕裂。



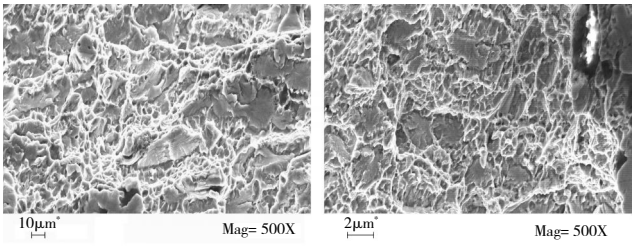
(a) 低倍　　(b) 高倍

图 6　断口源区微观形貌



(a) 磨损区　　(b) 未磨损区

图 7　疲劳扩展区微观形貌



(a) 断口侧　　(b) 对偶侧

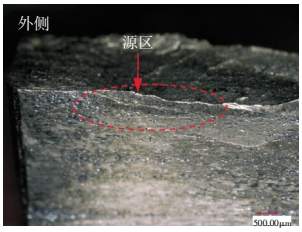
图 8　断口瞬断区微观形貌

1.3　表面检查

故障支架源区附近表面宏观放大形貌如图 9 所示。从图中可见,存在挤压磨蹭所致的凹陷现象,凹陷位置为红色虚线圆圈内。

故障支架断口疲劳源区附近表面微观形貌主要

呈挤压损伤特征，局部存在微裂纹（如图 10(a)所示）和挤压所致的褶皱（如图 10(b)所示），远离源区表面形貌如图 10(c)所示，主要为电加工痕迹，重熔层里存在微裂纹。对故障支架外侧断口附近表面放大观察，可见沿轴向的磨痕（如图 11 所示）。



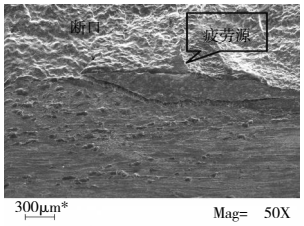
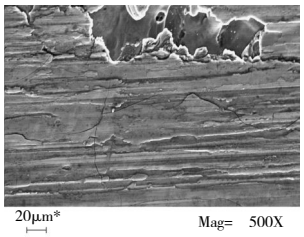


图 9 故障支架源区附近表面宏观放大形貌

(a) 源区附近低倍



(b) 源区附近高倍



(c) 远离源区表面

图 10 疲劳源区附近表面微观形貌

1.4 成分分析

对故障支架基体进行能谱分析，结果见表 1。从表中可见，主要合金元素质量分数符合技术标准要求。

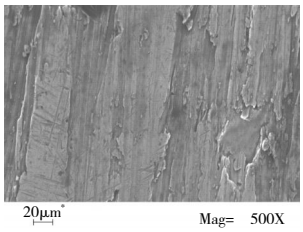


图 11 故障支架外侧断口附近表面微观形貌

1.5 组织检查

对故障支架进行金相组织检查，组织形貌如图 12 所示。从图中可见，支架为典型的($\alpha+\beta$)双态组织，组织未见异常。

表 1 故障支架基体能谱分析结果 wt%

元素	Ti	Al	V
质量分数	90.36	5.51	4.13
标准	余量	5.50 ~ 6.80	3.50 ~ 4.50

1.6 重熔层检查

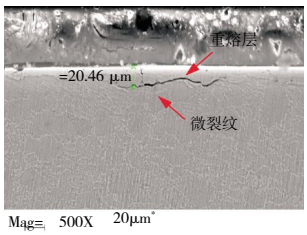
故障支架重熔层检查结果如图 13 所示。从图中可见，内侧表面有重熔层和微裂纹，重熔层厚度约为 20.46 μm，而外侧表面没有重熔层。



