

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201709020

一种结合 UKF 的疲劳结构剩余寿命预测方法

罗 斌, 林 琳, 钟诗胜

(哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 针对机械系统中疲劳结构的剩余寿命(RUL)预测问题,提出了一种结合无迹卡尔曼滤波算法(UKF)的 RUL 预测方法.该方法包括疲劳裂纹性能参数评估和 RUL 预测两个部分.在性能参数评估部分,通过对 Paris 疲劳裂纹扩展公式进行离散化,建立了参数状态空间评估模型,并利用传感器获得的实时状态信息结合 UKF 算法对状态空间评估模型中的疲劳性能参数(C 和 m)以及疲劳裂纹长度表现出的不确定性进行评估,以避免状态信息不完备、工况噪声等不确定因素对结构疲劳寿命预测的影响;在剩余寿命预测部分,利用 UKF 算法评估得到的参数结果,结合离散化得到的递推裂纹扩展模型,对结构的剩余寿命进行预测.仿真结果表明:提出的方法能够很好地处理疲劳裂纹扩展模型中疲劳性能参数的不确定性,且在剩余寿命预测上,通过与扩展卡尔曼滤波算法(EKF)进行比较分析,发现所提方法能够更准确地预测结构疲劳裂纹的 RUL.将离散的 Paris 疲劳裂纹扩展公式和 UKF 算法进行结合,能够有效地提高疲劳结构的剩余寿命预测精度.

关键词: 疲劳结构;疲劳裂纹;剩余寿命;Paris 公式;无迹卡尔曼滤波

中图分类号: TU375.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2018)07-0038-08

Remaining useful life prediction based on UKF for aircraft structure with fatigue crack

LUO Bin, LIN Lin, ZHONG Shisheng

(School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A novel remaining useful life (RUL) prediction method based on unscented Kalman filter (UKF) is proposed for structure with fatigue crack in machinery systems, which mainly includes two parts: performance evaluation of fatigue crack and RUL prediction. In the first part, a discrete state-space model is established based on the Paris law. Then the UKF is applied to estimate the two unknown Paris' law constants C and m combining with the real-time information obtained by sensors, in order to alleviate the negative influence on prediction accuracy caused by the uncertainty of incompleteness of status information, as well as environmental noise. In the second part, the RUL of fatigue structure is predicted based on the discrete crack growth model according to the estimated result obtained by the UKF. The numerical experiments indicate that the UKF accurately identified the unknown parameters, furthermore, better performance in RUL prediction is obtained by comparing with extended Kalman filter (EKF) method. The RUL prediction accuracy can be efficiently improved by combining the discrete Paris law with UKF.

Keywords: fatigue structure; fatigue crack; remaining useful life; Paris law; unscented Kalman

据统计,因交变载荷造成的疲劳断裂事故占到机械结构失效总数的 95%^[1]. 为避免疲劳裂纹可能产生的突然失效,需要对机械结构进行复杂的检查、探伤、维修^[2-3]. 随着传感器技术的不断发展,在机械系统的设计上越来越多的传感器被安装来采集关键结构的疲劳信息^[4-6],支持更为科学的视情维修^[7]. 由于视情维修计划的制定需要参照待维修结

构的预期失效时间,因此结构的剩余寿命(remaining useful life, RUL)预测对于基于视情维修的计划制定十分重要.

疲劳结构寿命的预测建立在对裂纹扩展寿命的估计基础上.传统的方法是采用损伤容限来获得疲劳结构的裂纹扩展寿命^[8].结构损伤容限分析的流程如图 1 所示.由于材料的微观结构变化能够对结构的疲劳性能造成很大的影响,而且材料的微观结构很难在制造过程中得到控制,即使采用相同的材料制造相同的结构,制造出的构件也会表现出不同的疲劳性能.为了避免上述这些不确定因素对结构安全带来影响,损伤容限分析通过将裂纹从初始可检尺寸到临界尺寸的扩展寿命除以一个安全系数作

收稿日期: 2016-09-05
基金项目: 国家自然科学基金(51775132); 国家科技支撑计划(2015BAF32B01-4)
作者简介: 罗 斌(1989—),男,博士研究生;
林 琳(1954—),女,教授,博士生导师;
钟诗胜(1964—),男,教授,博士生导师
通信作者: 林 琳, waiwaiyl@163.com

为结构的 RUL,但这样会造成结构 RUL 的浪费. 因此,利用滤波算法^[9]结合结构的实时状态数据(裂纹长度数据)对疲劳性能参数以及裂纹扩展趋势进

行估计,能够克服结构状态信息不完备、工况噪声等不确定因素对结构疲劳寿命预测的影响.

