

文章编号:1000-8055(2011)06-1431-05

直升机传动系统疲劳定寿技术

康丽霞^{1,2}, 曹义华¹, 宁向荣³

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国人民解放军总参陆航部装备发展办公室, 北京 100012;

3. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 通过对直升机传动系统关键件疲劳设计中各个工作项目的研究, 论述了传动系统关键件疲劳设计方法, 提出了一种传动系统齿轮疲劳评定的工作流程; 通过对传动系统翻修间隔期(TBO)和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, 同时列出了定寿的基本内容和工作流程, 对直升机传动系统的研制、使用、维护和定寿均有一定的理论指导和工程实践意义。

关 键 词: 直升机; 传动系统; 关键件; 疲劳设计; 疲劳定寿

中图分类号: V214; TH132

文献标志码: A

Fatigue evaluation of helicopter transmission system

KANG Li-xia^{1,2}, CAO Yi-hua¹, NING Xiang-rong³

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Equipment Development Office of Army Aviation Department,

The Chinese People's Liberation Army, Beijing 100012, China;

3. China Aviation Powerplant Research Institute,

China Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: By studying various work items of helicopter transmission key parts fatigue design, the methodology of fatigue design of key parts was discussed. And a fatigue assessing process of transmission system gear was advanced. By investigating the time between overhaul (TBO) and flight life on the outfield of transmission system, a fatigue evaluation technology which can be used to the whole life of helicopter transmission was proposed. Besides, basic contents and process of the fatigue evaluation were both listed. The methodology described in this paper can give some theoretical guidance and engineering practical significance on the helicopter transmission research, use, maintenance, and fatigue evaluation.

Key words: helicopter; transmission system; key parts; fatigue design; fatigue evaluation

传动系统是直升机三大动部件之一, 它承受着旋翼、尾桨、操纵系统及发动机所带来的复杂静载荷和疲劳载荷。为了避免由于疲劳而产生的灾难性后果, 必须对传动系统所有关键重要零件(关键件)进行疲劳评估。在疲劳评估后, 再结合翻修

间隔期(TBO)科学管理传动系统零部件的修理和更换, 确保飞行安全。

无论军用规范还是民用适航规范, 都要求在寿命期内传动系统疲劳破坏的概率极低。目前常用的两种概率要求^[1]为: ①失效概率为 10^{-3} , 其

收稿日期: 2010-05-17; 修订日期: 2010-10-18

作者简介: 康丽霞(1975—), 女, 内蒙古凉城人, 博士后, 主要从事直升机传动系统的设计研究。E-mail: lisa6286@sina.com

置信度为95%;②失效概率为 10^{-6} ,其置信度为90%。随着传动系统设计技术的发展,传动系统的首翻期和总寿命越来越长。上世纪90年代末,先进传动系统的首翻期已达到3000h,总寿命达到9000h。本世纪初,先进传动系统首翻期达到5000h,总寿命达到20000h。对于先进传动系统,疲劳寿命设计技术以及寿命评估方法极其重要。

本文在前人研究成果的基础上,通过对直升机传动系统关键件疲劳设计中各个工作项目的研究,论述了传动系统关键件疲劳设计方法,提出了一种传动系统齿轮疲劳评定的工作流程;通过对传动系统翻修间隔期和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,同时列出了定寿的基本内容和工作流程,并给出了一些有意义的结论。

1 关键件疲劳设计需考虑的项目

直升机传动系统疲劳设计主要考虑项目如下:

1) 应对传动系统的零部件按照安全性要求合理分类。一般分为关键件、重要件和一般件三类。零件分类不仅要考虑零部件对直升机飞行安全的影响,还必须考虑其承受疲劳载荷的严重程度,用以确定需要进行疲劳评定的零部件及其定寿的方法和要求。

2) 飞行载荷测试、分析处理是传动系统定寿、延寿的关键之一,只有实测载荷谱才能真实反映各结构在全使用寿命期内的实际受载情况,作为最终评定疲劳寿命的依据。在飞行载荷实测中,应记录包线范围内整个飞行过程的载荷数据,尤其是使用中预期的稳态和机动飞行状态下的应力和应变^[2-3]。