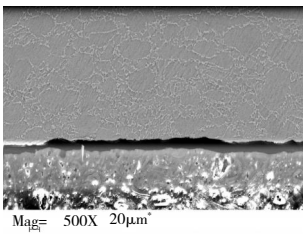
图 12 故障支架组织形貌

1.7 有限元分析

由上述分析结果可知，支架发生断裂故障应与异常的装配拉力有关，为了模拟异常装配拉力对支架的影响，对支架进行有限元分析。



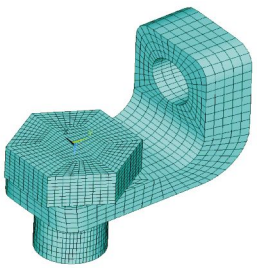
(a) 内侧表面



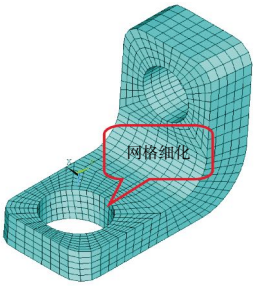
(b) 外侧表面

图 13 故障支架重熔形貌

在 ANSYS 中建立支架与螺栓的有限元模型，如图 14(a)所示，采用 20 节点 solid95 号单元进行网格划分，共划分 11295 个单元，45176 个节点，对支架故障部位进行网格细化处理，如图 14(b)所示。



(a) 螺栓



(b) 支架

图 14 支架与螺栓的有限元模型

支架通过螺栓与机匣安装边相连接，机匣安装边相对于支架刚度大、变形小，因此假设安装边固定，并限制了螺栓的平动，约束螺栓下侧的平动自由度，即模型中的 x、y 方向位移。支架通过螺栓与机匣安装边连接，固定支架下侧与安装边接触并被支撑，因此约束支架下侧的垂直自由度。定义螺栓和支架无螺纹的安装孔内表面之间为面与面接触；定义螺栓头和支架上表面之间同样为面与面接触。

为了确定螺栓的真实拧紧力矩，使用力矩扳手对螺栓进行拧紧力矩测量，结果显示螺栓的拧紧力矩为 14 N·m，采用在螺栓头部加载面力模拟拧紧力，14 N·m 拧紧力矩对应 1 MPa 的面力。

根据支架断口疲劳的起源位置、源区附近表面形貌以及支架与螺栓的连接结构，可以判断支架内侧表面受到 1 个拉力。为了模拟拉力对支架表面的影响，在安装孔附近表面区域施加垂直于安装孔表面的压应力。由于支架内侧表面受到的拉力大小无法测量，也很难评估，假设一系列的作用力，研究该拉力作用下支架和螺栓间接触情况以及随拉应力的变化规律。

加载的面力和拉力的对应关系见表 2,具体载荷加载如图 15 所示。

表 2　加载面力与拉力的对应关系

支架拉力 /N	2063	3439	4127	5502	6878
加载面力 /MPa	30	50	60	80	100

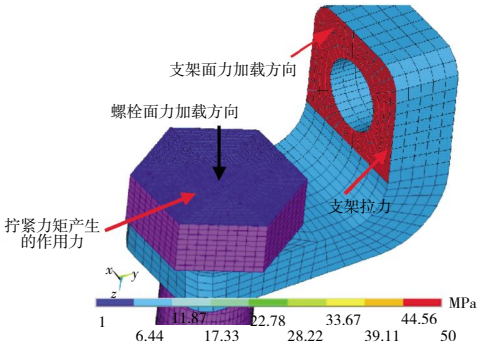


图 15　模型载荷

支架与螺栓的变形如图 16 所示。支架内侧表面在拉力的作用下,使支架右侧向右发生变形,整个支架翘起。在螺栓与支架无螺纹安装孔连接区域,由于受螺栓和机匣安装边的位移限制,接触面出现局部接触,在支架不同拉力的作用下,接触面挤压应力如图 17 所示。只在故障部位附近接触,且在故障部位产生较大的局部挤压应力。局部挤压应力随加载载荷的变化如图 18 所示。从图中可见,故障位置附近的局部挤压应力随支架所受的拉力呈线性变化,局部挤压应力随支架所受拉力的增大而增大。

