

# 直升机旋翼电加热组件高频热载疲劳试验研究

洪程,高长水,刘壮

(南京航空航天大学 机电学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**为探索直升机旋翼桨叶电加热组件在直升机旋翼高频振动复合热载工况下的疲劳寿命、可靠性以及相应的测试方法,在设计完成的地面疲劳试验系统的基础上,研究制定合理的直升机旋翼桨叶工况模拟方案,选用共振法为疲劳试验方法,实现对电加热组件疲劳寿命的快速测试,同时探索模拟件表面应变与振动台加速度之间关系,为在不同动载荷条件下疲劳试验提供应变调节方案。

**关键词:**直升机;旋翼;电加热组件;疲劳试验;高频振动;测试方法

**中图分类号:**V275+.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2020)02-0025-03

## Research on High Frequency Thermal Load Fatigue Test of Helicopter Rotor Electric Heating Module

HONG Cheng, GAO Changshui, LIU Zhuang

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:**For exploring the fatigue life, reliability and the corresponding test method of helicopter rotor blade electric heating component in the environment of high frequency vibration and thermal load conditions, this paper researches on the simulation scheme suitable for the helicopter rotor blade working condition, based on the designed ground fatigue test system and selects the resonance method as the fatigue test method which is used to rapidly test the fatigue life of electric heating components. At the same time, the relationship between the surface strain of the simulated part and the moving coil acceleration of the shaking table is explored. The strain-controlled scheme is provided for the fatigue test and the different load conditions.

**Keywords:**helicopter; rotor; electric heating component; fatigue test; high-frequency vibration; test method

### 0 引言

我国幅员辽阔,气候复杂多样,存在较多结冰易发区,直升机旋翼桨叶防除冰技术的需求日益迫切,国内外都积极开展电热防除冰技术的研究工作。数十年来,国内外对直升机旋翼桨叶电加热组件的疲劳强度问题已经进行了大量的探索,但是仍然只掌握了小部分直升机旋翼电加热组件疲劳破坏的规律。刘达经<sup>[1]</sup>等对直升机旋翼桨叶电加热系统中电加热组件疲劳及结构的相容性等关键技术进行了相应的研究;刘正江、顾寒<sup>[2]</sup>对直升机旋翼桨叶防除冰表面碳纤维加热组件的温热特性进行了试验研究;DEAN Nguyen<sup>[3]</sup>等针对黑鹰直升机UH-60直升机旋翼桨叶新型电加热组件疲劳寿命进行了简单的测试。

### 1 地面疲劳试验系统原理

地面疲劳试验系统是针对直升机旋翼桨叶电加热组件的疲劳寿命进行测试的系统,电加热组件粘贴在模拟件上、下两表面相同位置。系统主要由两个子系统构成:一是加热及温度控制系统,二是振动试验系统。设计整个试验系统的原理,如图1所示。

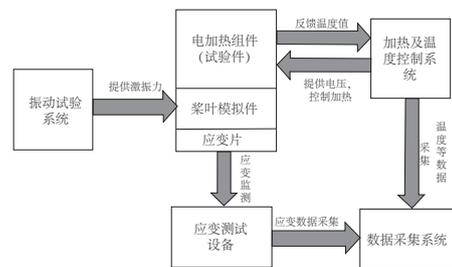


图1 地面疲劳试验系统原理图

电加热组件内部布置有加热电阻与温度传感器,并利用温度传感器与温控表读取电加热组件内部与表面的温度值,该值与加热及温度控制系统中预设温度上、下限进行比较,若测得温度低于下限值,则系统开始加热;若测得值高于温度上限值,则系统停止加热,从而实现温度控制。在加热过程中,电加热组件粘贴于模拟件表面,振动试验系统为模拟件提供激振源,在合理的桨叶工况模拟方案下,使模拟件按照特定规律带动电加热组件振动,从而在模拟件表面产生试验所需的应变。模拟件表面粘贴有应变片,通过应变测试设备实时测量试验过程中模拟件表面应变值。数据采集系统将应变测试设备测得的模拟件表面应变值以及电加热组件疲劳寿命、加热循环次数等关键

第一作者简介:洪程(1994—),男,江苏如皋人,硕士研究生,研究方向为机电一体化。

参数记录保存。

## 2 疲劳试验方法研究

振动会使物体产生疲劳破坏,疲劳破坏是物体的往复运动在其局部产生裂纹而最终物体断裂的过程,而且由物体本身共振所导致的疲劳会使物体结构疲劳周期减少,加快了对结构的破坏。因此为缩短试验周期,试验可选用共振法。直升机桨叶电加热组件在其寿命周期内可以承受数百万应变循环,所以在对振动试验系统桨叶工况模拟时应该尽可能选用模拟件固有频率高的工况,固有频率越高,模拟件在短时间内可以承受更多的应变循环,试验系统可以实现对电加热组件疲劳寿命快速测试。

