

直升机尾桨叶翼型段疲劳试验技术研究

宋云¹, 李炳伯², 孙云伟¹

(1.航空工业直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001;

2.海装武汉局驻南昌地区军事代表室, 南昌 330000)

摘要: **目的** 提升尾桨叶翼型段疲劳试验安装和调试速率, 加快考核出尾桨叶翼型段疲劳性能和疲劳寿命。**方法** 通过标定出尾桨叶翼型段挥舞与摆振标定系数和预扭角, 分析出一种通过理论计算出安装攻角的方法, 利用理论计算出的攻角指导实际安装攻角, 调整攻角值到实际加载满足试验要求的载荷值, 在尾桨叶翼型段安装和调试完成后进行了疲劳试验。**结果** 4件尾桨叶翼型段理论计算攻角值与实际安装攻角进行对比, 安装攻角理论值与实际值偏差范围在1.5°以内, 并且4件尾桨叶翼型段疲劳试验载荷分布误差小于4%, 疲劳性能满足6 000飞行小时的疲劳寿命要求。**结论** 尾桨叶翼型段疲劳试验中, 理论计算攻角值具有加快估算安装攻角的意义, 提升疲劳试验效率, 试验调试载荷分布基本一致。经过尾桨叶翼型段疲劳试验验证后, 试验件疲劳性能良好且稳定, 为后续科研试验转入鉴定试验提供了基础。

关键词: 直升机; 尾桨叶翼型段; 疲劳试验; 安装; 调试; 攻角

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2023)05-0051-06

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.05.008

Fatigue Test Technology of Helicopter Tail Rotor Airfoil Segment

SONG Yun¹, LI Bing-bo², SUN Yun-wei¹

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jiangxi Jingdezhen 333001, China;

2. Military Representative Office of CSSC Wuhan Bureau in Nanchang, Jiangxi Nanchang 330000, China)

ABSTRACT: The work aims to improve the installation and commissioning speed of the helicopter tail rotor airfoil segment in fatigue test, and accelerate the assessment on fatigue performance and fatigue life of the tail rotor airfoil segment. By calibrating the flapping and lag calibration coefficients and pre-torsion angle of tail rotor airfoil segment, a method to calculate the installation angle of attack by theory was analyzed. The angle of attack calculated by theory was used to guide the actual installation angle of attack and adjust the angle of attack value to the actual load value that met the test requirements. The fatigue test was carried out after the installation and commissioning of tail rotor airfoil segment. The angles of attack of four tail rotor airfoil segments calculated theoretically were compared with the actual angles of attack. The deviation between the theoretical value and the actual value of the installation angle of attack was within 1.5°, the load distribution error of the fatigue test for four tail rotor airfoil segments was less than 4%, and the fatigue performance met the fatigue life requirements of 6000 flight hours. The angle of attack of tail rotor airfoil segment calculated theoretically in fatigue test has the significance of accelerating the estima-

收稿日期: 2023-03-15; 修订日期: 2023-04-25

Received: 2023-03-15; Revised: 2023-04-25

作者简介: 宋云(1991—), 男, 硕士。

Biography: SONG Yun (1991-), Male, Master.

引文格式: 宋云, 李炳伯, 孙云伟. 直升机尾桨叶翼型段疲劳试验技术研究[J]. 装备环境工程, 2023, 20(5): 051-056.

SONG Yun, LI Bing-bo, SUN Yun-wei. Fatigue Test Technology of Helicopter Tail Rotor Airfoil Segment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(5): 051-056.

tion of the installation angle of attack and can improve the efficiency of the fatigue test and ensure the distribution of test load is basically consistent during the commissioning. The fatigue performance of test piece is good and stable after the fatigue test verification of the tail rotor airfoil segment, which provides the basis for the subsequent scientific research test to turn into identity test.

