

文章编号: 1674-8190(2023)05-144-08

## 某型直升机尾桨断裂故障分析

侯波, 徐冠峰, 闫慧娟, 楚晓阳

(陆军航空兵学院 陆军航空兵研究所, 北京 101121)

**摘要:** 明确某型直升机尾桨断裂故障原因, 对于该型机的使用、维护有现实意义, 对于新机型的提升有借鉴意义。首先通过故障树分析法对某型直升机尾桨叶断裂故障进行分析, 得到事件分析结果; 然后开展宏、微观断口分析; 最后对柔性梁断口损伤演化开展仿真分析。结果表明: 桨叶断裂性质为低应力高周双向弯曲疲劳断裂, 当柔性梁纤维压缩方向强度性能值小于 700 MPa 时, 断口的形式与故障尾桨柔性梁断口类型相似; 大载荷状态尾桨会产生较大的振动, 振动的增加加剧了尾桨的载荷, 导致尾桨柔性梁根部载荷增加, 超出柔性梁设计承载能力, 桨叶柔性梁根部疲劳断裂。

**关键词:** 尾桨; 断裂; 疲劳裂纹; 失效分析; 直升机

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.18

## Fracture fault analysis of tail rotor on a helicopter

HOU Bo, XU Guanfeng, YAN Huijuan, CHU Xiaoyang

(Army Aviation Research Institute, Army Aviation Academy, Beijing 101121, China)

**Abstract:** Finding out the reason of the fracture fault of tail rotor on a helicopter is of practical significance for using and maintaining the helicopter and is of significant reference for improving safety of new type helicopter. The fracture fault of tail rotor blade on a helicopter is analyzed by fault tree analysis method, and the bottom event analysis results are obtained. Then, the macro and micro fractographic analysis of the tail rotor blade is carried out. Finally, the simulation analysis of the fractographic damage evolution of flexible beam is performed. The results show that the fracture property of the blade is low-stress and high-cycle bidirectional bending fatigue fracture. When the strength value of the fiber compression direction of the flexible beam is less than 700 MPa, the fractographic type is similar to that of the faulty tail rotor flexible beam. The tail rotor will produce large vibration under large fatigue load condition, and the increase of vibration can intensify the load of the tail rotor, which leads to the increase of load at the root of the flexible beam and exceeds the designed bearing capacity of the flexible beam, then fatigue fracture will occur at the root of the flexible beam of the blade.

**Key words:** tail rotor; fracture; fatigue crack; failure analysis; helicopter

收稿日期: 2023-06-02; 修回日期: 2023-09-21

通信作者: 徐冠峰, bryantfeng@126.com

引用格式: 侯波, 徐冠峰, 闫慧娟, 等. 某型直升机尾桨断裂故障分析[J]. 航空工程进展, 2023, 14(5): 144-151.

HOU Bo, XU Guanfeng, YAN Huijuan, et al. Fracture fault analysis of tail rotor on a helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 144-151. (in Chinese)

## 0 引言

直升机的结构特点及其使用特点决定了直升机旋翼、尾桨等主要部件结构在高循环、低应力幅值的振动疲劳载荷环境下工作<sup>[1-2]</sup>。与金属材料桨叶相比,复合材料桨叶在抗疲劳性能和全寿命周期费用方面更有优势,因此被广泛应用于直升机旋翼和尾桨<sup>[3-6]</sup>。但是复合材料结构的疲劳损伤特性与金属材料不同<sup>[7-8]</sup>,金属材料具有明确的突然失效区域,其疲劳破坏主要取决于关键裂纹的扩展<sup>[9-10]</sup>;而复合材料允许缺陷和其他损伤存在,各材料成分之间相互影响,某一成分上的损伤通常不会产生破坏性的结果<sup>[11]</sup>。长期以来,国内外大多数直升机桨叶采用安全寿命法定义桨叶疲劳程度,如 W. D. Harris 等<sup>[12]</sup>对该方法在直升机部件上的应用进行了详细描述,但要保证高可靠性必须用较大的分散系数,这将导致大量可用部件不能发挥其寿命潜力;T. J. Larchuk<sup>[13]</sup>研究了直升机疲劳载荷的分布以及如何预测动部件疲劳寿命,但是无法预防未知的疲劳破坏模式;罗晓平等<sup>[14]</sup>对某型直升机的任务剖面、桨叶载荷及材料的疲劳性进行分析。上述研究成果有效预测了直升机动部件寿命,但无法明确故障的各种原因,不能预防直升机故障发生。

本文通过故障树分析法开展故障原因分析,针对尾桨叶柔性梁失效开展宏、微观断口分析和断口特征仿真分析,以期全面充分地找出直升机桨叶断裂的故障原因,根据故障点制定相应预防措施,进而减少同类故障发生。