3) 各种飞行状态及相应载荷和应力谱的发生频率。

4) 结构和所用材料的疲劳强度、疲劳裂纹扩展特性以及损伤结构的剩余强度^[4-5]。

5) 检测能力、检查方法以及可检缺陷尺寸。

6) 飞行测量应力/应变的可变性、实际使用飞行状态频率的可变性以及材料疲劳强度随时间与环境等因素的可变性。

7) 采用有效的疲劳评估方法,确定构件的检查间隔或更换时间。结合各减速器的首翻期和翻修间隔来管理传动系统零部件的修理和更换。

2 疲劳设计方法

传动系统关键件疲劳设计方法包括安全寿命

方法、缺陷容限安全寿命方法和损伤容限方法^[6-7]。原始结构在服役期内或规定的更换期内,抵抗交变工作载荷而不产生可检裂纹的能力,称为安全寿命。带缺陷的结构在服役期内或规定的更换期内,抵抗交变工作载荷而不产生可检缺陷增长的能力,称为缺陷容限安全寿命。结构在规定的未修理的使用周期内,抵抗由缺陷、裂纹或其他损伤而导致的破坏的能力,称为结构的损伤容限。

关键件都应进行缺陷容限和损伤容限设计,除非特定结构在其几何尺寸、可检性和成熟的设计实践限制范围内不能使用这两种设计方法。传动系统的齿轮、旋翼轴、伺服支座和撑杆凸耳等零件的疲劳设计一般采用安全寿命方法^[8]。由于传动系统承受复杂的、幅值较大且频率较高的动态载荷,一旦结构有了可检测的初始裂纹尺寸,会很快地发展到临界裂纹长度,因此,目前世界上最先进的传动系统设计并没有把损伤容限设计应用于工程实践。

无论是安全寿命方法,还是缺陷容限安全寿命方法,都采用应力疲劳理论与单轴应力-循环次数曲线(S-N曲线)来计算寿命,只是在全尺寸疲劳试验时,缺陷容限安全寿命方法是在带缺陷的试件上进行,并进而获得带缺陷构件的疲劳极限。而安全寿命方法中全尺寸疲劳试验^[9]是在没有任何可检缺陷的构件上进行。两者的定寿过程是一样的,见图1。

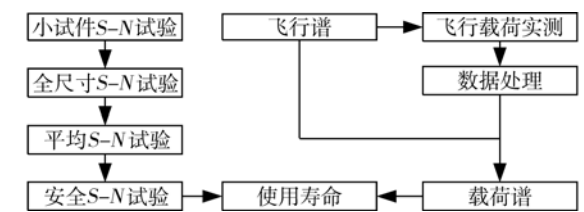


图1 安全寿命方法或缺陷容限安全寿命方法定寿框图

Fig. 1 Methods of safe life or tolerable defect limit safe life deciding block diagram

3 齿轮疲劳的评定

传动系统齿轮疲劳的评定可按下述专用程序进行

1) 齿轮的疲劳评定必须有疲劳试验证明资料。试验证明资料应通过在有动力情况下工作的整个减速器试验件的旋转试验提供。对于钢齿轮的疲劳强度,一般要求在具有安全系数的功率点

上进行至少 10^7 次循环的试验来证明齿轮的初始寿命.采用更短周期的试验应经过其他有效的方法证实^[10].

2) 这些试验专门为轮齿疲劳评定进行,试验的零部件不需考虑试验完成后的可使用性,只要轮齿上无明显疲劳损伤,而轴承和传动轴上的过度磨损以及轴承和轮齿上的伤痕(包括剥落)是可接受的.在评定试验的有效性和确认受影响零部件的完整性时,如有必要应考虑除轮齿疲劳以外的疲劳损伤.

3) 试验条件(试验扭矩随循环次数的变化曲线)应允许根据传动链中的每个齿轮来制定平均强度曲线.试验条件至少应包括那些在预期的服役中正常条件下重复使用的功率水平.

4) 不影响轮齿疲劳评定的专用程序,如果经过验证且不影响寿命的确定,可允许用来促进试验的完成.这些程序包括定期中断检查、非关键件的更换和专用润滑剂的使用、专用的冷却系统以及防止试验扭矩水平出现非典型偏移的方法.

5) 关于齿轮疲劳强度安全系数的规定^[11]如下:单个试验件为 1.4;两个试验件为 1.35;三个试验件为 1.32,四个或更多试验件为 1.3.

6) 通过疲劳试验获得齿轮的 S-N 曲线,采用上述安全系数对 S-N 曲线进行缩减,得到使用(安全)S-N 曲线,再结合飞行功率谱和 Miner 准则计算每种飞行状态下的疲劳损伤^[12],进而确定齿轮的寿命.

4 翻修间隔期与外场放飞寿命

4.1 翻修间隔期(TBO)

传动系统的翻修间隔期是使用方要求的另一个重要的寿命指标,确定依据如下:

1) 按均立方根功率等效原则^[13],进行 TBO 验证试验(台架等效加速持久试验),给出减速器的 TBO 能力.