KEY WORDS: helicopter; tail rotor airfoil segment; fatigue test; installation; commissioning; angle of attack

直升机依靠其垂直起降、空中悬停以及任意方向飞行等特性,广泛运用于军事和民生^[1-3]。直升机旋翼分为主旋翼和尾旋翼,主、尾旋翼主要部分都是由桨毂和桨叶构成,在直升机飞行过程中,通常受到交变载荷作用的影响,非常容易发生疲劳破坏。Davies等^[4]调查研究发现,在直升机所有部件中,疲劳破坏是主要的受损因素,因此在直升机的研制过程中,最重要的就是解决疲劳破坏问题。在20世纪60年代,随着复合材料技术的发展,复合材料大量应用于直升机桨叶^[5-8],用其制造的桨叶,具有比强度高、比模量高、疲劳性能好、疲劳损伤扩展缓慢等优点,而且利用不同模具改造可以生产不同形状结构的桨叶,保证了桨叶的几何外形尺寸精度。目前,从理论设计计算桨叶疲劳寿命来看,采用复合材料制造的主、尾桨叶已满足飞行寿命要求,但是主、尾旋翼在直升机飞行过程中受载极其复杂,旋翼飞行载荷预估不到位,并且复合材料制造的结构本身存在分散性太大的问题^[9-12]。因此,现在工程实际中主要是通过疲劳试验来考核主、尾桨叶疲劳寿命以及疲劳性能。

针对目前复合材料制造的主、尾旋翼桨叶的疲劳问题,国内外均开展了疲劳试验与方法研究。美国NASA针对飞机机翼提出共振法疲劳试验,并且对直升机桨叶的关键位置进行考核,获得了桨叶疲劳性能,并针对疲劳破坏提出了改进措施^[13]。波音公司提出分段加载滤波载荷,采用了全尺寸疲劳试验方法^[14-17]。Rasuo等^[18]对直升机主旋翼桨叶以及尾旋翼桨叶进行了疲劳试验,并提出了新的模拟载荷。Emmerling等^[19]以空客公司直升机为依托,采用最新复合材料结构的疲劳损伤容限计算方法,对其研究的直升机模型进行了修正。国内对于直升机桨叶疲劳试验比较落后,在直升机飞行过程中,主、尾桨叶承受离心力、挥舞、摆振载荷作用,主、尾桨叶根部和翼型段部分容易疲劳破坏,因此目前桨叶疲劳试验研究将桨叶根部和翼型段分开考核。李峰等^[20]对直九主桨叶进行了疲劳试验,解决了一些试验问题。刘炉山等^[21]针对复合材料桨叶疲劳试验,提出了声发射检测裂纹损伤的方法。康浩等^[22]采用单点疲劳试验加载方法,实现了尾桨叶各个交变载荷的协调加载。鲁伟等^[23]对尾桨叶出现的叶尖外偏现象及根部非工作面上出现的起皱、漆裂等问题进行了研究,提出了相应的改进方法。王久龙等^[24]对尾桨叶疲劳试验技术进行了研究,设计了尾桨叶疲劳试验台,对尾桨叶顺

利开展了疲劳试验。

目前,主、尾桨叶在新型号上首次制造工艺不成熟,造成设计者对其主、尾桨叶的疲劳寿命以及疲劳性能无法准确预估。因此,为了获得直升机尾桨叶翼型段的疲劳破坏模式和疲劳危险部位,提供尾桨叶翼型段疲劳寿命评估依据,对尾桨叶翼型段进行了疲劳试验考核。在尾桨叶翼型段进行疲劳试验考核中,为了防止试验件在寿命评估过程中分散性太大,需要同时对多件试验件进行试验,才能正确分析出尾桨叶翼型段的寿命,但是对于在多件尾桨叶翼型段疲劳试验中如何提高效率,加快疲劳试验效率,保证在任务节点内完成试验任务,显得尤为重要。因此,本次以提升直升机尾桨叶翼型段疲劳试验技术为研究对象,提出尾桨叶翼型段试验安装攻角理论值计算方式,通过对安装攻角理论值与实际安装攻角进行对比和验证,得出攻角差值范围在 1.5° 以内。通过观察调试载荷数据分布,分析出4件尾桨叶翼型段载荷分布已趋于稳定,经过疲劳试验考核后,尾桨叶翼型段已满足疲劳寿命要求。