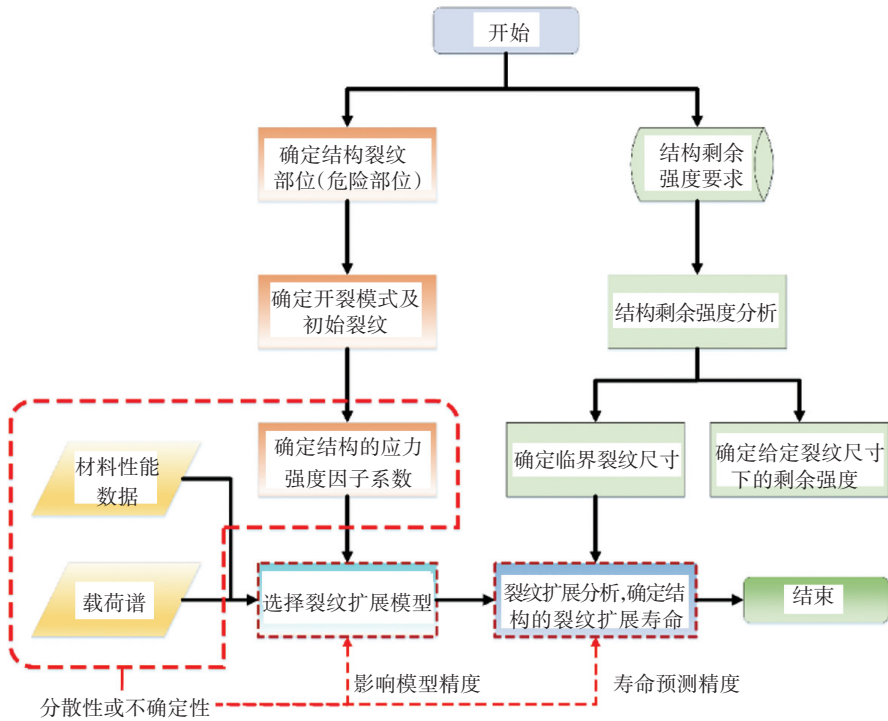


图 1 结构损伤容限分析流程图

Fig.1 The analysis process of structure damage tolerance method

疲劳裂纹扩展表现出的非线性特性,决定了针对结构疲劳性能参数的估计是一个非线性滤波问题. 非线性卡尔曼滤波算法主要包括:扩展卡尔曼滤波算法(extended Kalman filter, EKF)和无迹卡尔曼滤波算法(unscented Kalman filter, UKF). 由于 EKF 算法截断了非线性模型的线性高阶项,当模型的非线性特性十分显著时,忽略的线性化误差可能导致 EKF 算法滤波性能下降. 为了克服 EKF 算法存在的缺陷,学者们提出了 UKF 算法. 与 EKF 算法的线性近似思想不同,UKF 通过对非线性模型的概率密度函数的近似来实现对非线性模型的逼近. 基于无迹变换,UKF 算法利用一组采样得到的 Sigma 点实现对系统状态参数分布的近似,在状态参数分布服从高斯分布的前提下逼近其均值及方差,再根据传统线性卡尔曼滤波实现递推估计. UKF 算法在状态参数估计和设备寿命预测中得到了广泛的运用. 胡宇等^[10]提出了一种基于改进平方根 UKF 的方法,并运用于涡扇发动机气路状态的估计;阙子俊等^[11]利用 UKF 算法对轴承性能进行评估,并提出了一种基于 UKF 的轴承 RUL 预测方法;Vandyke MC 等^[12]应用 UKF 算法对航天飞船的高度状态参数进行估计,并与 EKF 算法进行了比较,比较结果表明 UKF 算法优于 EKF 算法.