采用文献[4]中直升机旋翼桨叶疲劳试验系统的模态分析结果(表1),其仿真计算结果表明前4阶振动的主要振动形式以挥舞耦合摆振为主,更高阶的情况在后面的试验系统中无需考虑,这是因为直升机在正常飞行过程中这种高频率的情况是不会出现的。

表1 系统模态表

模态阶数	固有频率/Hz
1阶	6.1
2阶	18.9
3阶	31.4
4阶	38.3
5阶	51.3
6阶	64.6

## 3 桨叶工况模拟方案

地面振动试验的目的是对桨叶内电加热组件在大应变条件下,进行快速测试,故需设计合理的桨叶工况模拟方案,使电加热组件在试验时承受一定要求的振动载荷。

试验系统桨叶工况模拟方案如图2,由模拟件及相应的夹具组成。夹具夹持在模拟件中间位置(确保激振位置处于模拟件中间),且夹具通过螺栓连接方式与振动台台面相连。这种方案使用的是“自由-自由”模式<sup>[3]</sup>,激振源频率采用模拟件的1阶固有频率。

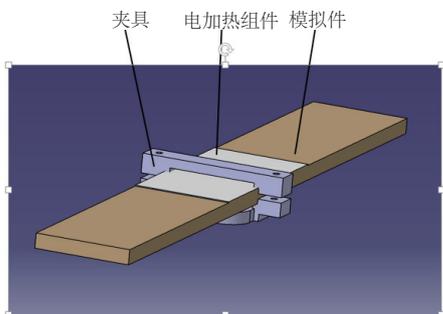


图2 试验系统

振动台按照振动谱设定规律进行扫频振动,测得模拟件1阶固有频率为31.3 Hz。由表1可知,直升机桨叶1阶固有频率为6.1 Hz,2阶固有频率为18.9 Hz,且直升机在实际工作时其桨叶振动频率一般不会超过其2阶固有频率,故该方案可以实现在更短的时间内将电加热组件破坏,实现对电加热组件疲劳寿命的快速测试。

## 4 动圈加速度 $a$ 对模拟件表面应变的影响

### 4.1 应变与加速度理论关系

由牛顿第二定律可知,受力物体会获得加速度,除了加速度外,应变也是物体受力的体现,即在物体加速运动情况下,物体结构一定会产生应变。应变与加速度之间的关系如下<sup>[5]</sup>:

$$\sigma = E\varepsilon = \frac{\Delta F}{\Delta S} \quad (1)$$

$$\Delta F = \Delta m \cdot a = \Delta V \cdot \rho \quad (2)$$

由式(1)、式(2)可得:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \frac{\sigma}{E} = \left(\frac{1}{E}\right) \cdot \left(\frac{\Delta F}{\Delta S}\right) = \left(\frac{1}{E}\right) \cdot \left(\frac{\Delta m \cdot a}{\Delta S}\right) = \\ &\left(\frac{1}{E}\right) \cdot \left(\frac{\Delta V \cdot \rho \cdot a}{\Delta S}\right) = \left(\frac{1}{E}\right) \cdot \left(\frac{\Delta S \cdot \Delta h \cdot \rho \cdot a}{\Delta S}\right) = \\ &\left(\frac{1}{E}\right) \cdot (\Delta h \cdot \rho \cdot a) \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $\sigma$ 为模拟件振动时产生的应力; $E$ 为物体材料弹性模量; $\varepsilon$ 物体表面的微应变; $\Delta m$ 则是微元模块的质量; $a$ 是物体运动时的交变加速度; $\Delta S$ 是微元模块的表面面积; $\rho$ 是材料密度; $\Delta h$ 是微元模块高度。其中弹性模量、材料密度均为常数,故加速度与应变存在正比关系:

$$\varepsilon = ka \quad (4)$$

### 4.2 $k$ 值分析

桨叶模拟工况方案选定后,还需对模拟件再进行瞬态分析,给定不同的位移幅值从而给模拟件加载不同的加速度。不同加速度情况下模拟件表面中间位置应变通过仿真计算得到如表2所示结果。

表2 仿真加速度与模拟件表面应变关系

加速度 $a/(m/s^2)$	应变值 $\varepsilon/(\mu m/m)$	$k$
0.2g	310	1 550
0.6g	920	1 533
0.8g	1 250	1 562
1.0g	1 510	1 510

从表2数据结合式(4)还可以发现,模拟件表面应变与加速度关系如式(5):

$$\varepsilon = (1\ 510 \sim 1\ 562)a \quad (5)$$

在已设计完成的振动试验系统中,对试验件表面中间位置应变进行实际测量,测量结果如表3所示。

表3 实测加速度与模拟件表面应变关系

加速度 $a/(m/s^2)$	应变值/ $(\mu m/m)$
0.3g	453
0.5g	775
0.6g	945
0.8g	1 290
1.0g	1 551
1.1g	1 685

