

doi: 10.11933/j.issn.1007-9289.20180330002

某无人机螺旋桨联接螺栓断裂失效的多学科分析与改进

朱有利, 侯 帅, 杜晓坤, 倪永恒, 李占明

(陆军装甲兵学院 装备保障与再制造系, 北京 100072)

摘 要: 某型无人机在试飞试验中螺旋桨的4根30CrMnSiA联接螺栓发生早期断裂失效故障。综合材料失效分析、表面完整性分析、断裂强度分析、结构动力学分析、载荷-时间历史分析、螺纹联接设计分析和螺纹加工工艺分析的多学科分析方法, 确定了造成接螺栓早期断裂失效的多重因素。结果表明, 除4号螺栓外, 其余3根螺栓均属于疲劳断裂失效。造成疲劳断裂的主要原因如下: 该无人机海运中联接螺栓未进行腐蚀防护, 导致螺栓遭受了海洋大气环境腐蚀, 加上较大的螺栓预紧力, 螺纹根部产生了腐蚀剥落和应力腐蚀损伤, 大幅降低了螺栓的抗疲劳性能; 试飞时发动机工作转速与螺旋桨的1节径3阶模态固有频率吻合, 致使螺旋桨产生了共振, 从而使联接螺栓遭受了共振疲劳载荷作用。在此基础上提出抗疲劳建议: 在储运和使用中对螺栓进行腐蚀防护; 避免发动机长时间工作在共振转速附近; 应采用滚压加工螺纹以提高螺栓的疲劳强度; 调整螺旋桨盘螺栓孔的位置, 降低螺栓工作载荷; 将螺钉联接设计改为螺栓联接设计, 以避免铝合金内螺纹变形; 适当减小螺栓预紧扭矩, 以降低疲劳载荷的平均应力水平。

关键词: 无人机; 螺栓; 疲劳断裂; 应力腐蚀; 共振

中图分类号: V267.45

文献标志码: A

文章编号: 1007-9289(2018)04-0055-09

Multi-disciplinary Analysis and Improvement on Fracture Failure of Propeller's Connection Bolts of a Pilotless Aircraft

ZHU You-li, HOU Shuai, DU Xiao-kun, NI Yong-heng, LI Zhan-ming

(Department of Equipment Support and Remanufacturing, Army Academy of Armored Forces, Beijing 100072)

Abstract: Four connection bolts made of 30CrMnSiA high strength steel of the propeller on a pilotless aircraft broke prematurely during a test fly. Multi-disciplinary analysis combining material failure analysis, surface integrity analysis, fracture strength analysis, structural dynamic analysis, loading history analysis, bolts connection design analysis and thread processing analysis methods were used to find the causes of the premature failure comprehensively. Results show that bolts No.1 to No.3 are broken due to fatigue fracture, while bolt No.4 suffers from over load failure. Causes of the failure are as follows. The pilotless aircraft was ocean shipped without corrosion protection of the connection bolts, resulted in corrosion of the bolts. Exfoliation and stress corrosion damage were formed on the surface of the thread due to higher moment of pretension in corrosion environment, which notably reduced the fatigue performance of the bolts. During the test fly, engine rotor ran at a speed nearby the first nodal diameter and the third resonance frequency of the propeller and led to resonance vibration of the propeller, which in turn resulted in fatigue loading of the bolts. To avoid fatigue failure, the following measures are proposed. In storage and conveyance, the bolts should be protected from corrosion attack. The engine running at frequencies around resonance frequency of the propeller should be avoided. Using cold rolled bolts can be used to enhance fatigue performance of the bolts. The position of connection bolts can be used adjusted to reduce service load. Instead of screw connection, bolt connection can be used to avoid deformation of the aluminum internal thread. Decreasing moment of pretension of the bolts is to reduce fatigue mean stress level.

Keywords: pilotless aircraft; bolts; fatigue fracture; stress corrosion; resonance vibration

收稿日期: 2018-03-30; 修回日期: 2018-06-29

网络出版日期: 2018-07-04 15:34; 网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3905.TG.20180704.1534.002.html>

通信作者: 朱有利 (1962—), 男 (汉), 教授, 博士; 研究方向: 失效分析、疲劳与断裂; **E-mail:** zhuyi2011@sina.com

基金项目: 北京市自然科学基金 (309327)

Fund: Supported by Beijing Municipal Natural Science Foundation (309327)

引用格式: 朱有利, 侯帅, 杜晓坤, 等. 某无人机螺旋桨联接螺栓断裂失效的多学科分析与改进[J]. 中国表面工程, 2018, 31(4): 55-63.

ZHU Y L, HOU S, DU X K, et al. Multi-disciplinary analysis and improvement on fracture failure of propeller's connection bolts of a pilotless aircraft[J]. China Surface Engineering, 2018, 31(4): 55-63.

0 引言

螺纹联接是一种常见的机械联接方式,在运载机械中,如飞机、车辆和舰船等,螺栓常用来联接结构件并传力。服役于动载机械结构上的螺栓常会因为大载荷和恶劣的服役环境而发生断裂失效故障,如过载断裂、疲劳断裂和应力腐蚀开裂等。联接螺栓断裂失效如果发生在航空结构中,常会造成严重事故,根据 Campbell G S 和 Lahey R T C 的统计^[1],在因疲劳断裂而引起的严重航空失效事故中,螺栓的疲劳断裂失效比例最高,约占 25%。疲劳断裂理论与技术体系的不断发展与完善为提高机械结构和零部件的疲劳可靠性提供了重要的理论基础与技术保障,其中失效分析技术是除抗疲劳设计与制造之外的重要学科分支,所谓“失败是成功之母”,失效分析是机械产品由“失败”走向“成功”的必由之路,每一次设计与制造改进的背后都隐含着由失效分析而得到的知识与经验。特别是新型机械设备的研发,往往缺乏实际服役数据,常需要投入应用后若干年才能得到可靠性改善,但投入巨大。对传统机械日积月累的失效分析经验和数据为此提供了弥足珍贵的设计和研发依据。

