

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.02.008

直升机尾减速器机匣的疲劳寿命评估方法

曹奔¹, 刘星¹, 王康¹, 王巍¹, 施雯¹, 靳广虎²

(1. 中国航空发动机集团有限公司湖南动力机械研究所, 株洲 412002; 2. 南京航空航天大学直升机动力学国家重点实验室, 南京 210016)

摘要: 为提高直升机传动系统设计的可靠性, 开展了某型直升机尾减速器机匣的疲劳寿命评估流程和方法研究。根据关键件疲劳寿命评估的流程, 采用四参数疲劳寿命评估方法, 研究了材料、构件的平均 S-N 曲线参数, 以及基于缩减系数法的构件安全 S-N 曲线参数, 并通过线性累积损伤法则给出了疲劳寿命的计算方法。根据尾减速器机匣全尺寸疲劳试验结果和实测载荷谱, 以及尾减速器机匣应力的数值仿真分析, 依据安全 S-N 曲线和 Miner 法则进行了尾减速器机匣寿命的评估。研究结果表明: 尾减速器机匣关键部位均达到无限寿命设计要求。其中, 尾减速器机匣部位 2 的疲劳动态应变值和安全疲劳极限较大。

关键词: 直升机; 尾减速器机匣; 疲劳寿命预测; 四参数定寿方法

中图分类号: V214; TH132 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2026)02-0323-08

Fatigue Life Prediction Method for Helicopter Tail Gearbox Casing

CAO Ben¹, LIU Xing¹, WANG Kang¹, WANG Wei¹, SHI Wen¹, JIN Guanghu²

(1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou 412002, China; 2. National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To improve the reliability of helicopter transmission system design, the fatigue life assessment process and methodology of the tail gearbox casing of a certain type of helicopter are conducted. According to the process of assessing the fatigue life of critical components, a four parameter fatigue life prediction method is adopted to study the average S-N curve parameters of materials and components, as well as the safety S-N curve parameters of components based on reduction factors. The calculation method of fatigue life is given through the cumulative damage rule. Based on the full-scale fatigue test results and measured load spectrum of the tail gearbox casing, as well as the numerical simulation analysis of the stress in the tail gearbox casing, the life of the tail gearbox casing is evaluated according to the safety S-N curve and Miner's rule. The research results indicate that the key parts of the tail gearbox casing meet the design requirements for infinite lifespan. Among them, the fatigue dynamic strain value and safety fatigue limit of the Part 2 of the tail gearbox casing are relatively large.

Key words: helicopter; tail gearbox casing; fatigue life prediction; four-parameter fatigue life prediction method

疲劳破坏是传动系统零部件失效的主要原因。根据适航规定^[1]及强度规范要求^[2], 直升机传动系统的齿轮、轴承以及承力机匣等关键件都应开展疲劳寿命的评估与试验验证, 在预期的安全寿

基金项目: 国家自然科学基金(51975273); 直升机传动技术重点实验室基金(HTL-A-22G13)。

收稿日期: 2025-07-18; **修订日期:** 2026-01-02

通信作者: 靳广虎, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: meeghjin@nuaa.edu.cn。

引用格式: 曹奔, 刘星, 王康, 等. 直升机尾减速器机匣的疲劳寿命评估方法[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(2): 323-330. CAO Ben, LIU Xing, WANG Kang, et al. Fatigue life prediction method for helicopter tail gearbox casing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(2): 323-330.

命期限内,使得传动、结构部件等发生疲劳破坏并危及飞行安全的风险极低^[3-7]。因此,开展关键零部件的疲劳强度分析、疲劳寿命预测模型、疲劳寿命评估以及试验验证,完善疲劳寿命的评估流程和评价方法具有重要的理论意义与实际工程价值。