## 1 故障原因分析

### 1.1 故障树分析

故障树以事故为顶事件,经过若干级的中间因果关系步骤,直到事故原因的底事件。应用故障树分析方法一般先建立故障树,然后从上往下推,根据掌握的信息进行事故的定性分析或定量分析,一直分析到最后得出的孤立事件为止,从而确定事故原因<sup>[15]</sup>。

针对尾桨叶疲劳失效断裂构建故障树,以“尾桨叶疲劳失效断裂”为顶事件,按照演绎分析的原则,逐级向下分析各自的直接原因事件,分解出叉形件组件失效、变距拉杆组件失效、尾轴连接件失效、尾减速器失效、尾桨装配件失效和尾传动轴失效 6 个中间因素,如图 1 所示。继续追寻造成中间因素故障发生的各种可能状态,得出 43 个尾桨叶疲劳失效断裂底事件,如图 2~图 7 所示。

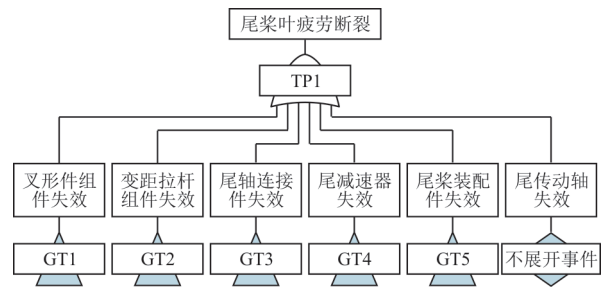


图 1 尾桨叶疲劳断裂故障树  
Fig. 1 Fault tree of tail blade fatigue crack