传统的机械失效分析方法主要强调断口形貌和材料组织成分分析,以便确定失效模式和造成失效的组织成分缺陷与加工工艺^[2]。但规模化制造的运载机械零部件,往往有严格、可控的热处理工艺工装,一般很难出现问题。这一点在文献^[1]的统计中已充分体现,在其统计的 450 起固定翼飞机零件疲劳案例中,因热处理不当而引发的仅占 0.9%。疲劳断裂失效有典型的多因素、多学科交叉特点,其疲劳可靠性受到众多因素的制约,涉及到材料学、力学、机械设计与制造,表面完整性,以及使用维修和环境等。这要求疲劳断裂失效分析的工作应综合运用以上多学科的知识,全面查找造成失效的原因,排查可能招致疲劳破坏的所有隐患,从而为机械零件的设计制造提供尽可能全面的抗疲劳改进方案。

国内外关于机械装备联接螺栓的疲劳断裂有大量的失效分析案例^[3-5],但为什么螺栓疲劳断裂事故依然频发?疲劳断裂的多学科,多因素特点可能是问题的关键点。文中的无人机螺旋桨联接

螺栓断裂失效就是这类问题的一个典型案例,它涉及的具体问题包括,应力集中、应力腐蚀、表面完整性、结构共振、螺纹加工工艺、螺栓联接设计、螺旋桨盘联接设计、法兰盘材料、螺栓安装预紧力、螺栓静强度和断裂强度分析等。显然,单一的断口形貌和材料组织成分分析已不能满足该案例的分析要求,需要从多学科、多因素考虑,联合采用材料失效分析,表面完整性分析、结构动力学分析、螺栓联接设计、断裂强度分析,结合该无人机的服役环境历史和发动机转速时间曲线对引起联接螺栓疲劳断裂的直接和潜在因素进行综合分析,并在此基础上,针对每个方面给出设计制造和使用的改进方案,为该类机械联接的疲劳失效提供基于多学科交叉的综合分析方法。

1 失效背景

某型无人机试飞试验中,飞行约 7 min 时联接螺旋桨盘的 4 根联接螺栓发生了断裂失效故障,如图 1 所示。图 2 是发动机输出轴、法兰盘和螺栓联接示意图。螺栓材料为 30CrMnSiA(等温淬火),法兰盘材料为铝合金,螺旋桨材料为桦木。根据国标 GB3098.1—1982,联接螺栓性能级别为 12 级。设计要求螺栓材料的拉伸强度极限为 $\geq 1\,200\text{ MPa}$,螺栓直径为 M8。30CrMnSiA 具有较高的强韧性,良好的抗疲劳性能和断裂韧度和低的疲劳裂纹扩展速率^[6]。静强度分析表明,4 根螺栓可以承受约 17 000 kg 的拉伸载荷。正常情况下螺栓所承受的拉伸载荷主要是预紧力。螺旋桨的推力方向指向联接法兰盘面,因此不会对螺栓造成拉力作用。螺旋桨盘通过上下法兰盘之间的摩擦力传递扭矩,4 根联接螺栓仅为螺旋桨盘提供夹紧力。

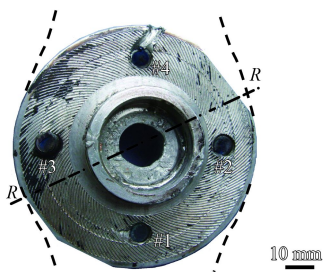


图1 断裂失效的螺栓与螺旋桨盘

Fig.1 Fracture failed bolts with propeller flange disk

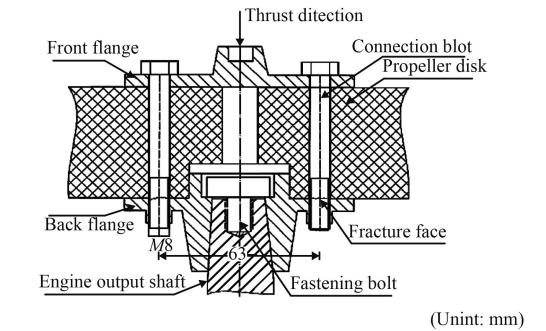


图 2 发动机输出轴、法兰盘和螺栓联接示意图

Fig.2 Schematic of the engine output shaft, flange and the connection bolts

表 1 螺栓材料化学成分

Table 1 Chemical composition of the bolts								(w / %)
Element	Mn	Cr	Si	C	S	P	Ti	Fe
Sample content	0.95	1.08	0.99	0.32	0.011	0.012	0.014	Bal.
Standard	0.8-10	0.8-1.10	0.9-1.20	0.27-0.32	<0.035	<0.035		Bal.

2.2 硬 度

分别由 2、3 号螺栓取样, 从螺栓中心到边缘取 5 点, 对断裂螺栓取 5 点进行硬度测试, 结果分别为 41.8、42.6、42.1、41.9、41.6 和 42 HRC, 取其平均值为 42 HRC, 满足技术要求 34.5~47 HRC。

2.3 拉伸强度

由 5 号螺栓 (伴随备用螺栓) 取样根据国标 GB228-2002 在 CMT4305 拉伸试验机上进行了拉伸试验。表明拉伸强度为 $\sigma_b=1\ 280\ \text{MPa}$, 满足技术要求 $\geq 1\ 200\ \text{MPa}$ 。