本文针对结构疲劳性能参数的分散性问题,基于 Paris 疲劳裂纹扩展公式建立了适用于 UKF 的状态参数评估模型,并应用 UKF 算法对疲劳性能参数和裂纹的扩展趋势进行了估计. 最后依据估计的裂纹扩展趋势,对疲劳结构的 RUL 进行预测.

1 基于 Paris 疲劳裂纹扩展公式的状态空间评估模型

通过对不同种类的结构进行疲劳试验, Molent L 等^[13]得出了 Paris 疲劳裂纹扩展公式能够充分处理典型结构的疲劳裂纹扩展问题. 因此,本文选取 Paris 疲劳裂纹扩展公式来建立适应于 UKF 算法的疲劳性能状态参数评估模型. 传统的 Paris 公式如下:

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K)^m. \tag{1}$$

式中: a 表示裂纹长度; N 表示应力循环次数; da/dN 表示裂纹扩展速率; C 和 m 是材料系数,即疲劳性能参数; ΔK 表示应力强度因子幅^[14], 其与结构裂纹处应力幅值 $\Delta\sigma$, 裂纹长度 a 存在如下关系:

$$\Delta K = \beta(a) \Delta\sigma \sqrt{\pi a}.$$

式中: $\beta(a)$ 为裂纹的构型因子(形状系数), 与结构细节以及裂纹长度相关.

由式(1)可知, 裂纹的扩展是一个连续的累积

过程. 随着测试技术和传感器技术(如无损检测和智能涂层)的发展,结构在单位循环周期结束的裂纹长度可以通过传感器得到,因此裂纹的扩展可以转化为一个离散的累积过程. 通过 Euler 方法,取 $dN = 1$, 式(1) 转换为如下的离散递归形式:

$$a_k = a_{k-1} + C(\beta(a_{k-1})\Delta\sigma\sqrt{\pi a_{k-1}})^m = g(a_{k-1}). \quad (2)$$

式中: k 表示循环周期. 由于设备在运行过程中,受到各种工况因素的影响,结构裂纹难免受到噪声污染,因此结构裂纹的扩展过程可以进一步表示如下:

$$a_k = g(a_{k-1}) + w_{a,k-1}. \quad (3)$$

式中: $w_{a,k-1}$ 为系统过程噪声,且其服从 $w_{a,k-1} \sim N(0, Q_{a,k})$.

裂纹长度是通过传感器测量得到的,由于测量环境和传感器自身误差等因素,测量过程中难免引入误差,裂纹长度测量模型表示如下:

$$z_k = h(a_k) + v_k. \quad (4)$$

式中: h 表示测量函数,在本文中为恒等函数; v_k 表示裂纹长度测量误差,且其服从 $v_k \sim N(0, R_k)$.

由式(2)可知,疲劳性能参数 C 和 m 的分散性,会造成裂纹长度呈现出一定的分散性. 因此本文将裂纹长度 a 作为另一个需要评估的状态参数,则待评估的状态参数向量表示为 $\mathbf{X} = [a \ C \ m]^T$. 式(3)进一步的转换为

$$\mathbf{X}_k = \begin{bmatrix} a_k \\ C_k \\ m_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g(a_{k-1}) \\ C_{k-1} \\ m_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_{a,k-1} \\ w_{C,k-1} \\ w_{m,k-1} \end{bmatrix} = \mathbf{f}(\mathbf{X}_{k-1}) + \mathbf{W}_{k-1}. \quad (5)$$