为提高传统系统的疲劳强度,预测关键件的疲劳寿命,国内外学者开展了大量的研究工作。文献[8]通过开展传动系统翻修间隔期和在外场放飞寿命的分析,提出了一种用于直升机传动系统全寿命期内的疲劳定寿技术。文献[9]基于风电增速箱真实载荷谱、齿轮材料S-N曲线以及静载下齿轮副应力应变,通过疲劳寿命接触有限元分析,获得了齿轮副低寿命区的分布规律。文献[10]开展了高强度钢的恒幅和变幅载荷下的高周疲劳行为研究,分析了疲劳强度以下的振幅量对起始位置、S-N曲线和寿命预测的影响。文献[11]在多种平均应力修正方法的基础上,提出了一种改进的疲劳损伤演化模型,使得金属板件疲劳寿命预测具有更高的精度。文献[12]采用ANSYS软件建立了航空发动机机匣有限元分析模型,开展了机匣模态及相对振动分析,通过数值仿真和试验测试相结合的方法提出了延缓机匣疲劳裂纹的方法。文献[13]开展了基于平均应力修正的回转轴疲劳寿命预测研究,并通过试验验证了方法的有效性。文献[14]针对某动车组齿轮箱疲劳强度开展了数值仿真分析,并运用修正的GOODMAN疲劳极限图法获得了其疲劳强度。文献[15]建立了主轴弹塑性有限元模型,预测了主轴的低周疲劳寿命,并通过低周疲劳台架试验对预测方法进行了验证。文献[16]开展了两种加载条件下高循环齿轮的弯曲疲劳寿命实验方法研究,研制了齿轮弯曲疲劳试件和试验终止的自适应诊断方法,并通过疲劳试验验证了所提方法的有效性。文献[17]开展了非线性累积损伤模型的修正方法研究,获得了钛合金高低周复合疲劳寿命预测模型。文献[18]运用集中参数法建立了船用分扭人字齿轮传动系统的弯扭轴耦合动力学模型,通过振动能量和齿轮疲劳寿命数据的分析处理,获得了传动系统疲劳寿命随振动能量的变化规律。文献[19]提出了一种针对FZG试验台齿轮接触疲劳综合评估(实验和计算)的方法,从宏观和微观的角度评价了8CrNiMo7-6和20MnCr5合金钢齿轮之间的接触特性。文献[20]应用解析方程建立了非对称螺旋齿轮的数值模型,考虑应变幅值和平均应变对疲劳寿命的影响,估计了齿轮的接触疲劳寿命,并基于文献的实验结果对数值模拟的接触疲劳和弯曲疲劳寿命进行了验证。文献[21]提出使用数据驱动的方法估计风力涡轮机高速轴轴承

的剩余使用寿命。

研究资料表明,开展直升机尾减速器机匣的疲劳寿命评估文献相对较少,尚未形成较完善的尾减速器机匣疲劳寿命评估流程与方法;结构疲劳寿命分析采用的典型的S-N曲线有幂函数方程、指数函数方程、三参数幂函数方程和四参数幂函数方程等^[8]。因此,为获取某型尾减速器机匣的疲劳寿命,完善疲劳寿命评估流程,本文在某型尾减速器机匣全尺寸的应力场数值仿真分析、疲劳试验结果和台架试验实测设计载荷谱应变的基础上,采用四参数幂函数疲劳寿命评估方法,开展了某型尾减速器机匣的全尺寸疲劳寿命评估研究,以期能为传动系统的可靠性设计提供理论参考。

1 尾减速器机匣疲劳寿命评估流程

获得承受交变载荷的尾减速器机匣载荷S-N的平均S-N曲线需要开展多试验样件的全尺寸疲劳试验。鉴于试验成本以及试验条件的限制,开展全尺寸疲劳试验的零部件数量有限;此外,疲劳试验结果往往具有很大的分散性,所以平均S-N曲线并不能代表所有零件的疲劳特性。因此,为获得安全可靠的寿命评估方法,需要将平均S-N曲线进行缩减从而获得零件的安全S-N曲线,再结合设计载荷谱或外场飞行载荷谱,选择合适的损伤累积法则,评估出零部件的安全使用寿命。尾减速器机匣疲劳寿命评估流程如图1所示。

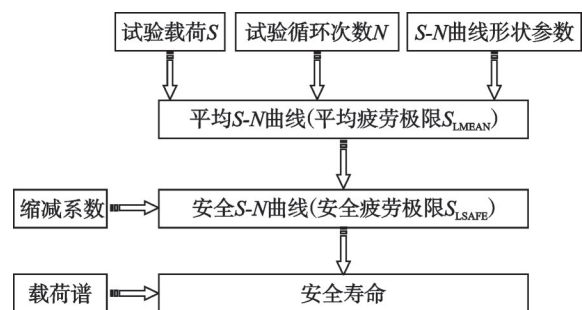


图1 疲劳寿命评估流程图

Fig.1 Flowchart for fatigue life prediction

2 尾减速器机匣疲劳寿命评估方法

2.1 疲劳试验测试方法及结果

2.1.1 尾减速器机匣应力分布的仿真分析

直升机传动系统的尾减速器位于直升机尾斜梁的上部,其功能是实现尾传动斜轴和尾桨之间的功率传递、减速和换向。尾减速器主要由输入齿轮组件、主机匣组件、输出齿轮组件和尾桨操纵轴组件组成。某型直升机传动系统尾减速器机匣结构示意图如图2所示。