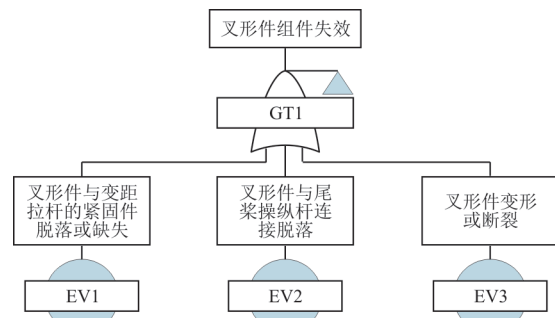


图 2 叉形件组件失效故障树  
Fig. 2 Fault tree of fork component failure

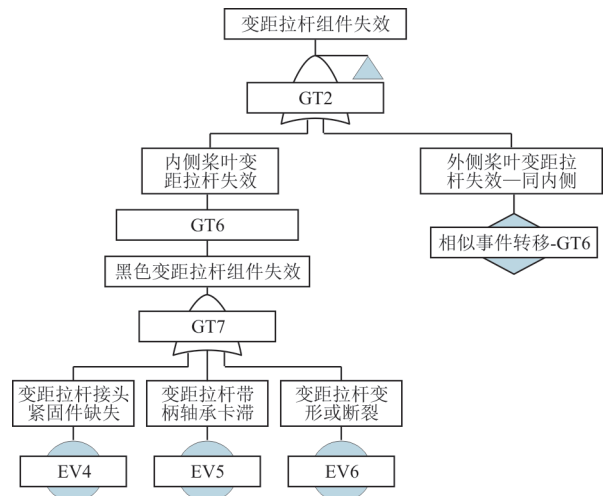


图 3 变距拉杆组件失效故障树  
Fig. 3 Fault tree of pitch-link component failure

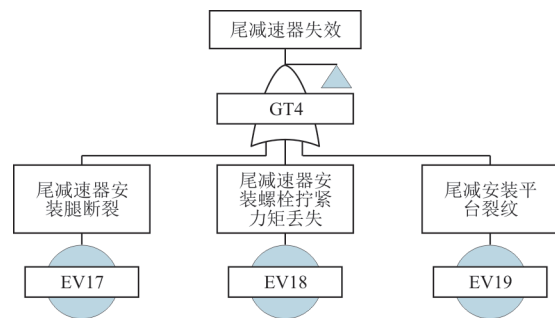


图 4 尾减速器失效故障树  
Fig. 4 Fault tree of tail reducer failure

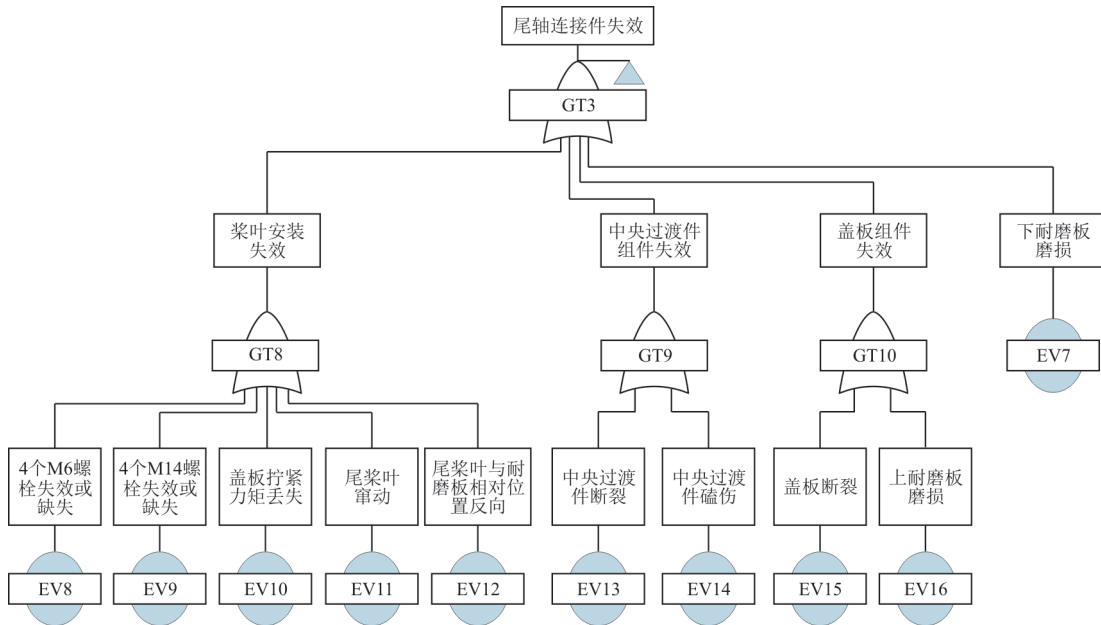


图 5 尾轴连接件失效故障树

Fig. 5 Fault tree of tail shaft connectors failure

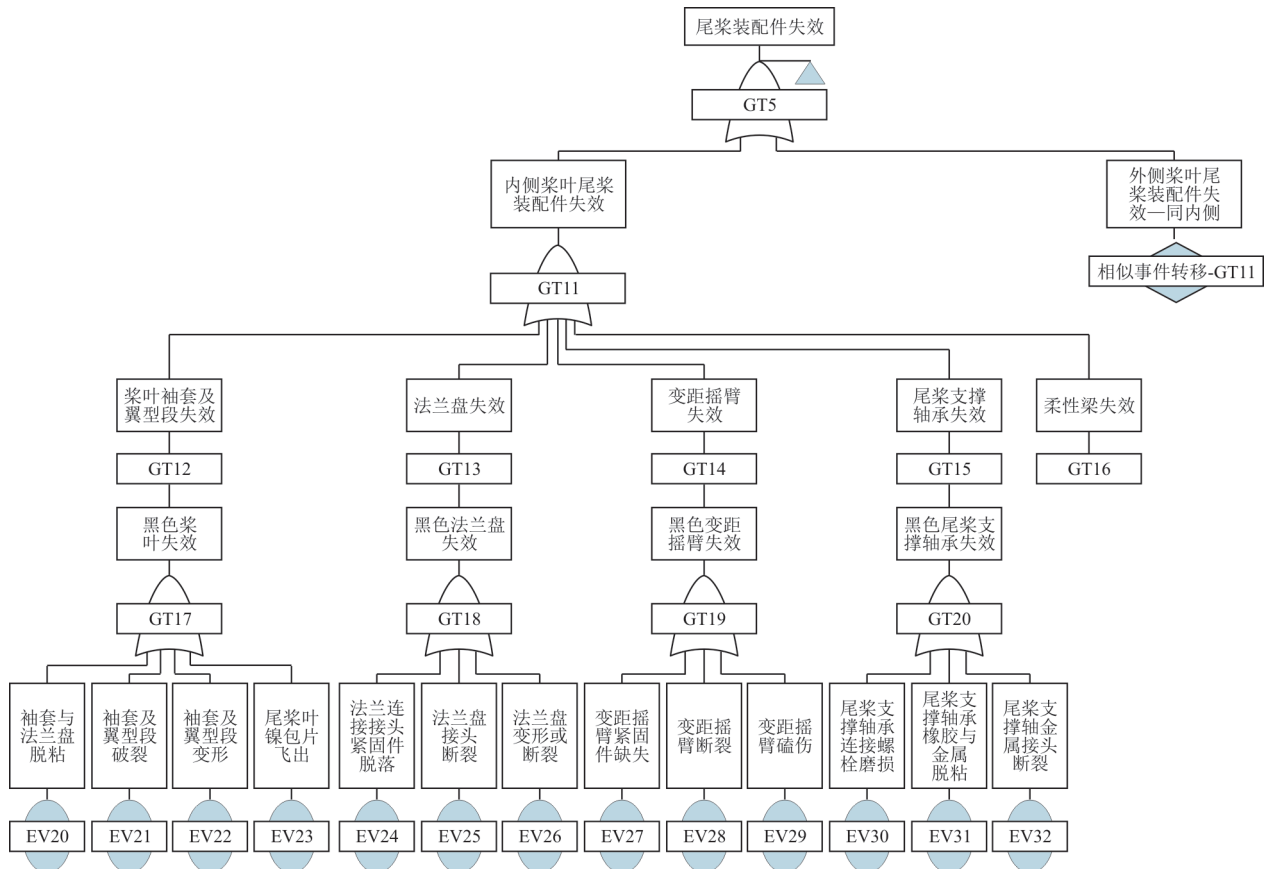