1 疲劳试验安装和调试验证

尾桨叶翼型段疲劳试验前,需要对试验件进行标定,得到需要测量剖面的标定系数。标定完成后,转移到尾桨叶翼型段疲劳试验台上进行安装和调试。在安装和调试过程中,需要调整试验安装的攻角和位移传感器,使所需要的监控剖面达到满足要求的挥舞和摆振载荷,位移传感器控制作动器位移,从而控制挥舞和摆振弯矩值的大小,而安装的攻角将调整试验加载的挥舞载荷和摆振载荷比值的大小,挥舞载荷和摆振载荷比值称为挥摆比。试验调试中,通过调整不同的攻角满足不同载荷要求的挥摆比,控制位移传感器加载量,使其达到要求的载荷值。因此,试验中如果能够提前预测试验攻角值大小,对试验安装和调试效率将会大幅度提高。尾桨叶翼型段疲劳试验安装和调试示意图如图1所示,安装的攻角调整如图2所示。

1.1 安装攻角

在直升机尾桨叶翼型段疲劳试验中,安装攻角是尾桨叶根部段安装孔垂直面与水平面的夹角(如图2所示),本次直升机尾桨叶翼型段疲劳试验安装攻角的理论计算分为以下几个步骤:

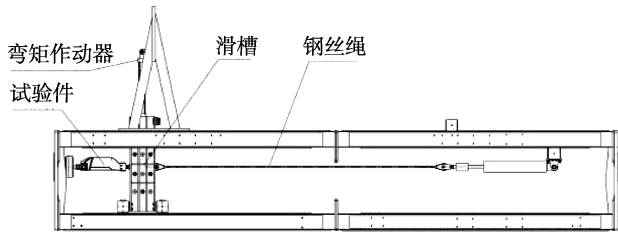


图 1 尾桨叶翼型段疲劳试验安装和调试
Fig.1 Installation and commissioning of tail rotor airfoil segment in fatigue test

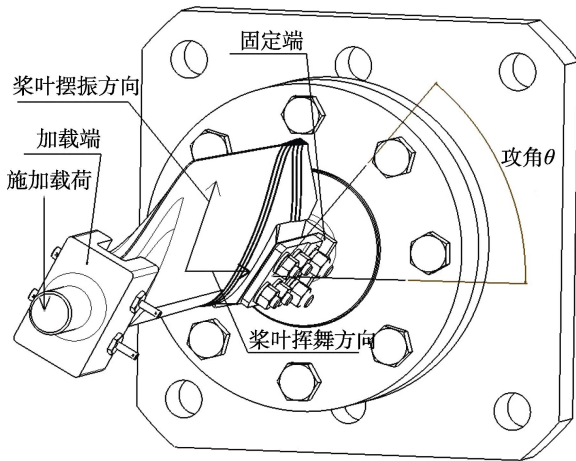


图 2 攻角调整
Fig.2 Angle of attack

1) 在直升机尾桨叶翼型段疲劳试验中, 按照相关试验要求, 给定尾桨叶翼型段疲劳试验中监控剖面的挥舞荷载为 M_B , 摆振荷载为 M_T 。

2) 通过在标定台上旋转角度, 采用文献[25-27]的标定方法, 挥舞角度与挥舞应变输出的线性关系见式(1)。

$$\theta_1 = k\varepsilon_{\text{挥}} + \theta_0 \quad (1)$$

式中: θ_1 为挥舞角度; $\varepsilon_{\text{挥}}$ 为挥舞应变值; k 为线性关系系数; θ_0 为预扭角。

3) 对尾桨叶翼型段疲劳试验加载的监控剖面进行贴片和标定, 通过式(1)得到所需要加载的监控剖面预扭角 θ_0 。在得到所需要加载的监控剖面预扭角基础上, 标定加载的监控剖面挥舞标定系数为 K_b , 摆振标定系数为 K_t 。

4) 尾桨叶翼型段疲劳试验所需的加载攻角为 $\theta = \theta_2 - \theta_0$, 其中 $\theta_2 = 180 \arctan[(L_t/L_b)/\pi]$, $L_b = M_B/K_b$, $L_t = M_T/K_t$, L_b 称为挥舞相对变形长度, L_t 称为摆振相对变形长度。

按照上述公式计算攻角 θ 的理论安装角度, 得到相对应的理论安装角度攻角。在试验安装调试过程中, 采用计算得到攻角 θ 安装, 对尾桨叶翼型段进行调试, 得到理论攻角 θ 挥舞荷载 M_{B1} 和摆振荷载 M_{T1} , 通过挥舞荷载 M_{B1} 和摆振荷载 M_{T1} 对比试验要求的挥舞 M_B 和摆振荷载 M_T 。如果试验荷载误差都小于 3%, 证明试验已满足试验要求荷载, 可以进行疲劳试验;