2.4 金相组织

金相检验在 1 号螺栓断口下约 1 mm 处取样。镶样后经粗磨、细磨和抛光处理, 之后用苦味酸盐酸酒精溶液进行化学侵蚀。图 3 表明螺栓

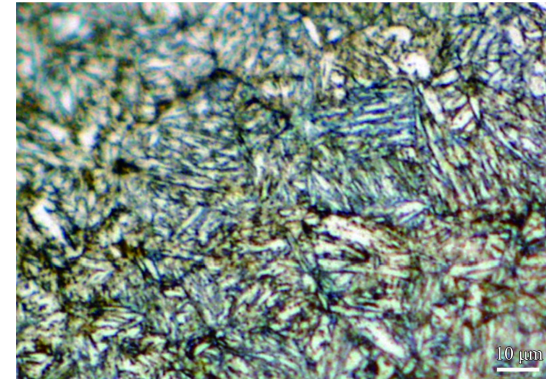


图 3 1 号螺栓材料显微组织

Fig.3 Microstructure of bolt No.1

正常工作时, 螺栓不会承受螺旋桨盘和法兰盘之间的剪切作用。法兰盘上表面加工有滚花, 用来增加摩擦力。由图可见, 4 根螺栓的断裂面均处于后法兰盘与螺旋桨盘接触面的螺纹部分。

2 螺栓材料分析

2.1 化学成分

在断裂螺栓上取样进行化学成分分析, 结果见表 1。可见, 断裂螺栓的化学成分满足技术要求。

材料的显微组织室温为下贝氏体+少量的板条状马氏体, 为 30CrMnSiA 等温淬火和回火处理工艺得到的正常组织。

3 螺栓断口分析

图 4 是 1 号螺栓断口的宏观形貌。可清楚地观察到断口表面的贝纹线。贝纹线是疲劳断裂的宏观特征, 出现在疲劳裂纹扩展区。贝纹线是以疲劳源区为中心, 与裂纹扩展方向正交的弧形线。断口下方区域 (黑色点划线) 纹理较细腻、平坦, 呈半椭圆形, 这是疲劳裂纹源区, 该区内裂纹扩展速率低, 裂纹面收到反复挤压与摩擦, 因此相对细腻、平坦。断口上方区域 (黑色虚线) 纹理粗糙, 为瞬断区由于裂纹扩展至净截面的应力

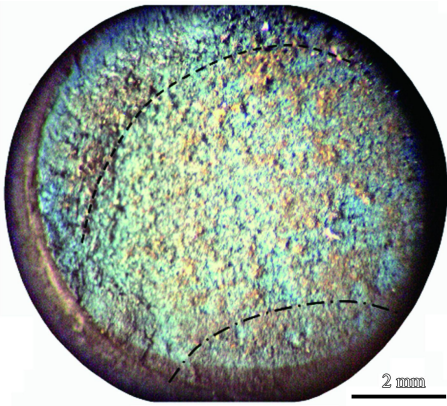


图 4 1 号螺栓断口宏观形貌

Fig.4 Fracture macroscopic morphology of bolt No.1

达到断裂应力发生瞬断，该区具有静载断裂特征。两线之间为裂纹扩展区。

对裂纹扩展区进行了扫描电镜观察，显示有明显的疲劳条带特征 (图 5)。图 6 是由扫描电镜观察到的瞬断区形貌，显示有大量的韧窝形撕裂。以上分析表明 1 号螺栓为单侧弯曲疲劳断裂。

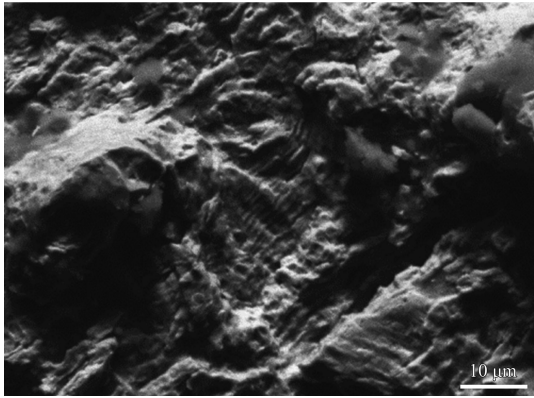


图 5 1 号螺栓断口扩展区疲劳条带形貌

Fig.5 Fatigue striation mophology in the crack extension area of bolt No.1

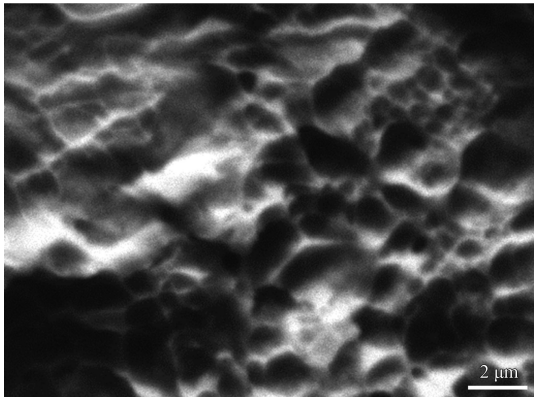


图 6 1 号螺栓断口瞬断区韧窝形撕裂形貌

Fig.6 Dimples and tearing morphology in final crack zone of bolt No.1

图 7 是 2 号螺栓的断口宏观形貌。可清楚地观察到断口表面的贝纹线。黑色点划线左右两侧为裂纹起始和扩展区，点划线之间的区域纹理很粗大，为瞬断区。左右两个裂纹源区沿螺纹根部较长的圆弧分布，(如图 7 粗实线所示) 且有较多的疲劳台阶，属多源疲劳，说明螺纹根部应力集中严重，表面可能存在缺陷。多源断口的源区由于存在疲劳台阶，因而相对比较粗糙。扫描电镜观察表明，2 号螺栓裂纹扩展区有明显的疲劳条带特征 (图 8)。瞬断区有大量的韧窝形撕裂。以上