图 6 尾桨装配件失效故障树

Fig. 6 Fault tree of tail rotor assembly failure

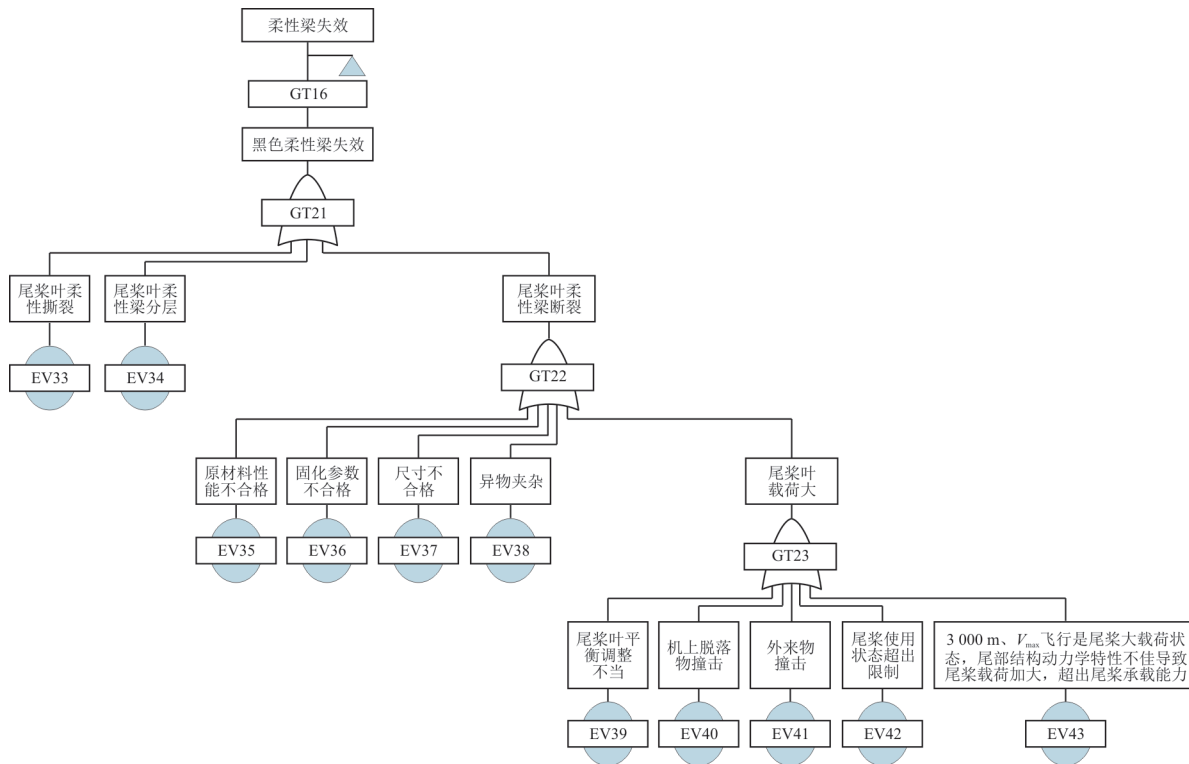


图 7 柔性梁失效故障树

Fig. 7 Fault tree of flexible beam failure

### 1.2 底事件分析与验证

通过外观检查、分解检查、飞参数据分析、振动数据分析、失效分析、使用和维护情况复查、制造符合性检查等方法对 43 个底事件进行分析验证,确定其中 18 个未发生,23 个可以排除,1 个暂不能排除,1 个初步排除。底事件分析结果汇总如表 1 所示。

1) 尾桨叶异物夹杂(EV-38):初步排除。断口附近截面,柔性梁内部的无纬带与编织布层之间存在暗红色的粘接胶膜。柔性梁中央区域为无纬带、胶膜、玻璃布的多层层叠结构,该断口截面其他无纬带与玻璃布层之间也有胶膜,但其他区域的胶膜都呈现黄色。初步分析,该现象对柔性梁影响有限,初步排除。