若试验荷载误差超过 3%, 则在理论攻角 θ 的基础上对实际安装攻角上进行微调, 直至调至试验荷载误差满足误差小于 3%。在保证试验调试荷载满足试验要求荷载下, 进行疲劳试验。

1.2 攻角分析

本次直升机尾桨叶翼型段监控剖面加载要求荷载挥舞为 270 N·m, 摆振为 540 N·m, 考核尾桨叶翼型段试验数量为 4 件。按照上述攻角理论计算公式步骤, 对 4 件尾桨叶翼型段分别按照上述方法进行试验。先找到需要加载的监控剖面预扭角, 其次在专用标定台上进行标定, 最后在尾桨叶翼型段试验台上先按照预设的理论攻角值进行安装和调试, 基于理论攻角值得到荷载值。如果荷载误差超过 3%, 则调整攻角值到实际加载满足试验要求的荷载值, 试验安装和调试现场如图 3 所示, 得到 4 件尾桨叶翼型段的预扭角大小见表 1, 挥舞和摆振系数见表 2, 理论攻角与实际加载攻角见表 3。



图 3 试验安装和调试现场
Fig.3 Installation and commissioning site for test

表 1 尾桨叶翼型段预扭角

Tab.1 Pre-torsion angle of tail rotor airfoil segment

名称	第 1 件	第 2 件	第 3 件	第 4 件
$\theta_0/(^\circ)$	0.01	0.1	0.1	0.14

表 2 尾桨叶翼型段挥舞和摆振系数

Tab.2 Flapping and lag calibration coefficients of tail rotor airfoil segment

名称	第 1 件	第 1 件	第 3 件	第 4 件
$K_b/(\mu\varepsilon \cdot N^{-1} \cdot m^{-1})$	12.44	13.82	12.59	12.92
$K_t/(\mu\varepsilon \cdot N^{-1} \cdot m^{-1})$	1.28	1.37	1.31	1.30

表 3 尾桨叶翼型段理论攻角与实际加载攻角

Tab.3 Theoretical angle of attack and actual loaded angle of attack for tail rotor airfoil segment

名称	第 1 件	第 2 件	第 3 件	第 4 件
理论攻角/ $(^\circ)$	11.66	11.1	11.65	11.27
实际攻角/ $(^\circ)$	10.3	9.75	10.94	10.9
差值/ $(^\circ)$	1.36	1.32	0.71	0.37

通过上述4件尾桨叶翼型段试验结果可以看出,采用上述理论值计算方式得到的攻角与实际攻角值存在一定的差异,其中前2件差值在1.3°左右,后2件在1°以内。对上述结果的差异性进行分析,其主要原因可能有以下几个方面:1)试验加载过程存在离心力,其对挥舞和摆振载荷值有一定的影响,导致结果产生差异性;2)试验实际安装和调试尾桨叶翼型段过程中,使用的角度测量仪本身存在一定的误差,造成理论与实际存在一定偏差;3)尾桨叶翼型段试验件流线型曲面,导致监控剖面上标定的挥舞和摆振存在一定的相互影响,因此试验挥舞标定系数 K_b 和摆振标定系数 K_l 未能到达理论理想值;4)生产、试制和试验过程中,设备和仪器造成试验件差异性。

针对上述试验结果,4件尾桨叶翼型段理论攻角和实际攻角的差值都在1.5°内,对尾桨叶翼型段疲劳试验具有一定的指导意义。具体表现在试验开始安装和调试前,可以按照理论攻角安装和调试,得到理论攻角下挥舞比。对比试验加载要求的挥舞比值大小,若理论攻角下安装的挥舞比加载要求的挥舞比值大,则增大攻角,使挥舞载荷减小,摆振载荷增大,继而减小挥舞比;反之,则减小攻角,使挥舞载荷增大,摆振载荷减小,继而增大挥舞比。若理论攻角下安装的挥舞比加载要求的挥舞比值接近,且满足加载要求的载荷误差范围内,则直接采用理论攻角,不再调整。