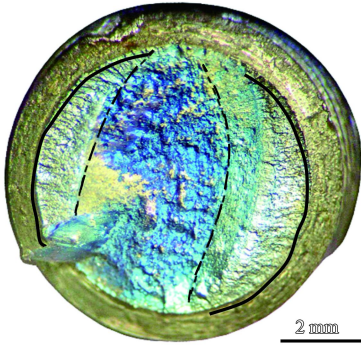


图 7 2 号螺栓断口宏观形貌

Fig.7 Fracture macroscopic morphology of bolt No.2

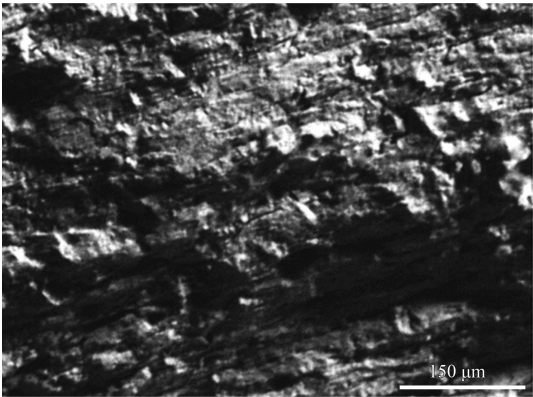


图 8 2 号螺栓断口扩展区疲劳条带形貌

Fig.8 Fatigue striations morphology in the crack extension area of bolt No.2

表明，2 号螺栓为双侧弯曲疲劳断裂。

3 号螺栓断口的宏观和微观特征与 2 号螺栓基本相同，同样为双侧弯曲疲劳断裂。4 号螺栓断口与 1~3 号螺栓不同，宏观和微观观察未发现疲劳断裂特征。整个断口表面纹理很粗大 (图 9)，有广布的韧窝形撕裂 (图 10)，并有剪切唇，说明

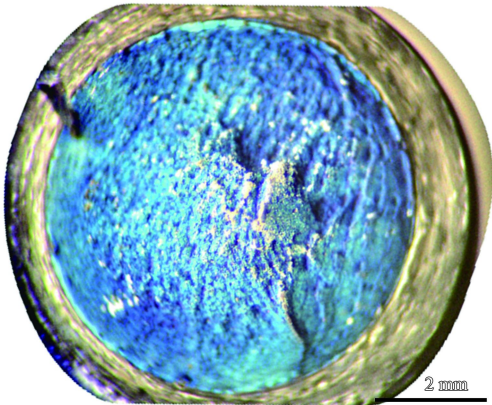
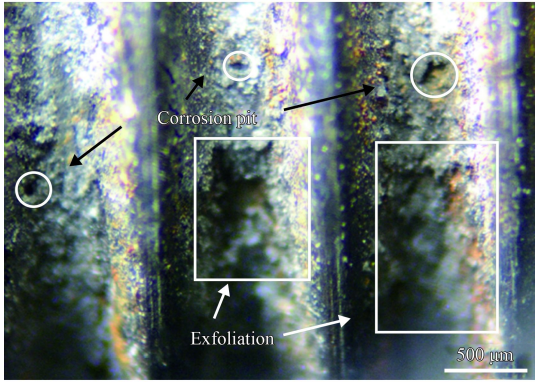
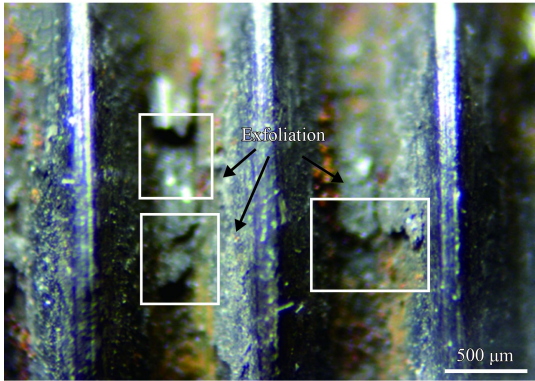


图 9 4 号螺栓断口宏观形貌

Fig.9 Fracture macroscopic morphology of bolt No.4



(a) Corrosion pit and exfoliation character



(b) Exfoliation character

图 10 螺纹表面的典型形貌

Fig.10 Typical morphologies of thread surface

断裂时承受的载荷很大，为过载引起的瞬断。也说明 4 号螺栓最后断裂，断裂瞬间沿切向飞出，在后法兰盘上留下了很深的划痕 (见图 1)。

4 螺纹的表面完整性分析

很久以来就认识到“表面完整性”对构件疲劳性能的影响^[7-8]，并提出了“光洁度的强度”(The Strength of the Smoothness)的概念^[9]。随着对机械结构疲劳可靠性要求的不断提高，疲劳断裂和抗疲劳制造领域开始越来越多地关注表面完整性问题，并从疲劳失效分析，抗疲劳强化和抗疲劳设计等不同角度展开了研究与应用工作^[10-14]。这是由于疲劳总是攻击构件上最薄弱的环节，而表面往往是材料最薄弱的部位 (大应力、缺陷集中)。腐蚀坑、应力腐蚀微裂纹、晶间氧化腐蚀微裂纹、加工刀痕、划伤、异物损伤 (Foreign object damage, FOD)、加工变质层等表面完整性破坏，往往由于局部应力集中会引发疲劳裂纹并加速裂纹扩展速度。因此，对承受疲劳载荷作用的零件应对其表面完整性引起足够的重视。