2) 3 000 m、 $V_{max}$  飞行是尾桨大载荷状态,尾部结构动力学特性不佳导致尾桨载荷加大,超出尾桨承载能力(EV-43):暂不能排除。

实测载荷数据表明大高度、大速度飞行尾桨载荷较大,大速度飞行时尾桨载荷超出尾桨承载能力,导致尾桨叶柔性梁断裂失效。

表 1 底事件分析结果汇总表

Table 1 Summary table of bottom event analysis results

序号	底事件编号	底事件名称	分析结果
1	EV-1	叉形件与变距拉杆的紧固件脱落或缺失	未发生
2	EV-2	叉形件与尾桨操纵杆连接脱落	可以排除
3	EV-3	叉形件变形或断裂	可以排除
4	EV-4	变距拉杆接头紧固件缺失	未发生
5	EV-5	变距拉杆关节轴承卡滞	未发生
6	EV-6	变距拉杆变形或断裂	可以排除
7	EV-7	下耐磨板磨损	可以排除
8	EV-8	4 个 M6 螺栓失效或缺失	未发生
9	EV-9	4 个 M14 螺栓失效或缺失	未发生
10	EV-10	盖板拧紧力矩丢失	可以排除
	.....	.....	.....
37	EV-37	柔性梁尺寸不合格	可以排除
38	EV-38	尾桨叶异物夹杂	初步排除
39	EV-39	尾桨动平衡调整不当	可以排除
40	EV-40	机上脱落物撞击	可以排除
41	EV-41	外来物撞击	可以排除
42	EV-42	尾桨使用状态超出限制	可以排除
43	EV-43	3 000 m、 $V_{max}$ 飞行是尾桨大载荷状态,尾部结构动力学特性不佳导致尾桨载荷加大,超出尾桨承载能力	暂不能排除

## 2 尾桨失效分析

失效分析是对已损坏的部件进行损坏原因分析研究的技术,在确定主要原因后可以对其本质进行分析。从尾桨叶疲劳断裂底事件分析结果看出,尾桨叶蒙皮、袖套、柔性梁是造成尾桨叶疲劳断裂的主要原因,因此,本文通过试验观察对尾桨叶蒙皮、袖套、柔性梁的损伤痕迹、损伤模式和损伤过程进行详细分析。

桨叶柔性梁断裂位置距压板外侧边缘约 5 mm,断口侧面有分层,但无纤维束沿轴向散开特征。一侧断口在厚度方向呈“凸”字形<sup>[16-17]</sup>,具有中间高、两边低的显著特征,如图 8 所示。从不同角度观察端口表面,靠近两侧表面的断口相对更为齐整,厚度约各占桨叶厚度的 1/3,断口外侧区域的纤维束是由外向内的多次齐整的剪切断裂,纤维根与根之间的高差小,但单个纤维断裂断口高差大,如图 9 所示,可以看出:断口表面附着大量浅黄色粉末,中间部分纤维拔出明显,表面无浅黄色粉末;柔性梁内部的无纬带与编织布层之间存在暗红色的粘接胶膜(如图 10 所示);袖套蒙皮、袖套后缘过载开裂(如图 11 所示)。

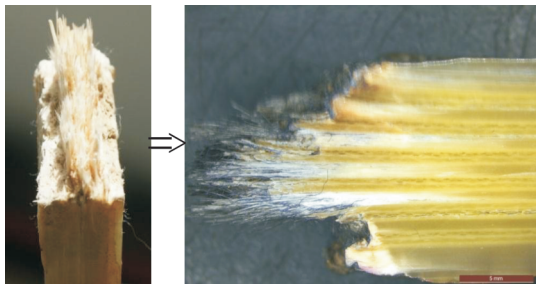
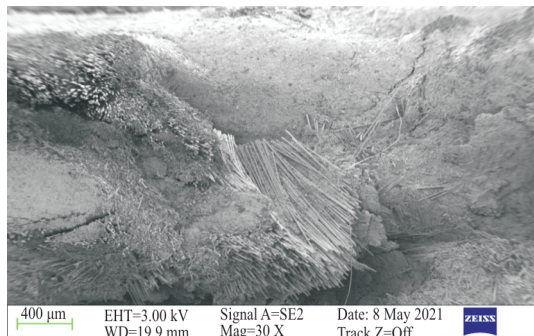
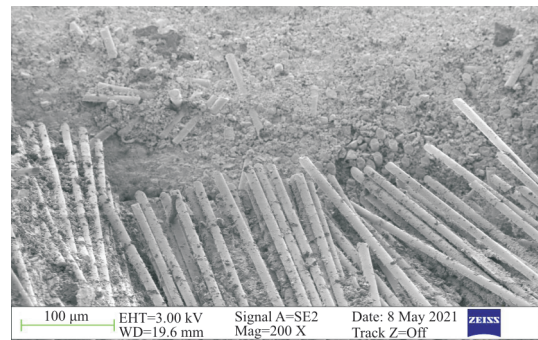


图 8 黑色桨叶柔性梁断口  
Fig. 8 Black blade flexible beam fracture



(a) 纤维基体界面



(b) 纤维断裂面

图 9 断口表面纤维整齐剪切破坏  
Fig. 9 Uniform shear failure of the fibers on the fracture surface