2 疲劳试验结果

采用上述尾桨叶翼型段攻角调整安装角度方法,对4件尾桨叶翼型段进行安装和载荷调试,得到相对应监控剖面以及其他剖面载荷,结合各个剖面的弯矩值,得到挥舞和摆振方向上的载荷值。4件尾桨叶翼型段挥舞和摆振2个方向上的弯矩见表4。取4件平均值进行数据处理,结果见表5。

采用 $\delta = |M_{实际} - M_{平均}| / M_{平均}$ 数据处理方式,对上述4件的载荷分布值与均值进行对比分析,得到数据结果如图4和图5所示。

从图4和图5中可以看出,300 mm剖面的误差为0。由于300 mm剖面为载荷监控剖面,试验过程中,载荷监控值要依据调试载荷达到监控载荷弯矩值,才可以进行试验,因此调试载荷300剖面的弯矩值是开始试验的依据,试验载荷每一件监控剖面载荷都要相同。挥舞方向上,4件尾桨叶翼型段其余4个剖面上的载荷分布最大误差为1.53%,小于2%,摆振方向上其余4个剖面上的载荷分布最大误差为3.58%,小于4%。造成上述存在的误差的主要原因有以下2种:试验控制和测试存在一定范围内的误差;生产和试制试验件时,试验件存在一定范围内的误差。上述存在的误差经分析都是允许范围内变动,未超过试验误差。

4件尾桨叶翼型段在安装和载荷调试后,试验载荷分布基本一致,可以推测出尾桨叶翼型段试验件复合材料研制和生产工艺水平基本稳定。经过尾桨叶翼型段疲劳试验验证后,试验件疲劳性能良好且稳定,疲劳性能满足6000飞行小时的疲劳寿命要求,为后续科研试验转入鉴定试验提供了基础。

表4 4件尾桨叶翼型段弯矩值
Tab.4 Bending moment values of four tail rotor airfoil segments

试验件编号	剖面/mm	挥舞弯矩/(N·m)	摆振弯矩/(N·m)
1	120	154.1	351.5
	180	185.7	397.5
	240	222.1	462.0
	300	270.0	540.0
	350	320.9	574.5
2	120	154.1	348.2
	180	183.5	393.9
	240	221.0	455.6
	300	270.0	540.0
	350	318.9	571.1
3	120	152.8	363.8
	180	183.4	414.2
	240	218.8	469.4
	300	270.0	540.0
	350	326.1	581.9
4	120	155.6	346.3
	180	188.0	393.9
	240	221.3	455.3
	300	270.0	540.0
	350	320.1	579.6

表5 4件平均值数据处理结果表
Tab.5 Average data processing results of four pieces

剖面/mm	挥舞均值/(N·m)	摆振均值/(N·m)
120	154.1	352.5
180	185.7	399.9
240	220.8	460.6
300	270.0	540.0
350	321.5	576.8

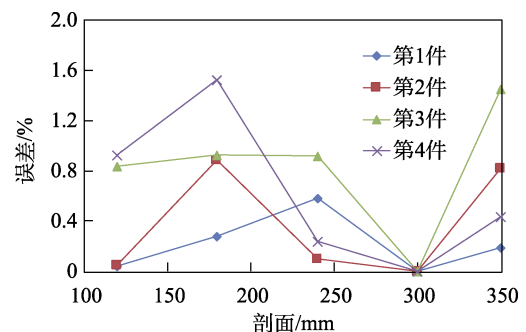


图4 挥舞误差
Fig.4 Flapping error

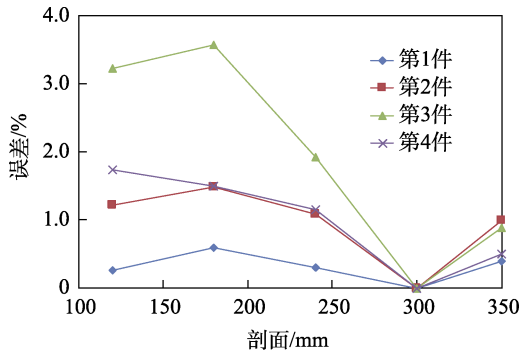


图5 摆振误差
Fig.5 Lag error

3 结论

1) 提出了一种安装攻角的理论计算方法, 解决了实际安装过程中安装攻角无法估算的问题, 可以提升试验安装效率。效率计算方式为, 假设试验调试次数为 n 次成功, 效率至少可以提升 $1/n$ 。