图 10(a)(b) 分别是体视显微镜下观察 1 号和 2 号螺栓的螺纹表面典型形貌，表明已产生了严重锈蚀，螺纹根部有大量的腐蚀坑和剥落。另扫描电镜表明，在 1 号螺栓断口附近螺纹根部显示有泥状花样 (图 11)，表明产生了应力腐蚀裂纹^[15]。对该处的 EDS 能谱分析表明，螺纹根部表面有氯化钠、氧化铁等腐蚀介质和产物 (图 12)。经委托方证实，该无人机在试飞前曾经历约 1 个月的海上托运，联接螺栓并未进行防腐处理，导致螺栓在预紧力和海洋大气环境腐蚀下产生了腐蚀损伤和应力腐蚀。螺纹根部的应力腐蚀微裂纹和腐蚀坑会加剧该部位的应力集中，大幅降低螺栓的疲劳强度。表面完整性分析表明在储运和服役中应对螺栓连接部位进行腐蚀防护，同时，装配时应采用湿装配，在联接螺栓或螺纹孔中涂防腐液，防腐液会渗透到受损的螺栓表面起防腐作用，以避免环境腐蚀造成的表面损伤。

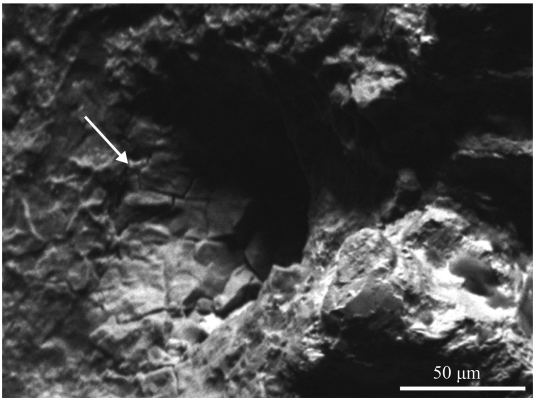


图 11 螺纹根部应力腐蚀微裂纹形貌 (1 号螺栓)

Fig.11 Morphology of stress corrosion cracks from thread root (bolt No.1)

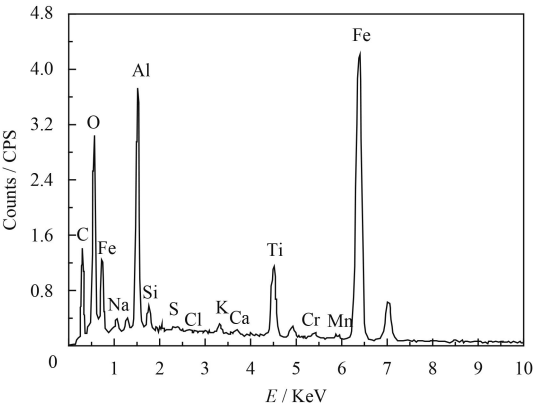


图 12 1 号螺栓螺纹根部裂纹源区的 EDS 能谱图

Fig.12 EDS of thread root crack initiation area of bolt No.1

5 螺栓预紧力和强度校核分析

5.1 螺栓许用预紧力和预紧扭矩计算

螺纹联接预紧的目的是避免被联接件出现缝隙和相对滑动,通过适当选取较大预紧力可提高联接强度。但一般联接用钢制螺栓所受应力不应超过80% σ_s , σ_s 是螺栓材料的屈服强度。对合金钢螺栓预紧力 Q_p 可按照式(1)计算^[16]:

$$Q_p = (0.5 \sim 0.6) \sigma_s A_1 \quad (1)$$

式中: $A_1 = \pi d^2/4$, d 是螺栓的小径。对于 M8 的粗牙螺栓, $d = 6.647 \text{ mm}$, $\sigma_s = 1\ 160 \text{ MPa}$, 代入到式(1)可得到许用预紧力为:

$$Q_p = (20\ 126 \sim 24\ 152) \text{ N} \quad (2)$$

许用预紧扭矩可按照式(2)计算:

$$T = 0.2 Q_p D \quad (3)$$

式中 D 是螺栓的公称直径。因此,得到许用预紧扭矩为:

$$T = (32.2 \sim 38.6) \text{ Nm} \quad (4)$$

5.2 预紧力作用下螺栓的静强度校核

对于承受预紧力的紧螺栓联接,安装时在预紧扭矩 T 的作用下,螺栓除承受预紧力 Q_p 外,还承受扭转力矩 T ,工作应力包括拉伸应力和扭剪应力。其中,拉伸应力为^[16]:

$$\sigma = \frac{Q_p}{\pi d^2/4} \quad (5)$$

扭剪应力为: $\tau = 0.5\sigma$ 。

根据第四强度理论可求出当量应力为:

$$\sigma_{ca} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \approx 1.3\sigma = \frac{1.3Q_p}{\pi d_1^2/4} \quad (6)$$

对于紧螺栓联接,控制预紧力时螺栓材料的许用应力为: $\sigma = \sigma_s/s$, $s = 1.2 \sim 1.5$ 。

由拉伸试验测得的螺栓材料屈服极限为 $1\ 160 \text{ MPa}$ 。根据委托方提供的数据,联接螺栓的预紧扭矩为 35 Nm 。可得到螺栓的实际预紧力为:

$$Q_p = 21\ 875 \text{ N} \quad (7)$$

实际当量应力为:

$$\sigma_{ca} = 819.5 \text{ MPa} \quad (8)$$

取 $s = 1.35$, 得 30CrMnSiA 螺栓的许用应力为: $[\sigma] = 859.3 \text{ MPa}$ 。可见, $\sigma_{ca} < [\sigma]$, 因此,所施加的预紧扭矩满足螺栓的强度要求。但同时也注意到当量应力接近许用应力。