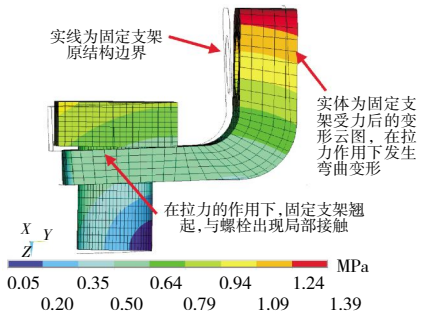
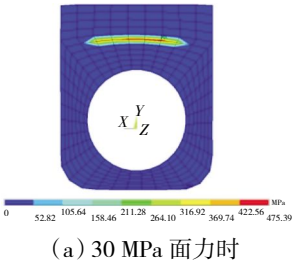
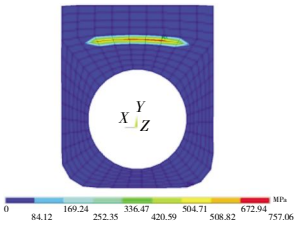


图 16　固定支架与螺栓的变形

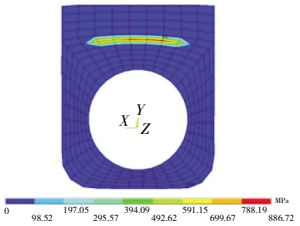
有限元分析结果表明,支架在拉力的作用下,螺栓与故障部位(无螺纹的安装孔附近)会发生局部接触,产生较大的局部挤压应力,导致故障部位易形成应力集中和发生挤压磨损,从而破坏故障部位的表面完整性。



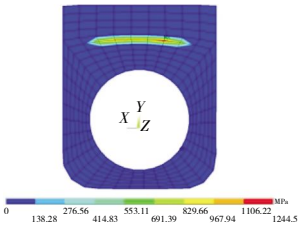
(a) 30 MPa 面力时



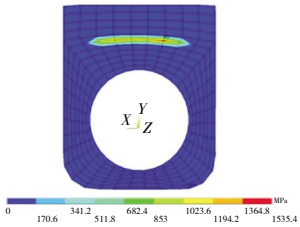
(b) 50 MPa 面力



(c) 60 MPa 面力时



(d) 80 MPa 面力时



(e) 100 MPa 面力时

图 17　接触面挤压应力分布

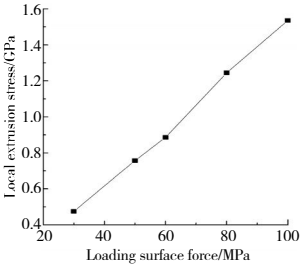


图 18　局部挤压应力随加载面力的变化

2　故障原因分析

根据故障检测试验结果对故障原因进行如下分析。

(1)材质正常。由扫描电镜观察结果可知,断口未见冶金缺陷;金相检查也未发现组织异常;能谱分析表明该故障支架成分符合 TC4 钛合金技术要求,综上所述,该故障支架材质正常。

(2)多源、线性疲劳。由断口宏、微观观察结果可知,故障支架多源、线性疲劳起始于螺栓孔边缘内侧表面,说明疲劳裂纹萌生起始应力较大;扩展区断口起伏不大,疲劳条带细腻,挤压磨损特征明显,瞬断区面积约为整个断口面积的 20%，表明疲劳裂纹扩展应力不大。

(3)有微裂纹、褶皱和凹陷。从源区附近表面观察结果可见,源区附近有微裂纹、褶皱和凹陷现象,表明故障支架与配合螺栓存在挤压磨蹭。

(4)未去除重熔层。组织检查时发现,支架外侧表面没有重熔层,而故障支架内侧表面有重熔层且存在微裂纹,表明该故障支架没有按照加工工艺流程要求打磨去除重熔层。钛合金表面有重熔层且重熔层中有微裂纹,这样会加剧钛合金表面的缺口敏感性,降低钛合金表面的抗疲劳性能[11]。在振动应力和结构拉力的共同作用下,支架内侧表面重熔层中微裂纹萌生为