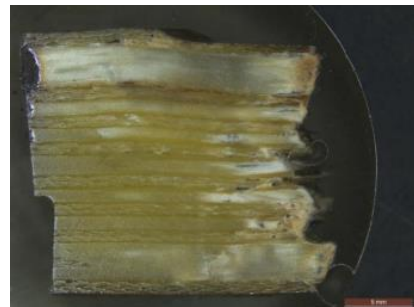


图 10 柔性梁内部红色胶膜  
Fig. 10 Red adhesive film inside the flexible beam



图 11 桨叶蒙皮断裂  
Fig. 11 Blade skin fracture

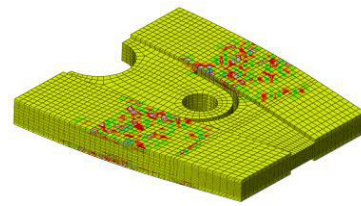
理化分析表明,柔性梁已固化完全;热失重分析表明,纤维含量未见异常。

对尾桨失效的过程进行分析,得出:桨叶柔性梁受较大挥舞载荷作用,多次上下大应力弯曲从而萌生裂纹,裂纹扩展过程中,刚度下降,桨叶的挥舞和扭转变形也随之增大,导致内侧柔性梁中央夹持区的挤压变形台阶,桨叶因柔性梁强度不足发生断裂。

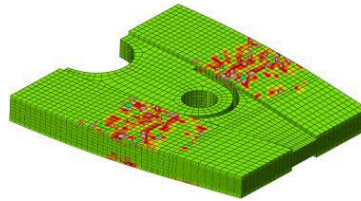
## 3 断口特征仿真分析

为了深入挖掘尾桨叶疲劳断裂成形机理,基于尾桨失效分析结果,对柔性梁断口损伤演化开

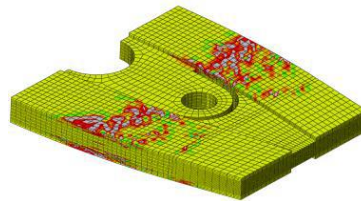
展仿真分析。在有限元软件中建模,采用 8 节点三维层状单元 SOLID46 模拟复合材料柔性梁,为准确得到螺栓孔周边的应力、应变分布,对网格进行局部细化。在模型螺栓孔处设置轴向和径向的位移约束,采用 Hashin 准则和 Ye 分层准则作为复合材料失效判据<sup>[18]</sup>。650、680、700、800 MPa 纤维压缩强度下柔性梁的损伤模式结果如图 12~图 15 所示,不同纤维压缩强度下柔性梁的失效百分比如表 2 所示(失效百分比为失效单元数与柔性梁总单元数之比,括号内为失效单元数),可以看出:在纤维压缩方向强度性能值小于 700 MPa 时,柔性梁的整个损伤演化过程中上下表面先出现了纤维损伤,再出现基体损伤和分层损伤,随着纤维压缩强度的减小,柔性梁的上下表面的纤维损伤越来越明显,最终失效时,三种损伤模式<sup>[19]</sup>都较为明显;在纤维压缩方向强度达到 800 MPa 时,柔性梁的整个损伤演化过程中上下表面先出现了分层损伤,再出现基体损伤和纤维损伤,最终失效时,分层损伤为主要损伤模式。仿真结果表明:当柔性梁纤维压缩方向强度性能值小于 700 MPa 时,断口的形式与故障尾桨柔性梁断口类型相似。



(a) 基体损伤

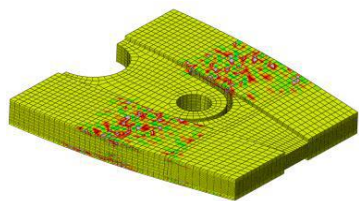


(b) 纤维损伤

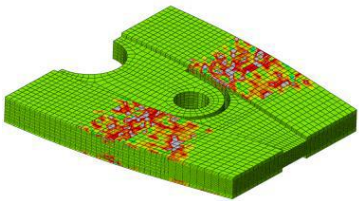


(c) 分层损伤

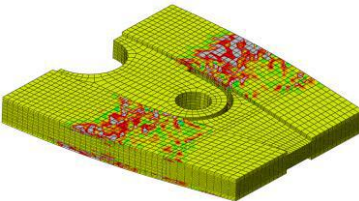
图 13 680 MPa 纤维压缩强度下柔性梁的损伤模式  
Fig. 13 Damage modes of flexible beams under 680 MPa fiber compressive strength



(a) 基体损伤

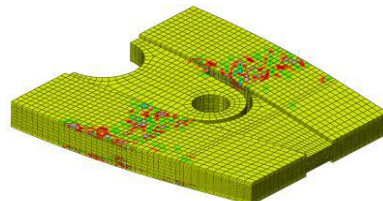


(b) 纤维损伤

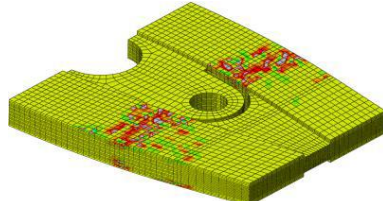


(c) 分层损伤

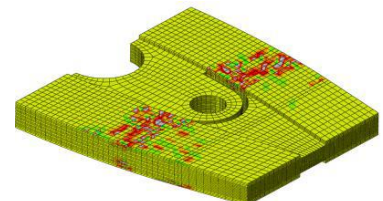
图 12 650 MPa 纤维压缩强度下柔性梁的损伤模式  
Fig. 12 Damage modes of flexible beams under 650 MPa fiber compressive strength