5.3 预紧力作用下螺栓的断裂强度校核

螺栓根部有较强的应力集中,加之 30CrMnSiA 高强钢对应力集中敏感,如果预紧扭矩过大易造成过载断裂。以下对在预紧力作用下螺纹根部的应力强度因子 K 进行计算,以校核螺栓在预紧力作用下的断裂强度。将螺纹深度 a 假设成裂纹,螺纹应力强度因子计算公式^[17]为:

$$K = \alpha F(d/D) \sigma \sqrt{\pi a} \quad (9)$$

式中, σ 为名义应力。 α 为螺纹间干涉系数,对于普通粗牙螺纹, $\alpha = 0.81$ 。

$$F(r) = 0.5r^{1/2} + 0.25r^{3/2} + 0.188r^{5/2} - 0.182r^{7/2} + 0.366r^{9/2} \quad (10)$$

式中 $r = d/D$ 。根据(3)式可得到螺栓的名义应力 $\sigma = 630.4 \text{ MPa}$ 。将有关参数代入(5)~(6)式得:

$$\begin{aligned} F(d/D) &= 0.827\ 25 \\ K &= 19.5 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{-1/2} \end{aligned} \quad (11)$$

根据材料手册查得 30CrMnSiA 高强钢的断裂韧性 K_{IC} 为 $85.6 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 之间^[18]。因此, $K < K_{IC}$, 即在 35 Nm 的预紧扭矩作用下螺栓不会发生过载断裂失效。

强度校核分析也从侧面验证了断口分析的结论。另外还表明,在保证摩擦联接可靠性的前提下,应适当减小螺栓预紧扭矩,以降低疲劳载荷的平均应力水平。

6 螺旋桨结构动力学与转速曲线分析

正常工作状态下,联接螺栓基本不受疲劳载荷作用,所以,造成疲劳断裂的原因除材料表面状态因素外一定另有因素。螺旋桨的动力响应对联接螺栓的受力有直接的响。螺旋桨振动会使联接螺栓产生动应力,并可能导致振动疲劳破坏。以下对螺旋桨进行结构动力学模态分析,以研究可能造成疲劳破坏的结构动力学因素。图 13 是螺旋桨的有限元模型,所用单元为 ANSYS Solid45 三维实体单元。

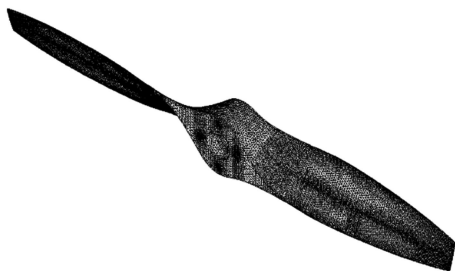


图13 螺旋桨的动力学分析有限元模型

Fig.13 Finite element model for dynamic analysis of the propeller

6.1 螺旋桨的动力学有限元模型

按照联接法兰盘和螺旋桨的联接方式,对前后两个联接盘压紧面上的节点施加了零位移约束。考虑螺旋桨的旋转对称性,为减小模型规模,采用了旋转对称结构的模态分析建模方法^[19],因此,单个扇区的有限元模型为以直径平面为分界的半模型。考虑了离心力造成的结构变形和应力刚化效应(约束预应力模态)。特征值和特征向量解法采用了分块 Lanczo 算法,提取了前5阶模态。单元总数 391 346,方程总数 122 289。发动机转速由 0 至 8 400 r/min,以 1 200 r/min 为增量,共分析了 9 种转速下的模态问题。

6.2 结构模态与发动机转速曲线分析

螺旋桨耦合振动的共振条件为:①螺旋桨耦合振动固有频率与激振频率相等。②激振力的谐波数 k 与螺旋桨耦合振动时的节径 m 相等。

图14是根据有限元模态分析得到的1节径下的第一至第五阶坎贝尔图(Campbell)。可见,在螺旋桨工作转速范围内(6 000~7 000 r/min),1节径的三阶和四阶固有频率和相应的激振频率线都有交点,因此很可能引起1节径下的三阶和四阶共振。其中,与三阶固有频率的交点为 6 180 r/min,与四阶固有频率的交点为 6 750 r/min。对照委托单位提供的发动机实时转速-时间曲线(图15),发现在最初的 20~173 s 内发动机转速约在 6 170~6 300 r/min,该转速与三阶固有频率较为吻合。之后,转速波动开始增大,至 367 s (37 500 周次)时转速波动骤然增加,持续约 70 s 后转速跌落至 0。坎贝尔图与发动机转速-时间曲线共同指向在发动机转速为 6 300 r/min 时螺旋桨曾发生过共振,这是引起联接螺栓疲劳破坏的主要因素,因此,才会在 367 s 时开始出现螺栓断裂。

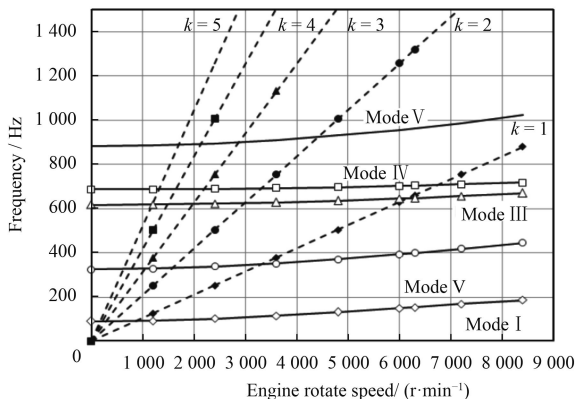


图14 螺旋桨1节径第一至第五阶模态坎贝尔图

Fig.14 Campbell diagram of the first nodal diameter at the first through fifth modal