式中: $w_{C,k-1} \sim N(0, Q_{C,k-1})$ 和 $w_{m,k-1} \sim N(0, Q_{m,k-1})$ 分别为 C 和 m 的高斯白噪声; $Q_{C,k-1}$ 和 $Q_{m,k-1}$ 分别由材料的疲劳试验确定,在本文的 3.1 节中详细介绍. 系统过程噪声以矩阵的形式表示为:

$$\mathbf{Q}_k' = \text{diag}(Q_{a,k-1}, Q_{C,k-1}, Q_{m,k-1}).$$

由式(5)可知,疲劳性能参数 C 和 m 对裂纹扩展增量有很大的影响,因此本文选取从第 $k-1$ 到第 k 步的裂纹扩展增量作为附加的测量变量. 由式(4),系统的观测方程进一步的表示如下:

$$\mathbf{Z}_k = \begin{bmatrix} z_{a,k} \\ z_{grow\_a,k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_k \\ a_k - a_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_k \\ 0 \end{bmatrix} = \mathbf{h}'(x_k) + \mathbf{R}_k. \quad (6)$$

由于裂纹的增量计算误差可以被裂纹长度测量误差所包含,因此本文取裂纹增量计算误差为 0. 系统的测量误差以矩阵的形式表示为

$$\mathbf{R}_k = \text{diag}(R_{k-1}, 0).$$

式(5)和式(6)分别为系统的状态转移方程和

观测方程. 由于方程中状态参数 a, C 和 m 存在分散性,因此需要对其进行评估(滤波).

2 基于 UKF 的状态参数评估和剩余寿命预测

2.1 基于 UKF 的状态参数评估

基于逼近非线性系统模型的概率密度函数比获得非线性系统的解析模型要简单的思想,通过无迹变换,UKF 算法利用一组确定性采样的 Sigma 点来逼近系统状态参数分布,即将 Sigma 点带入非线性模型中,得到对应的非线性模型数值点集,通过得到的点集求得变换后的均值和方差. 假设 n 维状态向量 $\mathbf{X}$ 的均值和方差分别为 $\bar{\mathbf{X}}$ 和 $\mathbf{P}$, 根据无迹变换,在 $\bar{\mathbf{x}}$ 的周围可以构造一组 Sigma 点 $\{\mathbf{X}_0, \mathbf{X}_2, \dots, \mathbf{X}_{2n}\}$ 和对应的权重 $\{\omega_0, \omega_2, \dots, \omega_{2n}\}$ 如下:

$$\mathbf{X}_i = \begin{cases} \bar{\mathbf{X}}, & i = 0; \\ \bar{\mathbf{X}} + (\sqrt{(n+\kappa)\mathbf{P}})_i, & i = 1, \dots, n; \\ \bar{\mathbf{X}} - (\sqrt{(n+\kappa)\mathbf{P}})_i, & i = n+1, \dots, 2n. \end{cases} \quad (7)$$

$$\omega_i = \begin{cases} \omega_0^m = \lambda/(n+\lambda); \\ \omega_0^c = \lambda/(n+\lambda) + (1-\alpha^2+\beta); \\ \omega_i^m = \omega_i^c = 1/[2(n+\lambda)], & i = 1, \dots, 2n. \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\lambda = \alpha^2(n+\kappa) - n$; ω_i^m 和 ω_i^c 分别表示 Sigma 点 $\mathbf{X}_i$ 的均值权重和方差权重; 参数 α 确定了 $\bar{\mathbf{X}}$ 周围 Sigma 点集的分布,用于调节采样得到的 Sigma 点和 $\bar{\mathbf{x}}$ 的距离,且 $0 \leq \alpha \leq 1$; 参数 β 包含了先验分布的高阶矩信息,对于正态分布 $\beta = 2$ 为最优值; 参数 κ 为第二尺度参数,用于保证 $(n+\kappa)\mathbf{P}_x$ 为半正定矩阵,当 $n \geq 3$ 时 $\kappa = 0$, 当 $n < 3$ 时 $\kappa = n-3$.

利用 UKF 算法对疲劳性能状态参数的估计过程表示如下:

Step 1 初始化: $k = 0$.