2) 不能仅凭台架试验确定 TBO,需要通过对比装机地面试验和飞行试验后的分解检查和验证,逐步增加和最后给定传动系统的翻修间隔时间.

在统计 TBO 时数的时候,需要对每一传动链分别计算其经历过的各状态的试验时数、对应的等效加速系数和相应于均立方根功率下的时数,然后累计相加得该传动链验证的 TBO 时数.

4.2 外场放飞寿命

一般来讲传动系统外场放飞寿命确定程

序如下:

1) 在传动系统研制初期阶段,一般通过分析、零部件试验等手段,结合设计载荷谱,给出初始寿命,并随后根据外场的载荷及其他使用信息,逐步确定各零部件的总寿命.

2) 在传动系统飞行试验的初期阶段,应按照传动系统台架试验时数领先于地面系留试验或铁鸟试验时数、地面系留试验或铁鸟试验时数领先于飞行试验时数的原则.

3) 随着研制的深入,采用台架等效加速持久试验,进行 TBO 验证试验,确定首翻期和翻修间隔.

4) 根据各零部件的总寿命、各减速器的首翻期和翻修间隔来管理传动系统零部件的修理和更换.

5 全寿命期内的定寿内容与流程

传动系统的寿命管理,是针对从研制到退役全过程的传动系统寿命所进行的组织、计划、协调和控制等工作,其主要工作内容和流程如图 2 所示.

6 主减速器传扭转接盘寿命确定实例

某型直升机主减速器传扭转接盘是关键承力件,其材料为 7475-T7351,材料的寿命曲线用四个材料参数表征^[14]如下:

$$S = S_0 [H + A \times (N + C)^{-B}]$$

其中 S_0 为材料的疲劳极限,考虑到破坏部位有微动磨损,用微动磨损条件下的疲劳性能常数

$$H=1, A=75, B=0.323, C=368.$$

用 3 件传扭转接盘得到的零件的疲劳极限为 3 件试验件的平均疲劳极限 $S_0=13172.398 \text{ N} \cdot \text{m}$,由此推得零件的平均 S-N 曲线为

$$S = 13172.398 \times [1 + 75 \times (N + 368)^{-0.323}]$$

而缩减后的 S-N 曲线为

$$S = 8031.95 \times [1 + 73.812 \times (N - 95.5372)^{-0.3219}]$$

根据 Miner 累积损伤准则,结合实测载荷谱,可以得到传扭转接盘的寿命为 58 139 飞行小时.