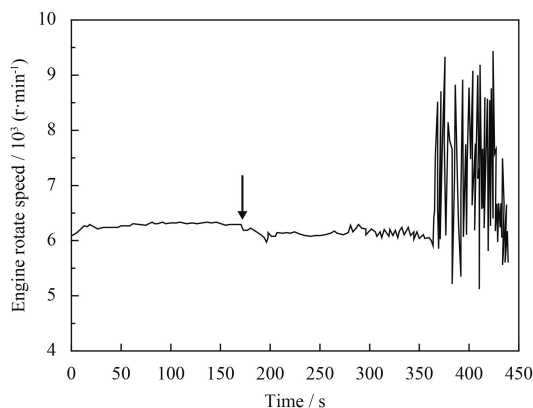


图15 发动机的实际转速与时间关系

Fig.15 Relationship between real rotating speed and time

1节径下的三阶振动模态振型是以弯曲为主的弯扭复合振动模态(图16)。根据主应变分布可得到该模态下螺旋桨的弯曲变形中性轴的位置(见图1中的点划线 R-R),可见,在该振动模态下1号和4号螺栓受到的弯曲应力要大于2号和3号螺栓,并主要为单向弯曲受力,加上1号螺栓上的应力腐蚀微裂纹,所以1号螺栓最先发生断裂,之后2号和3号螺栓受到了双向弯曲载荷的作用,加上螺纹根部的腐蚀坑使其疲劳断裂。在1~3号螺栓断裂后,螺旋桨失去动平衡,4号螺栓在大载荷的作用下产生了过载断裂。

螺旋桨的结构模态分析结果明显指出,设计发动机的稳定工作转速应避开螺旋桨的固有频率,或者改变螺旋桨的设计模态,以免发生共振。另外,根据螺旋桨三阶振动模态下的主应变云图(图17),共振时2号和3号螺栓靠近弯曲变形的中性轴,而弯矩主要由1号和4号螺栓承

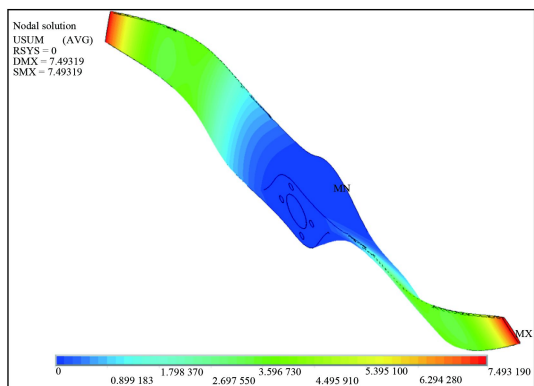


图 16 1 节径三阶振动模式振型

Fig.16 First nodal diameter of the third vibration mode shape

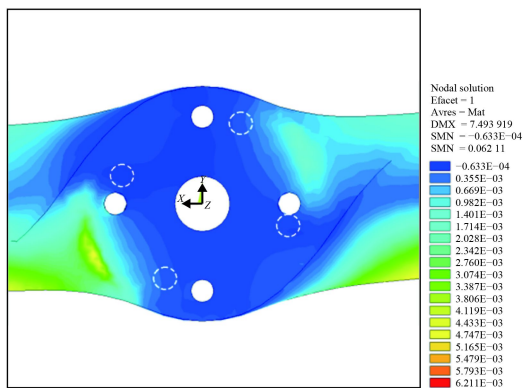


图 17 三阶模态主应变云图与螺栓孔改进设计

Fig.17 Contour of principal strain of the third modal and screwed hole design improvement

受,说明螺旋桨螺栓孔的位置设计不适合该服役工况。应根据模态分析结果,按照图 17 中虚线所示位置进行调整,以进一步减小螺栓的最大应力。

7 螺栓联接机械设计与螺纹加工分析

原设计在铝合金联接盘上直接加工内螺纹的联接方式(螺钉联接方式)存在设计缺陷,图 18(a),这不仅容易造成螺栓承受剪应力,而且,铝合金螺纹极易变形,会因受力而损失联接精度,加剧螺旋桨振动,加速疲劳破坏。宜采用图 18(b)所示的螺栓联接设计,加螺栓衬套后会起到更好的加强和保护作用。

另外,经委托方证实,联接螺栓采用了普通的车制螺纹加工工艺,这种加工方法因螺根应力集中和加工刀痕而不利于螺栓的抗疲劳应用。而螺纹滚压强化会大幅提高螺栓的抗疲劳性能^[20-21],这得益于强化层引入的残余压应力、螺牙根部粗糙度的降低以及滚压加工硬化的综合作用。因

此,螺纹宜采用滚压加工工艺,以提高螺栓的抗疲劳性能。

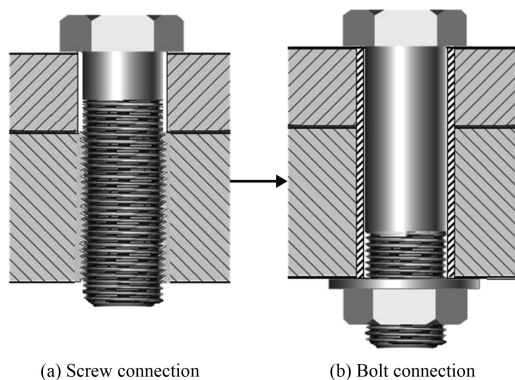


图 18 螺栓联接设计改进方案

Fig.18 Improvement of bolt connection design

8 结 论

(1) 从多因素考虑,联合采用材料失效分析,表面完整性分析、螺栓断裂强度分析、螺旋桨结构模态分析、转速-时间曲线分析、螺纹联接设计分析、螺纹加工工艺分析的方法确定了螺旋桨联接螺栓断裂失效模式和失效原因,为此类失效故障提供了多学科交叉综合分析方法。

(2) 1 号~3 号螺栓发生了疲劳断裂失效。因海洋大气环境导致螺纹根部产生了腐蚀坑,腐蚀剥落和应力腐蚀微裂纹,这是引发疲劳失效的材料表面状态因素;发动机工作转速与螺旋桨的三阶模态固有频率吻合,导致螺旋桨共振,是联接螺栓疲劳断裂的结构应力因素。

(3) 综合失效分析表明,抗疲劳技术措施主要有:用于航空结构的高强钢螺栓,在装配、储运和服役中应进行腐蚀防护,以避免表面完整性损伤;避免发动机长时间工作在螺旋桨共振转速附近;应采用滚压加工螺栓以提高其疲劳强度;根据模态分析结果,调整螺旋桨盘螺栓孔的位置,降低螺栓工作载荷;按照图 18(b)的方式将螺钉联接设计改为螺栓联接设计;在保证摩擦联接可靠性的前提下,适当减小螺栓预紧扭矩,以降低疲劳载荷的平均应力水平。

参考文献

- [1] CAMPBELL G S, LAHEY R T C. A survey of serious aircraft accidents involving fatigue fracture[R]. Canada: National Aeronautical Establishment,1983: 6-11.