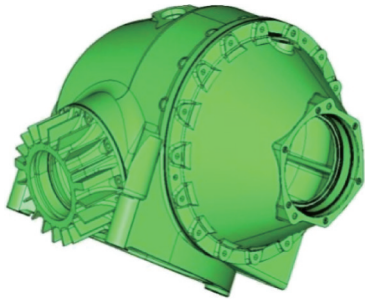


图 2 尾减速器机匣结构示意图

Fig.2 Schematic diagram of the structure of the tail gearbox casing

有效开展尾减速器机匣疲劳寿命评估的先决条件是确定影响机匣疲劳寿命关键区域,因此必须开展机匣应力分布的数值仿真分析,从而确定影响机匣寿命的高应力区。为获得影响机匣疲劳寿命的关键区域以便于粘贴应变花传感器监测试验过程中的应变值,运用 Patran 商业软件开展了使用载荷下的尾减速器机匣应力仿真分析。为获得尾桨

毂限制载荷作用下的尾减速器机匣的 von Mises 应力分布,对尾减速器机匣的载荷和装配条件进行简化。在载荷施加方面,采用理论力学的方法,将输出齿轮轴在尾桨毂装配位置承受的尾桨毂限制载荷换算为 2 个输出轴承对机匣的轴承载荷;同时,将输入和输出齿轮轴的啮合载荷换算为 2 个输入轴承和 2 个输出轴承对机匣的轴承载荷,并在 Patran 软件中将轴承载荷转换成按余弦规律分布的压力载荷,施加在轴承安装面位置。在约束条件方面,考虑到尾减机匣采用 3 个长螺栓贯穿机匣安装腿的螺栓孔装配到机身平台,因此将尾减速器机匣安装边的螺栓联接简化为刚性接触单元;同时,约束机匣安装腿的螺栓孔 3 个方向的位移。由于尾减机匣的结构非常复杂,因此采用能很好适应复杂几何外形的十节点四面体单元划分尾减速器机匣网格。采用上述方法,获得了尾减速器机匣应力分布,确定了影响疲劳寿命的 14 个高应力关键区域,如图 3 所示。