对需要进行估计的状态参数进行初始化,设置状态参数均值和方差分别为 $\bar{\mathbf{X}}_0 = [a_0, C_0, m_0]^T$ 和 $\mathbf{P}_0$;

for $k = 1, 2, \dots$, do

Step 2 计算 Sigma 点集和对应的权重:

根据式(7)和式(8)产生 Sigma 点集 $\{\mathbf{X}_{0,k-1}, \mathbf{X}_{2,k-1}, \dots, \mathbf{X}_{6,k-1}\}$ 及对应的权重 $\{\omega_{0,k-1}, \omega_{2,k-1}, \dots, \omega_{6,k-1}\}$;

Step 3 时间预测:

1) 利用非线性系统状态方程传递 Sigma 点:

根据式(5),可得 $\mathbf{X}_{i,k-1}' = \mathbf{f}(\mathbf{X}_{i,k-1})$ ($i = 0, \dots, 6$).

2) 状态参数的预测:

$$\mathbf{X}_{kl\ k-1} = \sum_{i=0}^6 \omega_{i,k-1} \mathbf{X}'_{i,k-1}$$

3) 状态参数方差矩阵计算:

$$\mathbf{P}_{x,kl\ k-1} = \sum_{i=0}^6 \omega_{i,k-1} (\mathbf{X}'_{i,k-1} - \mathbf{X}_{kl\ k-1}) (\mathbf{X}'_{i,k-1} - \mathbf{X}_{kl\ k-1})^T + \mathbf{Q}_k$$

4) sigma 采样点观测值计算:

$$\gamma_{i,k-1} = \mathbf{h}(\mathbf{X}'_{i,k-1}) \quad (i = 0, \dots, 6).$$

5) 测量值预测:

$$\mathbf{z}_{kl\ k-1} = \sum_{i=0}^6 \omega_{i,k-1} \gamma_{i,k-1}$$

6) 测量值方差计算:

$$\mathbf{P}_{z,k} = \sum_{i=0}^6 \omega_{i,k-1} (\gamma_{i,k-1} - \mathbf{z}_{kl\ k-1}) (\gamma_{i,k-1} - \mathbf{z}_{kl\ k-1})^T + \mathbf{R}_k$$

Step 4 测量更新:

1) 系统状态参数与测量值的协方差计算:

$$\mathbf{P}_{xz,k} = \sum_{i=0}^6 \omega_{i,k-1} (\mathbf{X}'_{i,k-1} - \mathbf{X}_{kl\ k-1}) (\mathbf{X}'_{i,k-1} - \mathbf{z}_{kl\ k-1})^T$$

2) 卡尔曼增益矩阵计算:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{xz,k} \mathbf{P}_{z,k}^{-1}$$

状态参数均值和方差更新:

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{X}_{kl\ k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{z}_{kl\ k-1}),$$

其中 $\mathbf{z}_k$ 为在第 k 步对应时刻由传感器获得的状态参数信息.

$$\mathbf{P}_{x,k} = \mathbf{P}_{x,kl\ k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{z,k} \mathbf{K}_k^T$$

end for

2.2 基于 UKF 的剩余寿命预测

由上可知,通过利用 UKF 算法更新疲劳性能参数状态方程至第 k 步,可以得到第 k 步对应时刻的疲劳性能参数的评估值 $\mathbf{X}_k = [a_k, C_k, m_k]^T$. 根据式 (3) 建立的疲劳裂纹扩展离散递归模型,可以得到 $k+l(l>0)$ 时刻的疲劳裂纹长度 a_{k+l} :

$$\begin{aligned} a_{k+1} &= a_k + C_k (\beta(a_k)) m_k; \\ a_{k+2} &= a_{k+1} + C_k (\beta(a_{k+1})) m_k; \\ &\vdots \\ a_{k+l} &= a_{k+l-1} + C_k (\beta(a_{k+l-1})) m_k. \end{aligned} \tag{9}$$

满足式(9)的最小 l 定义为 k 时刻预测的疲劳裂纹 RUL:

$$a_{k+l} \geq a_c.$$

式中, a_c 表示通过飞机结构疲劳试验得到的结构临界疲劳裂纹长度.

3 案例分析

3.1 飞机结构疲劳试验

本文在相同的试验环境下对 5 个相同的壁板试

件进行了疲劳试验. 如图 2 所示为试验所采用的壁板,壁板的两个位置装有疲劳裂纹监测传感器.