- [2] DUARTE D, MARADO B, NOGUEIRA J, et al. An overview on how failure analysis contributes to flight safety in the portuguese air force[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2016, 65(1): 86-101.
- [3] 韩克甲, 赵晓辉, 李洪伟. 35CrMo 钢高强螺栓断裂失效分析[J]. *理化检验 (物理分册)*, 2017, 53(6): 334-441.
HAN K J, ZHAO X H, LI H W. Fracture failure analysis of a compressor bolt connection[J]. *Physical Testing and Chemical Analysis (Part A: Physical Testing)*, 2017, 53(6): 334-441 (in Chinese).
- [4] MOLAEI S, ALIZADEH R, ATTARIAN 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(1): 26-38.
- [5] ZHU X L, XU J, LIU Y, et al. Failure analysis of a failed connecting rod cap and connecting bolts of a reciprocating compressor[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2017, 74(1): 218-227.
- [6] 胡春燕, 刘新灵, 陈星, 等. 主起落架上转轴开裂原因分析[J]. *航空学报*, 2014, 35(2): 461-468.
HU C Y, LIU X L, CHEN X, et al. Failure analysis of rotating shaft in main undercarriage[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 461-468 (in Chinese).
- [7] MICHAEL F. Surface integrity-a new requirement for improving reliability of aerospace hardware[C]//18th Annual National SAMPE Symposium. Los Angeles, USA, 1973:1-15.
- [8] BLAGA A, YAMASAKI R S. Effect of surface finish on the durability of GRP sheet[J]. *Matériaux Et Construction*, 1978, 11(3): 175-183.
- [9] PETIT-RENAUD F. The strength of the smoothness[J]. *Shot Peener*, 2002, 16(2): 5-6.
- [10] GERIN B, PESSARD E, MOREL F, et al. Influence of surface integrity on the fatigue behaviour of a hot-forged and shot-peened C70 steel component[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2017(686): 121-133.
- [11] LIU G, HUANG C, ZHU H, et al. The modified surface properties and fatigue life of Incoloy A286 face-milled at different cutting parameters[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2017(704): 1-9.
- [12] 朱有利, 刘开亮, 黄元林, 等. 应力集中和表面完整性对平尾大轴抗疲劳性能的影响[J]. *机械工程学报*, 2012, 48(22): 94-97.
ZHU Y L, LIU K L, HUANG Y L, et al. Effects of stress concentration and surface integrity on anti-fatigue performances of horizontal stabilizer shaft[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 48(22): 94-97 (in Chinese).
- [13] SEEMIKERI C Y, BRAHMANKAR P K, MAHAGAONKAR S B. Improvements in surface integrity and fatigue life of low plasticity burnished surfaces[J]. *International Journal of Microstructure and Materials Properties*, 2012, 7(1): 27-48.
- [14] WANG R Z, RU J L. Overall evaluation of the effect of residual stress induced by shot peening in the improvement of fatigue fracture resistance for metallic materials[J]. *Chinese Journal of Mechanical engineering*, 2015, 28(2): 416-421.
- [15] 张栋, 钟培道, 陶春虎, 等. 失效分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004:192-197.
ZHANG D, ZHONG P D, TAO C H, et al. Failure analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004: 192-197(in Chinese).
- [16] 成大先. 机械设计手册, 第二卷[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007: 65-67.
CHEN D X. Handbook of mechanical design, Vol.2[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2007: 65-67(in Chinese).
- [17] 尹峰. 30CrMnSiA 受拉螺栓应力强度因子表征[J]. *飞机设计*, 1999(2): 49-56.
YIN F. Characterization of stress intensity factor of 30CrMnSiA tension bolt[J]. *Aircraft Design*, 1999(2): 49-56 (in Chinese).
- [18] 中国航空材料手册编委会. 中国航空材料手册. 第2版[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002: 224-225.
Edit Committee of China Aeronautical Materials Handbook. China Aeronautical Materials Handbook. 2nd edition[M]. Beijing: Standards Press of China, 2002: 224-225 (in Chinese).
- [19] ANSYS Inc. Theory reference for ANSYS and ANSYS workbench[EB/OL].[2014-12-01]. <http://www.ansys.com/>.
- [20] 宋德玉, 高文, 赵振业. 螺纹滚压强化对 300M 钢螺纹疲劳强度的影响[J]. *材料工程*, 1993, 21(2): 17-19.
SONG D Y, GAO W, ZHAO Z Y. The influence of screw rolling strengthening on 300M steel screw fatigue strength[J]. *Journal of Materials Engineering*, 1993, 21(2): 17-19 (in Chinese).
- [21] 杨耀. 热处理后滚压螺纹对 30CrMnSiA, 30CrMnSiNi2A 钢螺栓缺口敏感性的影响[J]. *航空制造技术*, 2011(5): 69-71.
YANG Z. Effect of thread-rolling after heat-treatment on notch sensitivity of 30CrMnSiA and 30CrMnSiNi2A steel bolts[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2011(5): 69-71 (in Chinese).