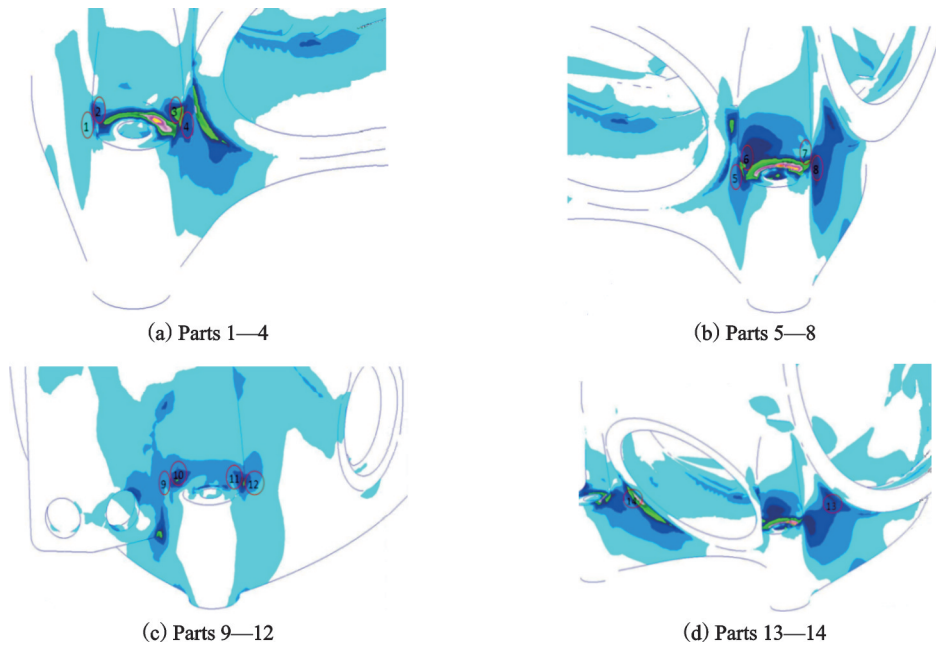


图 3 影响尾减速器机匣疲劳寿命的关键区域

Fig.3 Schematic diagrams of key areas for fatigue life of tail gearbox casing

2.1.2 尾减速器机匣疲劳试验方法及结果

影响尾减速器机匣疲劳寿命的关键区域较多,在正式疲劳试验前,开展了尾减机匣的尾桨毂载荷的单项标定试验,标定试验结果分析表明:尾减速器机匣 14 个高应力部位的试验应变,没有发现单项载荷影响显著的高应力区域。考虑到尾桨毂载荷的特性,因此采用分阶段、多组试验载荷的方式分别考核尾减速器机匣各疲劳关键区域。根据尾桨毂载荷和尾减机匣的安装腿位置,尾减速器机匣疲劳试验采用八通道电液伺服协调加载的试验方法施加试验载荷,加载装置示意图如图 4 所示。

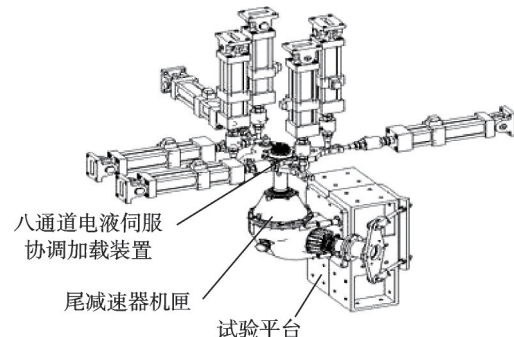


图 4 尾减速器机匣疲劳试验加载装置示意图

Fig.4 Schematic diagram of fatigue test loading for tail gearbox casing

尾减速器机匣高周疲劳试验工况分 5 个阶段进行,每个阶段施加 1 组疲劳试验载荷和相应的试验循环次数,试验工况及结果如表 1 所示。其中,第 1 阶段疲劳试验的高应力部位为 1~8、14 和 15;第 2 和第 4 阶段疲劳试验的高应力部位为 9 和 10;第 3 和第 5 阶段疲劳试验的高应力部位为 1、2、7、8 和 14。尾减速器机匣高周疲劳试验件共 2 件。其中,第 1 件尾减速器机匣开展了 5 阶段疲劳试验,循环 1 425 000 次时出现初始裂纹;第 2 件尾减速器机匣首先选用第 1 件的第 4 阶段的试验载荷完成了 30 万次试验循环,然后选用第 1 件的第 1 阶段的试

验载荷,循环 558 318 次时出现初始裂纹。尾减速器机匣裂纹如图 5 所示。

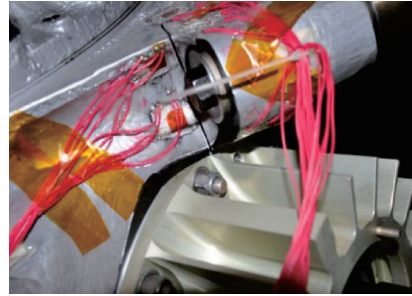


图 5 尾减速器机匣裂纹实物图

Fig.5 Physical picture of cracks on the tail gearbox casing

表 1 尾减速器机匣试验的载荷及循环次数
Table 1 Test load and cycle count of tail gearbox casing

试验工况	载荷分量	静态载荷	动态载荷	循环次数
第 1 阶段	剪力 F_x/N	935	345	第 1 件完成 50 万次循环; 第 2 件完成 558 318 万次循环后发生破坏
	剪力 F_y/N	-589	335	
	轴向力 F_z/N	18 017	-13 356	
	弯矩 $M_x/(N\cdot m)$	1 519	451	
	弯矩 $M_y/(N\cdot m)$	2 250	-470	
第 2 阶段	扭矩 $M_z/(N\cdot m)$	-5 792	-2 427	第 1 件完成 50 万次循环
	剪力 F_x/N	935	690	
	剪力 F_y/N	-589	670	
	轴向力 F_z/N	18 017	6 678	
	弯矩 $M_x/(N\cdot m)$	1 519	1 353	
第 3 阶段	弯矩 $M_y/(N\cdot m)$	2 250	-470	第 1 件完成 30 万次循环
	扭矩 $M_z/(N\cdot m)$	-5 792	1 214	
	剪力 F_x/N	935	690	
	剪力 F_y/N	-589	670	
	轴向力 F_z/N	18 017	-13 356	
第 4 阶段	弯矩 $M_x/(N\cdot m)$	1 519	902	第 1 件完成 10 万次循环; 第 2 件完成 30 万次循环
	弯矩 $M_y/(N\cdot m)$	2 250	940	
	扭矩 $M_z/(N\cdot m)$	-5 792	2 427	
	剪力 F_x/N	935	1 035	
	剪力 F_y/N	-589	1 005	
第 5 阶段	轴向力 F_z/N	18 017	15 582	第 1 件完成 2.5 万循环次数后发生破坏
	弯矩 $M_x/(N\cdot m)$	1 519	1 353	
	弯矩 $M_y/(N\cdot m)$	2 250	-1 410	
	扭矩 $M_z/(N\cdot m)$	-5 792	2 832	
	剪力 F_x/N	935	828	
第 5 阶段	剪力 F_y/N	-589	804	第 1 件完成 2.5 万循环次数后发生破坏
	轴向力 F_z/N	18 017	-16 027	
	弯矩 $M_x/(N\cdot m)$	1 519	1 082	
	弯矩 $M_y/(N\cdot m)$	2 250	1 128	
	扭矩 $M_z/(N\cdot m)$	-5 792	2 912	