2) 分析了调试过程中试验件载荷的分布情况, 以4件直升机尾桨叶翼型段疲劳试验为研究对象, 通过观察调试载荷数据分布, 分析出4件尾桨叶翼型段载荷分布已趋于稳定, 4件尾桨叶翼型段分别为不同4批次生产编号, 说明试验件加工和试制水平已趋于成熟。

3) 经过疲劳试验考察发现疲劳性能满足疲劳寿命要求, 试验件疲劳性能良好, 为后续科研试验转入鉴定试验提供了基础。

参考文献:

- [1] 罗贤明. 国内民用直升机发展前景探析[J]. 航空制造技术, 2015, 58(3): 12-15.
LUO Xian-ming. Prospect Analysis of Domestic Civil Helicopter Development[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(3): 12-15.
- [2] 夏群林. 中国民用直升机及产业发展展望[J]. 航空制造技术, 2010, 53(1): 64-67.
XIA Qun-lin. China Civil Helicopter and Its Development Prospect[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(1): 64-67.
- [3] 吴希明. 直升机技术现状、趋势和发展思路[J]. 航空科学技术, 2012, 23(4): 13-16.
WU Xi-ming. Status, Trend and Strategy of Helicopter Technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012, 23(4): 13-16.
- [4] DAVIES D P, JENKINS S L, BELBEN F R. Survey of Fatigue Failures in Helicopter Components and some Lessons Learnt[J]. Engineering Failure Analysis, 2013, 32: 134-151.
- [5] 杨乃宾, 倪先平. 直升机复合材料结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

YANG Nai-bin, NI Xian-ping. Composite Structures Design for Helicopter[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.

- [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 Guo-fu. Study on Fatigue of Helicopter Composite Blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [7] 付裕, 刘牧东, 吴堂珍, 等. 直升机复合材料结构疲劳寿命评定技术的研究进展与发展趋势[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 83-88.
FU Yu, LIU Mu-dong, WU Tang-zhen, et al. Development and Trend on Fatigue Life Evaluation of Helicopter Composite Structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 83-88.
- [8] 郭俊贤, 樊光华. 国产复合材料在直升机旋翼桨叶研制中的应用[J]. 直升机技术, 1998(3): 6-10.
GUO Jun-xian, FAN Guang-hua. Application of Domestic Composites on Helicopter Rotor Blade Development Engineering[J]. Helicopter Technique, 1998(3): 6-10.
- [9] 陶宪斌, 曾玖海, 沈亚娟. 某直升机复合材料桨叶疲劳试验提前失效分析[J]. 科技创新与应用, 2017(4): 45-47.
TAO Xian-bin, ZENG Jiu-hai, SHEN Ya-juan. Failure Analysis of a Helicopter Composite Blade in Fatigue Test in Advance[J]. Technology Innovation and Application, 2017(4): 45-47.
- [10] 孙涛, 刘伟光, 曾玖海, 等. 某复合材料主桨叶疲劳试验提前失效模式分析及改进[J]. 直升机技术, 2011(2): 60-64.
SUN Tao, LIU Wei-guang, ZENG Jiu-hai, et al. Early Fatigue Failure Mode Analysis of XX Composite Main Rotor Blade and Optimization[J]. Helicopter Technique, 2011(2): 60-64.
- [11] 张逊, 姜年朝, 周光明. 一种基于 S-N 曲线的结构高周疲劳寿命估算方法[J]. 机械制造, 2013, 51(12): 4-6.
ZHANG Xun, JIANG Nian-chao, ZHOU Guang-ming. An Approach to Estimate High-Cycle Fatigue Life in the Structure Based on S-N Curve[J]. Machinery, 2013, 51(12): 4-6.
- [12] 穆志韬, 曾本银, 金平. 直升机结构疲劳[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
MU Zhi-tao, ZENG Ben-yin, JIN Ping. Fatigue of Helicopter Structures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009.
- [13] BLEAKNEY W. Fatigue Testing of Wing Beam by the Resonance Method[R]. Washington D C: NASA Center for Aerospace Information (CASI), 1938.
- [14] LISCHER A A. Development Fatigue Testing of a Large Helicopter Rotor Blade[C]//Subcommittee, Symposium on Fatigue of Aircraft Structures. West Conshohocken: ASTM International, 1960.
- [15] ADAMS D O, KEARNEY H L. Full-Scale Fatigue Testing of Advanced Fiber Composite Components[J]. Journal