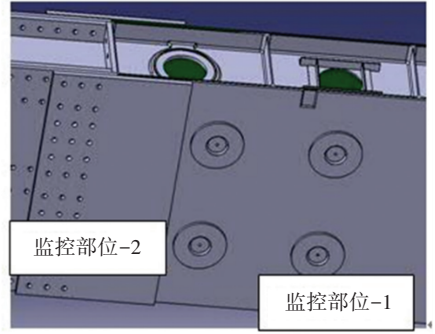


图 2 机身壁板

Fig.2 The fuselage panel

试件的材料为在 2024-T351 铝合金. 试验设备为 Inston8801 电液伺服疲劳试验机. 试验采用试验机配置的 da/dN 软件记录裂纹长度及载荷循环次数. 试验采用正弦波对试件进行加载,载荷频率为 290 kHz,最大载荷为 4.5 kN,应力比为 0.2. 如图 3 所示,为了控制裂纹的扩展方向,在紧固孔的一侧预制了一个 3 mm 的初始裂纹. 如图 4(a)所示为 5 个试件的疲劳裂纹扩展曲线.

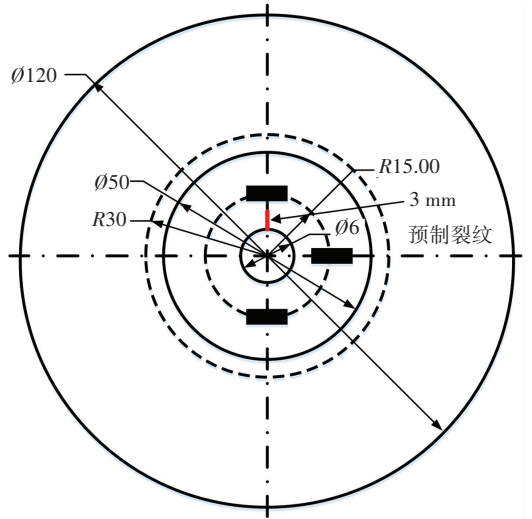


图 3 预制裂纹

Fig.3 A 3mm notch

3.2 疲劳性能参数随机性分析

对式(1)两边取对数,得到

$$\log \frac{da}{dN} = \log C + m * \log \Delta K. \tag{10}$$

显然, $\log(da/dN)$ 和 $\log \Delta K$ 之间呈线性关系. 通过将试验所得的 5 个试样的 $a \sim N$ 曲线采用 7 点递增多项式法进行数据处理,并将得到的数据运用最小二乘法进行线性拟合,可求得式(10)中的疲劳性能参数 C 和 m . 图 4(b)~(f)分别为 5 个试样的疲劳性能参数拟合结果,具体的 C 和 m 值如表 1 所示.