2.2 四参数疲劳寿命评估方法及主要参数计算

尾减速器机匣疲劳寿命评估采用四参数法,四参数法的 S-N 曲线方程^[8,22]可表示为

$$\frac{S}{S_\infty} = H + A(N + C)^{-B} \quad (1)$$

式中:S 为对称循环下的动态载荷(或动态应力);N

为循环次数; S_{∞} 为疲劳极限; H 、 A 、 C 、 B 为材料常数,即四参数法中的“4个参数”。四参数疲劳寿命评估方法主要内容包含以下4个方面:

(1) 材料试样的平均S-N曲线

开展材料试样试验时,采用成组法拟合材料的S-N曲线,使用升降法获得材料的疲劳极限。材料的4个参数 H 、 A 、 B 、 C 确定方法可参考文献[22]。

(2) 构件的平均S-N曲线

开展等幅交变载荷下的实际构件疲劳试验,可以获得破坏时的实际构件动态载荷 S 与循环次数 N 。将试验获得的动态载荷 S 与循环次数 N 代入式(1)即可获得构件的平均疲劳极限。对于多个试验件,构件的平均疲劳极限,可定义为多个同批次构件疲劳极限的算术平均值。根据材料的4个参数 H 、 A 、 B 、 C ,从而获得构件的平均S-N曲线。

(3) 构件的安全S-N曲线

基于构件的平均S-N曲线,对其短寿命区应用低周疲劳寿命缩减系数、长寿命区应用高周疲劳强度缩减系数进行修正^[22-23],即可得到构件的安全S-N曲线。

(4) 疲劳寿命评估

采用Miner累积损伤法计算构件的疲劳寿命。经典形式的安全Miner准则表达式为

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i} \quad (2)$$

式中: D 为累积损伤; n_i 为作用 S_i 级动态载荷的循环次数; N_i 为构件在单一动态载荷 S_i 下的疲劳寿命。该寿命值 N_i 的计算方法参见文献[22]。若已知代表时段 T 内构件产生的累积损伤 D ,则可通过式(2)求出以飞行小时表示的寿命 L ,其计算公式为

$$L = \frac{1}{D} \times T \quad (3)$$

式中 T 为载荷谱时间周期。

3 尾减速器机匣的疲劳寿命评估

3.1 平均疲劳极限

该传动系统尾减速器机匣采用镁合金材料制造。通过对材料小试样进行疲劳试验,并对试验数据进行分析拟合,获得了其平均S-N曲线的4个关键参数: $H=1$; $A=29.5$; $C=12$; $B=0.3316$ 。

根据两件尾减速器机匣第1阶段至第5阶段疲劳试验结果,以应变监测点的实测应变为疲劳表征量进行疲劳极限计算。考虑到试验载荷保持不变,应变值理论上应为恒定值,对各点静态、动态应变取不同时刻记录值的平均值。

尾减速器机匣的高应力部位集中于安装腿部且受力复杂,无法准确得知其主应力方向,因此挑选应变花传感器监测到的单应变片测试的最大动态试验应变值计算尾减速器机匣平均疲劳极限。此外,由于某些高应力部位监测点的动态值太小,其平均疲劳极限不具备参考意义,因此不考虑。以尾减速器机匣14处高应力部位的试验应变作为疲劳寿命评估的表征量,获得了平均疲劳极限和安全疲劳极限。尾减速器机匣各有效测试点的疲劳极限如表2所示。