结合式(3)与以上数据结果绘制应变-加速度规律如图3所示。

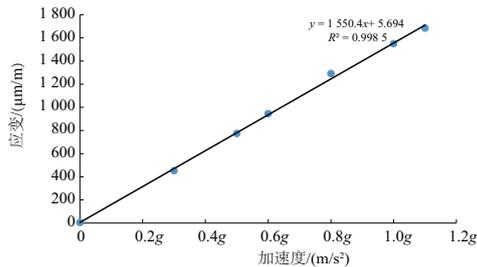


图3 应变-加速度关系图

图3中直线为根据试验数据所得点绘制的线性回归曲线,该直线在理论上来说是应该过原点的,分析其未过原点原因有如下两种:

- 1) 应变片在振动过程中出现松动,初始状态改变;
- 2) 测量仪器的测量误差,仪器在测试过程中受到一定干扰,导致工作时0值会发生偏移。

克服方法如下:

① 严格按照应变片粘贴流程将其粘贴到模拟件表面,多次调试,若不合要求重新粘贴;

② 定期查看应变测量仪器,若有偏差,及时进行0值校准。

图3中线性回归公式如下:

$$\varepsilon = 1\ 550.4a + 5.694 \quad (6)$$

式中: $\varepsilon$ 为应变值; $a$ 为加速度。

试验结果方差分析如表4所示。表中 $df$ 表示自由度, $SS$ 表示平方和,它所在列的3个数值分别为回归误差平方和、残差平方和及总体平方和, $MS$ 表示 $SS$ 和 $df$ 的比值, $F$ 是显著性检验值, $S$ 表示模型为假的概率及“弃真率”。

表4 试验结果方差分析表

	$df$	$SS$	$MS$	$F$	$S$
回归分析	1	1 125 274	1 125 274	1 462.663	$2.79 \times 10^{-6}$
残差	4	3 077.331	769.332 7		
总计	5	1 128 352			

对此回归模型进行显著性检验,从方差分析表4中可以得到检验值 $F=1\ 462.663$ 。查阅 $F$ 检验的临界值表可

以得出,在 $f_{\text{回}}=1$ 、 $f_{\text{剩}}=4$ 以及置信区间为0.05的情况下, $F$ 的临界值为8.59<sup>[6]</sup>,很明显小于得到的 $F$ 值,检验结果表明该回归方程同样是显著有效的。同时通过回归分析得到的拟合优度 $R^2=99.72\%$ ,此数据表明该模型的拟合程度很高。

将式(6)与式(1)对比,试验所得直线斜率在仿真计算斜率范围内。

按照曲线公式,将加速度 $a$ 值从0.3g~1.1g分别带入式(6),应变计算值与实际值如表5。

表5 应变计算值与实际值

加速度 $a/(m/s^2)$	应变计算值/ $(\mu m/m)$	应变实际值/ $(\mu m/m)$	误差/(%)
0.3g	471	453	3.8
0.4g	626	603	3.7
0.5g	781	775	0.8
0.6g	936	945	-1.0
0.7g	1 091	1 116	-2.3
0.8g	1 246	1 290	-3.5
0.9g	1 401	1 425	-1.7
1.0g	1 556	1 551	0.3
1.1g	1 711	1 685	1.5

从表5可知,根据公式计算的结果与实际测得结果误差 $<5\%$ ,故在试验系统中,可以通过该公式进行应变调节。

## 5 结语

通过实际试验测试,确定了合理的疲劳试验方法与桨叶工况模拟方案。同时为使试验系统适用于不同动载荷环境的电加热组件的疲劳寿命测试,通过仿真与实验得出了模拟件表面应变与振动台振动量级的函数关系,对地面疲劳试验系统的广泛使用有实际意义。

### 参考文献:

- [1] 刘达经,黄珺. 直升机旋翼桨叶电加热除冰设计[J]. 直升机技术,2004(3):14-17.
- [2] 刘正江,顾寒. 桨叶除冰碳纤维加热组件温热特性试验技术研究[J]. 测控技术,2009,28(4):87-90.
- [3] DEAN Nguyen, RAY Bozek. Development of an improved deice system for UH-60 rotor blade-s[C]. [S.I.]:[s.n.], 2014.
- [4] 刘洋. 直升机主桨叶疲劳试验系统动力学特性分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.
- [5] 黄遂. 基于加速度的结构件疲劳测试方法研究[J]. 工程机械,2015,46(8):21-27.
- [6] 高允彦. 正交及回归试验设计方法[M]. 北京:冶金工业出版社,1998:234-247.

收稿日期:2019-01-17