疲劳裂纹,最终导致支架断裂。为了达到支架去除重熔层、微裂纹和无热影响区的效果,可采用激光 - 电解复合加工技术进行加工[12]。

(5)存在装配结构拉力。有限元分析结果表明,故障支架断裂位置存在偏压和应力集中,这与源区附近表面观察结果相吻合,说明故障支架的断裂与源区附近表面的挤压磨蹭和应力集中有关,进一步证明支架有装配结构拉力的存在。建议支架在进行装配时控制预紧力,提高装配质量和可靠性[13-18]。

综上所述,故障支架内侧表面受到较大的振动应力和装配结构拉力作用,内侧表面重熔层中存在微裂纹, 在较大的振动应力和拉力作用下萌生疲劳裂纹,是导致故障支架断裂的主要原因[19]。

3 结论

(1)支架断口性质为多源疲劳,疲劳起源于支架内侧表面;

(2)支架疲劳断裂与冶金缺陷和材质无直接关系;

(3)在振动应力和装配结构拉力的共同作用下,支架内侧表面重熔层中的微裂纹萌生为疲劳裂纹,最终导致支架断裂故障的发生。

参考文献:

[1] 张庆玲,王庆如,李兴无.航空用钛合金紧固件选材分析[J].材料工程,2007(1):11-18.
ZHANG Qingling,WANG Qingru,LI Xingwu. Materials selection analysis for titanium alloy fasteners in aviation industry[J]. Journal of Materials Engineering,2007(1): 11-18.(in Chinese)

[2] 庞小超,白明远.钛合金螺栓断裂原因分析[J].失效分析与预防,2001,6(3):182-185.
PANG Xiaochao,BAI Mingyuan. Analysis of fracture causes of titanium alloy bolts[J]. Failure Analysis and Prevention,2001,6(3):182-185.(in Chinese)

[3] 付艳艳,宋月清,惠松骁.航空用钛合金的研究与应用进展[J].稀有金属,2006,30(6):850-856.
FU Yanyan,SONG Yueqing,HUI Songxiao,et al. Research and application of typical aerospace titanium alloys [J].Chinese Journal of Rare Metals,2006,30 (6):850-856.(in Chinese)

[4] 魏鑫,赵兴东,李昌永,等.热处理制度对 TC4 钛合金风扇盘组织和性能的影响研究[J].中国材料进展,2017,36(7):588-592.
WEI Xin,ZHAO Xingdong,LI Changyong,et al. Effects of heat treatment on microstructure and mechanical properties for TC4 fan disk[J]. Materials China,2017,36(7):588-592.(in Chinese)

[5] 王付胜,王艾伦,陈亚军,等. 航空 TC4 钛合金高温力学性能[J].热加工工艺,2017,46(10):86-90.
WANG Fusheng,WANG Ailun,CHEN Yajun,et al. High temperature mechanical properties of aeronautical TC4 titanium alloy [J].Hot Working Technology,2017,46(10):86-90.(in Chinese)

[6] 陈皎,程礼,焦胜博,等.TC4 钛合金超高周次轴向振动疲劳试验[J].实验力学,2017,32(2):257-264.
CHEN Jiao,CHENG Li,JIAO Shengbo,et al. Ultra-high cycle axial vibration fatigue experiment of titanium alloy TC4[J].Journal of Experimental Mechanics,2017,32(2):257-264. (in Chinese)

[7] 常鑫.航空用钛合金紧固件选材分析水泵泵体连接螺栓的断裂失效分析研究[J]. 机械工程与自动化,2019(1): 143-146.
CHANG Xin. Fracture failure analysis of connection bolt of pump body [J]. Mechanical Engineering & Automation,2019 (1): 143-146. (in Chinese)

[8] 黄兆东,何自,李楠. 乘用车左悬置连接支架的断裂失效分析 [J]. 机械制造 ,2018(12): 21-24.
HUANG Zhaodong,HE Zi,LI Nan. Breakage failure analysis of left suspension connecting bracket of passenger car [J]. Machinery,2018 (12): 21-24. (in Chinese)

[9] Molaei S,Alizadeh R,Attaria M,et al. A failure analysis study on the fractured connecting bolts of a filter press[J].Case Studies in Engineering Failure Analysis,2015(4): 26-38.