表2 尾减速器机匣各监测点疲劳极限

Table 2 Fatigue limits at each monitoring point of the tail gearbox casing

测点	平均疲劳极限 $S_{LMEAN}/\mu\epsilon$	安全疲劳极限 $S_{LSAFE}/\mu\epsilon$
1	236.8	141.8
2	364.8	218.4
3	218.4	130.8
4	294.7	176.5
5	168.2	100.7
6	259.0	155.1
7	301.3	180.4
8	187.6	112.3
9	178.6	106.9
10	101.1	60.5
14	201.3	120.5

3.2 缩减系数

鉴于尾减速器机匣铸造性能固有的随机性与分散性,基于特定批次疲劳试验获得的疲劳数据,其代表性有限。因此,为构建能够涵盖批次差异的安全S-N曲线,需在平均S-N曲线的基础上引入适当的缩减处理。基于两件尾减速器机匣的疲劳试验结果,根据国内直升机传动系统的研制经验与四参数S-N曲线的缩减准则,确定尾减速器机匣疲劳寿命缩减系数为5,疲劳强度缩减系数为1.67,继而推导出尾减速器机匣安全S-N曲线的4个关键参数: $H=1$, $A=29.2$, $C=271$, $B=0.3309$ 。

3.3 疲劳载荷谱

疲劳载荷谱是进行构件疲劳试验和疲劳损伤分析的前提。直升机典型飞行任务剖面由规定了飞行时间、任务段、高度以及速度等的标准使用情况组成,根据直升机总体设计要求定义。根据某型民用直升机的飞行任务剖面,对各任务段进行分析,确定其对应的疲劳载荷工况。结合尾桨毂气动载荷特性,将尾减速器的疲劳载荷谱转换为尾减速器机匣关键部位的疲劳应变谱。该疲劳应变谱通常由直升机的试飞实际测试获取。

某型尾减速器机匣没有开展过试飞载荷实测,其关键部位的疲劳应变谱数据缺乏。为评估尾减速器机匣的疲劳寿命,在开展尾减速器机匣的疲劳试验前,需依据尾桨毂载荷谱,通过在台架试验中施加

疲劳载荷谱中的每级载荷谱获取尾减机匣关键部位的应变值,据此编制尾减速器机匣的疲劳应变谱。尾减速器机匣的疲劳应变谱包含稳态和动态应变谱两部分,具体数值分别如表 3 和表 4 所示。

表 3 尾减速器机匣实测稳态应变谱

Table 3 Static strain spectrum measured in the actual tail gearbox casing

飞行状态	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	-84	-141	-112	-172	99	125	-89	41	74	45	33	3	-22	-87
2	-130	-231	-186	-279	139	186	-138	77	163	96	98	40	5	-131
3	-215	-352	-253	-388	183	279	-216	126	230	130	147	59	40	-175
4	-10	-6	61	42	-59	-39	24	-14	65	26	50	25	50	29
5	-34	-70	-85	-116	78	81	-46	14	33	27	1	-8	-44	-58
6	-32	-69	-89	-119	81	83	-45	13	30	27	-1	-8	-47	-60
7	-35	-75	-98	-130	89	91	-51	15	29	27	-3	-9	-51	-66
8	-41	-83	-100	-132	95	104	-61	23	32	27	12	7	-57	-63
9	-29	-70	-100	-131	92	91	-46	9	28	29	-5	-10	-58	-67
10	-27	-70	-95	-132	87	86	-36	-1	43	37	5	-7	-61	-65
11	-28	-75	-95	-137	86	86	-32	-7	57	44	13	-4	-62	-67
12	-44	-95	-104	-144	100	111	-67	28	49	35	25	14	-45	-70
13	-17	-58	-86	-122	79	70	-19	-13	54	42	2	-10	-72	-59
14	-68	-130	-123	-178	115	135	-92	49	79	53	40	17	-33	-86
15	-17	-20	13	1	-15	-1	-6	7	22	7	20	10	26	2
16	-11	-50	-82	-115	74	65	-12	-19	49	40	1	-9	-72	-55

表 4 尾减速器机匣实测动态应变谱

Table 4 Dynamic strain spectrum measured in the actual tail gearbox casing

飞行状态	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	8	8	8	3	5	0	4	6	21	9	12	4	10	4
2	27	29	4	4	16	5	1	2	36	16	20	4	27	10
3	14	13	21	13	21	3	2	4	52	23	22	4	23	14
4	0	2	16	14	13	11	6	2	17	7	11	4	9	9
5	1	0	7	6	5	4	1	1	6	2	4	2	5	4
6	9	10	0	3	0	5	9	9	5	1	4	1	8	1
7	19	22	7	12	7	15	21	19	4	1	5	1	13	7
8	31	41	27	35	12	26	46	41	1	8	4	1	24	27
9	47	57	28	39	25	43	57	47	3	4	7	0	25	23
10	19	21	4	9	4	12	20	18	8	1	7	2	14	5
11	16	17	0	5	0	8	15	14	12	3	9	3	14	2
12	33	42	26	33	5	18	38	35	3	9	1	4	21	29
13	0	2	9	8	8	6	4	1	9	4	6	2	5	5
14	11	6	4	5	8	12	5	2	15	2	1	2	9	10
15	5	5	2	0	2	1	3	3	6	2	4	2	5	0
16	0	1	9	8	7	6	3	1	9	4	6	2	5	5