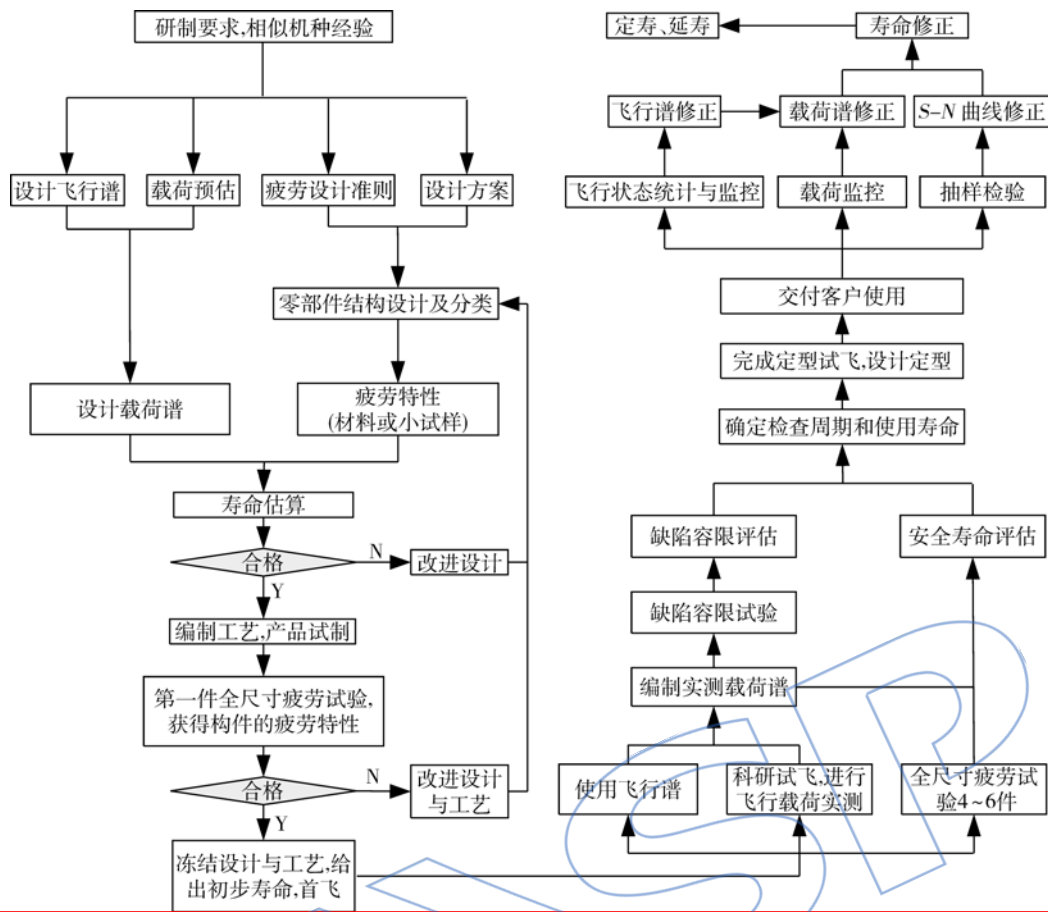


图2 传动系统定寿工作内容和流程

Fig. 2 Contents and technological process of drive system life length deciding

7 结论

本文总结了近年来国内直升机传动系统型号研制的经验和对外合作的成果,全面论述了直升机传动系统的寿命评定技术,给出了直升机传动系统疲劳寿命的设计要求、疲劳定寿内容以及方法.论文工作对直升机传动系统定寿工作具有理论指导和工程实践意义,可广泛应用于我国直升机传动系统的研制、使用和维护.

参考文献:

- [1] 赵少汴. 抗疲劳设计[M]. 北京:机械工业出版社,1994.
- [2] 王智,陈志伟,刘文琦. 飞机载荷谱不同编制方法的对比研究[C]//第五届全国疲劳会议论文集. 威海:中国航空学会,1991:699-703.
- [3] 张蕾. 单机寿命监控系统设计研究[J]. 陆军航空兵学院学报,2003,2(3):70-72.
ZHANG Lei. Single life monitoring system design and research[J]. Journal of Army Aviation Institute,2003,2(3):70-72. (in Chinese)
- [4] 曾玖海,曾本银,史思佃. 直升机动部件安全寿命和破损安全相结合定寿技术[J]. 直升机技术,2003(3):15-20.
- [5] 刘文挺,费斌军. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1999.
- [6] Richard A, Felton D, Wolf E. Probabilistic fatigue methodology for safe retirement lives[J]. Journal of the American Helicopter Society,1992,37(2):41-53.
- [7] 王斌团. 结构疲劳日历寿命及其概率研究[D]. 西安:西北工业大学,2000.
WANG Bintuan. Study of structural fatigue calendar life and probability[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2000. (in Chinese)
- [8] 余建航,贺美云. 直升机关键构件疲劳寿命监控中的核心技术[J]. 直升机技术,2006(4):15-18.
YU Jianhang, HE Meiyun. Key technologies of monitoring fatigue lives of helicopter critical components[J]. Helicopter Technique,2006(4):15-18. (in Chinese)
- [9] 陈智伟,王智. 军用飞机结构疲劳寿命研究[J]. 机械强度,2005,27(3):381-387.
CHEN Zhiwei, WANG Zhi. Fatigue life research on military aircraft structures [J]. Journal of Mechanical Strength,2005,27(3):381-387. (in Chinese)
- ZENG Jiuhai, ZENG Benyin, SHI Sidian. The helicopter dynamic component's life evaluating technique combining safe-life and fail-safe[J]. Helicopter Technique,2003(3):15-20. (in Chinese)

- [10] 杨晓华,姚卫星,陈跃良.加速疲劳寿命试验在飞机结构日历寿命研究中的应用[J].腐蚀科学与防护技术,2002,14(3):172-174.
YANG Xiaohua, YAO Weixing, CHEN Yueliang. Application of accelerated fatigue tests to study calendar life on airplane structure[J]. Corrosion Science and Technology Protection, 2002, 14(3): 172-174. (in Chinese)
- [11] 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(GJB720.4-89)使用说明[M].北京:航空工业出版社,1990.
- [12] 陈智伟.从疲劳试验寿命到结构安全寿命[J].航空学报,1991,12(8):443-446.
CHEN Zhiwei. From fatigue test life to structure safe life [J]. Acta Aeronautica et Astronautica, 1991, 12(8): 443-446. (in Chinese)
- [13] 总装备部军标出版发行部.军用直升机减速器加速等效试车要求(GJB4083-2000)[M].北京:总装备部军标出版发行部,2000.
- [14] 姚卫星.结构疲劳寿命分析[M].北京:国防工业出版社,2003.

JALSP