- of the American Helicopter Society, 1986, 31(2): 66-72.
- [16] SCHUSTER S. Testing the Structural Integrity of the Boeing 777[J]. Sensors, 1995(1): 24-30.
- [17] RASUO B. Full-Scale Fatigue Testing of the Helicopter Blades from Composite Laminated Materials in the Development Process[J]. Journal of the Mechanical Behavior of Materials, 2009, 19(5): 331-339.
- [18] MITCHELL M R, LINK R E, RASUO B. Experimental Techniques for Evaluation of Fatigue Characteristics of Laminated Constructions from Composite Materials: Full-Scale Testing of the Helicopter Rotor Blades[J]. Journal of Testing and Evaluation, 2011, 39(2): 102768.
- [19] EMMERLING S, AHCI-EZGI E, BESSON J. The most Recent Rules on Fatigue and Damage Tolerance - Application and Challenges at Airbus Helicopters[J]. Annual Forum Proceedings, 2017, 73(4): 2521-2531.
- [20] 李峰, 李素芳. 主桨叶疲劳试验方法研究[C]//第19届全国直升机年会论文集, 哈尔滨: 中国航空学会, 2003. LI Feng, LI Su-fang. Study on Fatigue Test Method of Main Blade[C]// Proceedings of the 19th National Helicopter Annual Conference. Haerbin: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [21] 刘炉山, 夏国旺. 应用声发射检测复合材料桨叶疲劳损伤的技术研究[J]. 直升机技术, 2003(1): 35-38. LIU Lu-shan, XIA Guo-wang. Technic Research of Apply Acoustic Emission in Crack Detection during Composite Rotor Blades Fatigue Test[J]. Helicopter Technique, 2003(1): 35-38.
- [22] 康浩, 梅卫胜. 直升机复合材料尾桨叶疲劳试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(1): 54-58. KANG Hao, MEI Wei-sheng. The Fatigue Testing Investigation of Helicopter Composite Tail Rotor Blade[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994, 26(1): 54-58.
- [23] 鲁伟, 蒋建军, 王安平. 某型尾桨叶受载分析及叶根改进[J]. 直升机技术, 2009(2): 35-38. LU Wei, JIANG Jian-jun, WANG An-ping. The Endurance Analysis and Oar Base Improvement on a Stroke Oar[J]. Helicopter Technique, 2009(2): 35-38.
- [24] 王久龙, 杨库, 曹金华, 等. 直升机尾桨叶疲劳试验技术的研究[J]. 测控技术, 2022, 41(3): 49-54. WANG Jiu-long, YANG Ku, CAO Jin-hua, et al. Study on Fatigue Test Technology of Helicopter Tail Rotor Blade[J]. Measurement & Control Technology, 2022, 41(3): 49-54.
- [25] 夏国旺, 刘巍. 直升机无轴承尾桨柔性梁标定与解耦[J]. 直升机技术, 2007(3): 96-99. XIA Guo-wang, LIU Wei. Demarcation and Decoupling of Helicopter Bearingless Tail Rotor Flexible Beam[J]. Helicopter Technique, 2007(3): 96-99.
- [26] 余洵. 一种高效率的桨叶载荷标定方法[J]. 直升机技术, 2001(2): 9-11. YU Xun. An Efficient Method for Blade Load Calibration[J]. Helicopter Technique, 2001(2): 9-11.
- [27] 宋云, 孙云伟, 何攀. 某直升机尾桨叶根部段疲劳试验标定技术研究[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(1): 74-76. SONG Yun, SUN Yun-wei, HE Pan. Research on Fatigue Test Calibration of Helicopter Tail Rotor Blade Root Segment[J]. Machine Building & Automation, 2019, 48(1): 74-76.

责任编辑: 刘世忠