3.4 疲劳寿命评估

为考虑稳态应变对尾减速器机匣关键部位疲劳特性的影响,需将疲劳应变谱的稳态应变值和动态应变值共同转换为等效的对称循环应变值。等效对称循环应变值采用 Sorderberg 方法获得。依据尾减速器机匣实测的疲劳应变谱和安全 S-N

曲线参数,运用 Miner 线性累积损伤法则进行尾减速器机匣寿命的评估。结果表明:尾减速器机匣关键部位均满足无限寿命设计要求。其中,尾减速器机匣部位 2 的疲劳动态应变值和安全疲劳极限较高。尾减速器机匣部位 2 的疲劳寿命如表 5 所示。

表 5 尾减速器机匣部位 2 的疲劳寿命

Table 5 Fatigue life of Part 2 of the tail gearbox casing

状态	时间比例/%	对称循环应变/ $\mu\epsilon$	百小时循环数	百小时损伤
1	9.770	8.39	2 968 400	0.00
2	0.100	30.76	30 383	0.00
3	0.020	14.64	6 077	0.00
4	0.120	2.36	36 459	0.00
5	8.855	1.08	2 690 397	0.00
6	3.500	10.39	1 063 398	0.00
7	8.350	22.67	2 536 964	0.00
8	0.450	42.11	136 723	0.00
9	0.005	57.79	1 519	0.00
10	0.800	21.60	243 062	0.00
11	0.200	17.66	60 766	0.00
12	0.100	43.31	30 383	0.00
13	12.745	2.09	3 872 288	0.00
14	4.700	5.74	1 427 992	0.00
15	0.035	5.02	10 634	0.00
16	0.250	1.38	75 957	0.00
百小时总损伤				0.00
寿命/h				无限寿命

4 结 论

本文以某型直升机尾减速器机匣的疲劳寿命为研究对象,采用四参数疲劳寿命评定方法,研究了材料的平均 S-N 曲线、构件的平均 S-N 曲线以及构件的安全 S-N 曲线参数确定,计算了尾减速器机匣的疲劳寿命,形成了尾减机匣疲劳寿命评估流程与方法。主要工作与结论有:

(1)采用数值仿真的方法获得了尾减速器机匣的应力分布及高应力部位。

(2)采用八通道电液伺服协调加载装置和分阶段、多组试验载荷的方式,开展了尾减速器机匣的疲劳寿命试验,获得了关键区域的应变变化规律。

(3)根据全尺寸疲劳试验、实测载荷谱、构建的安全 S-N 曲线以及线性累积损伤法则,开展了尾减速器机匣的疲劳寿命评估。结果表明:尾减速器机匣关键部位均达到无限寿命设计要求。

参考文献:

[1] 中国民用航空总局. 运输类旋翼航空器适航规定: CCAR-29-R1[S]. 北京:中国民用航空总局,2002. Civil Aviation Administration of China. Airworthiness regulations for transport category rotorcraft:CCAR-29-R1[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2002.

[2] 军用直升机强度和刚度规范编制组. 军用直升机强度

和刚度规范:GJB720.4—1989[S]. 北京:航空工业出版社,1990.

Military helicopter strength and stiffness specification compilation group. Military helicopter strength and stiffness specifications: GJB720.4—1989[S]. Beijing: Aviation Industry Press,1990.

[3] 熊峻江. 飞行器结构疲劳与寿命设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003. XIONG Junjiang. Fatigue and life design of aircraft structures[M]. Beijing: Beihang University Press, 2003.

[4] 穆志韬. 直升机结构疲劳[M]. 北京:国防工业出版社,2009. MU Zhitao. Structural fatigue of helicopters[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009.

[5] 赵少汴. 抗疲劳设计[M]. 北京:机械工业出版社, 1994. ZHAO Shaobian. Anti-fatigue design[M]. Beijing: China Machine Press, 1994.