(a) 基体损伤



(b) 纤维损伤



(c) 分层损伤

图 14 700 MPa 纤维压缩强度下柔性梁的损伤模式  
Fig. 14 Damage modes of flexible beams under 700 MPa fiber compressive strength

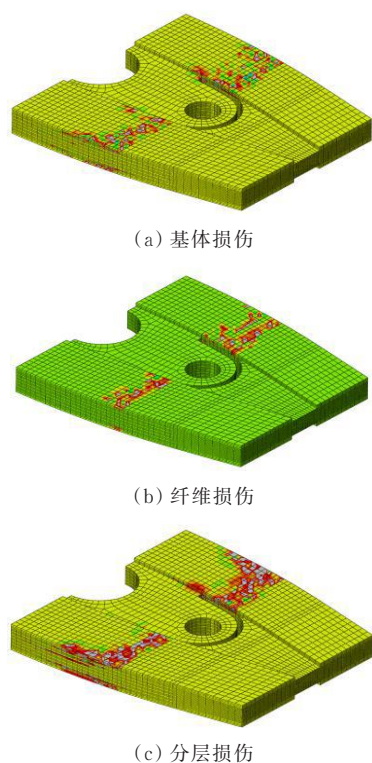


图 15 800 MPa 纤维压缩强度下柔性梁的损伤模式  
Fig. 15 Damage modes of flexible beams under 800 MPa fiber compressive strength

表 2 不同纤维压缩强度下柔性梁的失效百分比  
Table 2 Failure percentage of flexible beams under different fiber compressive strength

纤维压缩强度/ MPa	失效百分比/%		
	基体损伤	纤维损伤	分层损伤
650	4.03(1 999)	3.34(1 663)	4.77(2 365)
680	3.46(1 719)	2.71(1 353)	4.30(2 135)
700	3.16(1 573)	2.30(1 150)	4.24(2 104)
800	2.30(1 149)	0.81(417)	4.00(1 984)

## 4 结 论

1) 桨叶断裂性质为低应力高周双向弯曲疲劳断裂, 疲劳起始于内外两侧表面挤压损伤区。

2) 故障发生时, 直升机状态为高度 3 000 m、 $V_{\max}$  平飞状态, 实测载荷数据表明大速度飞行尾桨载荷较大。外场实测尾梁固有模态与尾桨激励频率存在避开不够远的情况, 大载荷状态尾桨会产生较大的振动, 振动的增加加剧了尾桨的载荷, 导致尾桨柔性梁根部载荷增加, 超出柔性梁设计承载能力, 黑色桨叶柔性梁根部疲劳断裂。

## 参 考 文 献

- [1] 穆志韬, 华然, 段成美. 高周疲劳载荷环境下直升机动部件的损伤容限分析[J]. 机械强度, 2002, 24(1): 113-115.  
MU Zhitao, HUA Ran, DUAN Chengmei. Damage tolerance analysis of helicopter dynamic components under high cycle fatigue load [J]. Journal of Mechanical Strength, 2002, 24(1): 113-115. (in Chinese)
- [2] 穆志韬, 曾本银. 直升机结构疲劳[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.  
MU Zhitao, ZENG Benyin. Helicopter structure fatigue [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [3] 马存旺, 李光亮, 屈保杰. 直升机复合材料桨叶疲劳定寿方法综述[J]. 机械强度, 2019, 41(1): 187-195.  
MA Cunwang, LI Guangliang, QU Baojie. Review of fatigue life evaluation for helicopter composite blades [J]. Journal of Mechanical Strength, 2019, 41(1): 187-195. (in Chinese)
- [4] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
WANG Shicun. Helicopter aerodynamic [M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [5] 潘春蛟, 顾文标, 曾玖海, 等. 直升机复合材料主桨叶缺陷容限验证技术[J]. 直升机技术, 2015(2): 50-57.  
PAN Chunjiao, GU Wenbiao, ZENG Jiuhai, et al. The study on flaw tolerance substantiation of helicopter composite material main rotor blade [J]. Helicopter Technique, 2015 (2): 50-57. (in Chinese)
- [6] 鲁国富. 直升机复合材料桨叶疲劳研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.  
LU Guofu. Study on helicopter composite blade [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [7] MAIMI P, CAMANHO P P. A continuum damage model for composite laminates: part II -computational implementation and validation [J]. Mechanics of Materials, 2007(39): 909-919.
- [8] SHAHID I, CHANG F K. An accumulative damage model for tensile and shear failures of laminated composite plates [J]. Journal of Composite Materials, 1995, 29(7): 926-981.
- [9] 赵子华, 张峥, 吴素君, 等. 金属疲劳断口定量反推研究综述[J]. 机械强度, 2008, 30(3): 59-63.  
ZHAO Zihua, ZHANG Zheng, WU Sujun, et al. Survey of quantitative reverse deduction from fatigue fracture surface of metals [J]. Mechanical Strength, 2008, 30(3): 59-63. (in Chinese)
- [10] 徐海滨, 张文迪. 直升机主桨叶典型缺陷疲劳性能影响研究[J]. 机械科学与技术, 2017(s1): 33-39.  
XU Haibin, ZHANG Wendi. Research on evaluation method of helicopter blade flaw tolerance [J]. Mechanical

- Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017 (s1): 33-39. (in Chinese)
- [11] 崔海涛, 孙志刚. 航空复合材料及其力学分析[M]. 北京: 科学出版社, 2017.  
CUI Haitao, SUN Zhigang. Aviation composite materials and mechanical analysis[M]. Beijing: Science Press, 2017. (in Chinese)
- [12] HARRIS W D, TEERY L, ZANONI E, et al. Application of probabilistic methodology in the development of retirement lives of critical dynamic component in rotorcraft[C]// The American Helicopter Society 55th Annual Forum. Montreal: IEEE, 1999: 1-8.
- [13] LARCHUK T J. Fatigue load distribution and variability modeling[C]// The American Helicopter Society 69th Annual Forum. Montreal: IEEE, 2008: 1-11.
- [14] 罗晓平, 曹国廷. 直升机复合材料桨叶的疲劳寿命计算[J]. 机械强度, 2012, 34(2): 292-297.  
LUO Xiaoping, CAO Guoting. Safe life evaluation of helicopter composite blades[J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34(2): 292-297. (in Chinese)
- [15] PHIBBS E, KUWAMOTO S H. Fault-tree analysis[J]. IEEE Transactions on Reliability, 1974, 23(4): 266.
- [16] 刘高扬, 陈星, 朱定金, 等. 主桨叶大梁疲劳断裂断口定量分析研究[J]. 失效分析与预防, 2020, 15(3): 184-190.  
LIU Gaoyang, CHEN Xing, ZHU Dingjin, et al. Quantitative analysis technique of fatigue fracture of main blade girder[J]. Failure Analysis and Prevention, 2020, 15(3): 184-190. (in Chinese)
- [17] 刘新灵, 张卫方, 陶春虎, 等. 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, 32(5): 4-6.  
LIU Xinling, ZHANG Weifang, TAO Chunhu, et al. Comparison between two models for quantitative fractography analysis of fatigue life[J]. Material of Mechanical Engineering, 2008, 32(5): 4-6. (in Chinese)
- [18] YE L. Role of matrix resin in delamination on set and growth in composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 1988, 33(4): 257-277.
- [19] 朱旭程, 刘铁. 复合材料桨叶结构损伤演化模型[J]. 海军航空工程学院学报, 2019, 34(4): 376-382.  
ZHU Xucheng, LIU Tie. Structural damage accumulation model of composite rotor blade[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2019, 34(4): 376-382. (in Chinese)

#### 作者简介:

侯波(1986—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器使用可靠性、安全性与故障诊断。

徐冠峰(1980—),男,博士,副研究员。主要研究方向:直升机设计,飞行安全技术。

闫慧娟(1993—),女,硕士,研究实习员。主要研究方向:航空安全。

楚晓阳(1992—)男,硕士,研究实习员。主要研究方向:飞行安全技术。

(编辑:丛艳娟)

(上接第143页)

- [13] 陈跃良, 张勇. 军用飞机结构日历寿命相关问题的思考[J]. 航空工程进展, 2010, 1(4): 311-316.  
CHEN Yueliang, ZHANG Yong. Consideration the calendar lift of military aircraft structures[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(4): 311-316. (in Chinese)
- [14] 李琨, 汤利春. 怎样合理制定飞机的梯次使用计划[J]. 航空维修与工程, 2010(4): 18-19.  
LI Kun, TANG Lichun. How to make echelon usage plan of aircraft[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2010(4): 18-19. (in Chinese)
- [15] 张乾, 王远达. 考虑日历寿命的飞机梯次使用研究[J]. 飞机设计, 2014, 34(1): 33-36.  
ZHANG Qian, WANG Yuanda. Research in echelon usage of aircraft considering the calendar life[J]. Aircraft Design, 2014, 34(1): 33-36. (in Chinese)

#### 作者简介:

郝万亮(1982—),男,博士,工程师。主要研究方向:航空装备保障,惯性导航技术,组合导航技术等。

王占元(1980—),男,学士,工程师。主要研究方向:航空装备质量控制,航空装备保障。

刘超(1974—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航空装备质量控制,航空装备保障。

(编辑:马文静)