[10] Marcelo A L,Uehara A Y,Utiyama R M. Fatigue properties of high strength bolts[J]. Procedia Engineering,2011 (10):1297-1302.

[11] 佟文伟,王理,张开阔,等.某型航空发动机散热器支架断裂失效分析[J].航空发动机,2011,37(6):43-46.
TONG Wenwei,WANG Li,ZHANG Kaikuo,et al. Fracture failure analysis of radiator support for an aeroengine[J].Aeroengine,2011,37(6):43-46.(in Chinese)

[12] 王琦,梁养民,赵海艳.涡轮叶片气膜酷孔复合加工技术研究[C]// 探索 创新 交流——第六届中国航空学会青年科技论坛文集 (上册).北京:中国航空学会,2014:684-687.
WANG Qi,LIANG Yangmin,ZHAO Haiyan.Study on the combines machining technology of turbine blade film holes[C]// Explore Innovation and Exchange-Collection of the 6th China Aviation Academy Youth Technology BBS (Volume 1 of 2).Beijing:CSAA,2014:684-687.(in Chinese)

[13] 应书勇.螺纹连接预紧力在机载发射装置中的应用[J].航空兵器,2007(6):59-62.
YING Shuyong. Application of preloading of screw thread connection for aircraft launcher[J]. Aero Weaponry, 2007(6) : 59-62. (in Chinese)

[14] 徐礼超,郑松林.缸盖螺栓拧紧力矩对发动机机体振动影响的试验研究[J].机电工程技术,2006,35(10):37-39.
XU Lichao, ZHENG Songlin.Experimental study on influence of tightening torque of cylinder head bolts to engine body vibration [J]. Mechanical & El ectrical Engineering Technology,2006,35 (10): 37-39.(in Chinese)

[15] 贾晓娇,张晓斌,于建郑,等.大规格螺栓螺母拧紧力矩与预紧力关系研究[J].航天标准化,2015(3):1-5 .
JIA Xiaojiao,ZHANG Xiaobin,YU Jianzheng, et al. Study on the relationship between tightening torque and pretension force of large size bolt and nut [J]. Aerospace Standardization,2015 (3):1-5.(in Chinese)

[16] 黄金昌,王晓冬.复合材料夹层连接螺栓拧紧力矩试验研究[J].飞机设计,2009,29(2):32-35.
HUANG Jinchang,WANG Xiaodong.Study on tightening moment test of joint bolt in sandwich of composites [J]. Aircraft Design,2009,29(2):32-35.(in Chinese)

[17] 刘旭波.螺栓拧紧力矩对复合材料连接强度影响试验研究[J].科技创新导报,2014(29):26.
LIU Xubo.Experimental study on the influence of screw tightening torque on the strength of composite material[J]. Science and Technology Innovation Herald,2014(29):26. (in Chinese)

[18] 李东东,谷胜民,刘涛,等.钛合金螺栓与自锁螺母咬死故障原因分析[J].失效分析与预防,2012,7(4):235-239.
LI Dongdong,GU Shengmin,LIU Tao,et al. Analysis on jamming failure between titanium alloy bolt and self-locking nut [J]. Failure Analysis and Prevention,2012,7(4):235-239. (in Chinese)

[19] Hascalik A,Caydas U.Electrical dis-charge machining of titaniumalloy (Ti-6AL-4V) [J].Applied Surface Science,2007,253 (22): 9007-9016.

(编辑:刘　静)