[6] 高镇同,熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2000. GAO Zhentong, XIONG Junjiang. Fatigue reliability [M]. Beijing: Beihang University Press, 2000.

[7] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社,2003. YAO Weixing. Fatigue life analysis of structure[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.

[8] 康丽霞,曹义华,宁向荣. 直升机传动系统疲劳定寿技术[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6):1431-1435. KANG Lixia, CAO Yihua, NING Xiangrong. Fatigue evaluation of helicopter transmission system [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (6) : 1431-1435.

[9] 林腾蛟,沈亮,赵俊渝. 风电增速箱输出级齿轮副疲劳寿命有限元分析[J]. 重庆大学学报, 2012, 35 (1): 1-6. LIN Tengjiao, SHEN Liang, ZHAO Junyu. Fatigue life finite element analysis of output gear pair of wind turbine speed-increase gearbox [J]. Journal of Chongqing University, 2012, 35 (1): 1-6.

[10] SHI X T, XIAO Y C, CHEN H, et al. Study on continuum damage mechanics model for high cycle fatigue [J]. Applied Mechanics and Materials, 2016, 835: 564-567.

[11] TSCHEGG S. Very high cycle fatigue measuring techniques[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 60: 2-17.

[12] 吴宏春,陈勇,洪志亮. 航空发动机机匣裂纹故障诊断研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30 (5): 42-46. WU Hongchun, CHEN Yong, HONG Zhiliang. Diag-

- nosis on the casing crack failure of an aero-engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2017, 30(5): 42-46.
- [13] HE P Y, HONG R J, WANG H, et al. Fatigue life analysis of slewing bearings in wind turbines[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 111: 233-242.
- [14] 雷刚, 于航, 马洋洋, 等. 某动车组齿轮箱疲劳强度仿真分析[J]. *重庆理工大学学报(自然科学)*, 2020, 34(7): 94-99.
- LEI Gang, YU Hang, MA Yangyang, et al. Fatigue strength simulation analysis of a high-speed train gearbox[J]. *Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science)*, 2020, 34(7): 94-99.
- [15] 王成, 毛飞鸿, 侯威, 等. 基于动态扭矩测试的综合传动系统主轴低周疲劳寿命预测与验证 [J]. *兵工学报*, 2020, 41(7): 1262-1269.
- WANG Cheng, MAO Feihong, HOU Wei, et al. Low-cycle fatigue life prediction and validation of main shaft of power-shift steering transmission based on dynamic torque measurement[J]. *Acta Armamentarii*, 2020, 41(7): 1262-1269.
- [16] ISAAC J H, KAHRAMANA A, NEIL A. A rotating gear test methodology for evaluation of high-cycle tooth bending fatigue lives under fully reversed and fully released loading conditions[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 133: 1-12.
- [17] ZHAO Z H, LU K N, WANG L F, et al. Prediction of combined cycle fatigue life of TC11 alloy based on modified nonlinear cumulative damage model[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(7): 73-84.
- [18] 赵天宇, 宿吉鹏, 邵钢, 等. 船用分扭人字齿轮传动系统振动能量与疲劳寿命研究[J]. *热能动力工程*, 2021, 36(12): 111-117.
- ZHAO Tianyu, SU Jipeng, SHAO Gang, et al. Study on vibration energy and fatigue life of marine split torque herringbone gear transmission system[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2021, 36(12): 111-117.
- [19] CALABOKIS O P, MORAES S P D, ANTUNES E V, et al. Experimental and numerical study of contact fatigue for 18CrNiMo7-6 and 20MnCr5 carburized gear tooth[J]. *Surface Topography-Metrology and Properties*, 2022, 10: 1-22.
- [20] RAJESH S, MARIMUTHU P, DINESH B P, et al. Contact fatigue life estimation for asymmetric helical gear drives [J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 164(6): 1-11.
- [21] RAVI P, MATILDE S, JESUS E S. Comparative analysis of novel data-driven techniques for remaining useful life estimation of wind turbine high-speed shaft bearings[J]. *Energy Science & Engineering*, 2024, 8: 1-11.
- [22] 宁向荣, 陈伟, 蔡显新, 等. 四参数疲劳定寿方法 [J]. *航空动力学报*, 2012, 27(8): 1746-1751.
- NING Xiangrong, CHEN Wei, CAI Xianxin, et al. Four-parameter life prediction method [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(8): 1746-1751.
- [23] HU B A. Study on general principle for structure fatigue substantiation of helicopter transmission system [J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2011, 86(11): 90-95.

(编辑: 孙静)