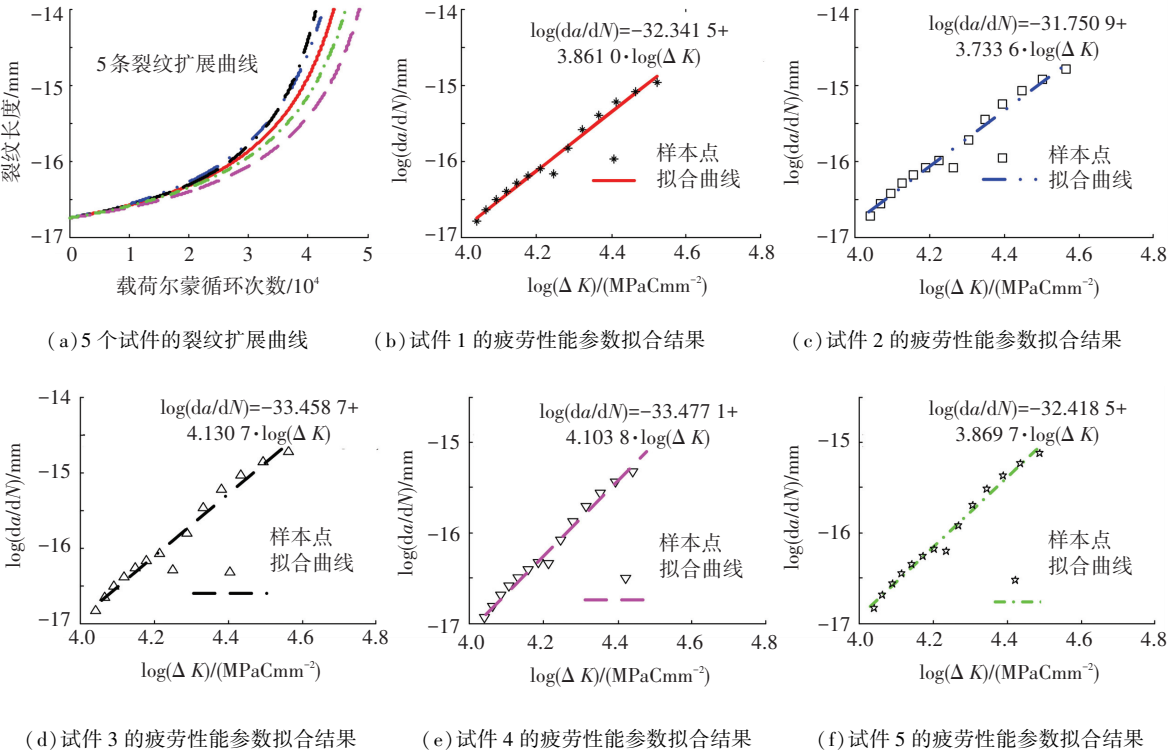


图 4 5 个试样的裂纹扩展曲线及其疲劳性能参数拟合结果

Fig.4 The experimental fatigue crack growth curves of the 5 specimens and the crack growth rate versus stress intensity factor range of the 5 specimens

表 1 5 个试样的疲劳性能参数 C 和 m

Table 1 The fatigue performance parameters, C and m , of the 5 specimens

试样	$\log C$	m
1	-32.341 5	3.861 0
2	-31.750 9	3.733 6
3	-33.458 7	4.130 7
4	-33.477 1	4.103 8
5	-32.418 5	3.869 7
均值	-32.689 3	3.945 4
方差	0.676 4 ²	0.140 2 ²

由表 2 可知,在相同的试验条件下,5 个试件的 2 个疲劳性能参数表现出不同程度的分散性. 现有的大量试验数据统计研究发现^[15], $\log C$ 和 m 服从正态分布,为 UKF 算法的应用提供了条件. 通过对 5 个试件的数据进行统计分析,可以得到 $\log C \sim N(-32.68,0.67^2)$ 和 $m \sim N(3.94,0.14^2)$.

3.3 基于 UKF 的剩余寿命预测结果分析

用于 UKF 算法仿真实验的参数设置如表 2 所示. 依据 3.2 节中对疲劳性能参数数据的统计分析,本文分别选取 3 个状态参数的分布均值作为其初始状态.

表 2 仿真实验参数设置

Table 2 Parameters for numerical study

初始裂纹/m	a_c/m	$\log C$	m	P	测量误差方差
0.003	0.014	$N(-32.68,0.67^2)$	$N(3.94,0.14^2)$	diag(0.000 3,0.676 4,0.140 2)	(10% * a_0)

基于表 2 的实验参数设置,本文选取 5 个试件的前30 000个载荷循环的疲劳裂纹数据,利用 UKF 算法对疲劳性能状态参数进行估计,根据估计得到的状态参数结果并对未来的 10 000 个载荷循环下的结构裂纹长度进行预测. 为了更好地分析 UKF 算

法在处理本文问题上的收敛性,使得到的仿真结果更可信,本文针对 5 个试样分别进行了 30 次仿真,并选取 EKF 算法进行了对比实验分析. 如图 5 所示,为 5 个试件的仿真结果.

本文分别利用 30 次仿真的均值及其与真实值

的绝对相对误差来评估 UKF 算法的收敛性. 均值和绝对相对误差的计算如下:

$$\bar{a}_k = \frac{1}{30} \sum_{i=1}^{30} \hat{a}_{k,i},$$

$$E_k = \frac{|\bar{a}_k - a_k|}{a_k} \times 100\%.$$

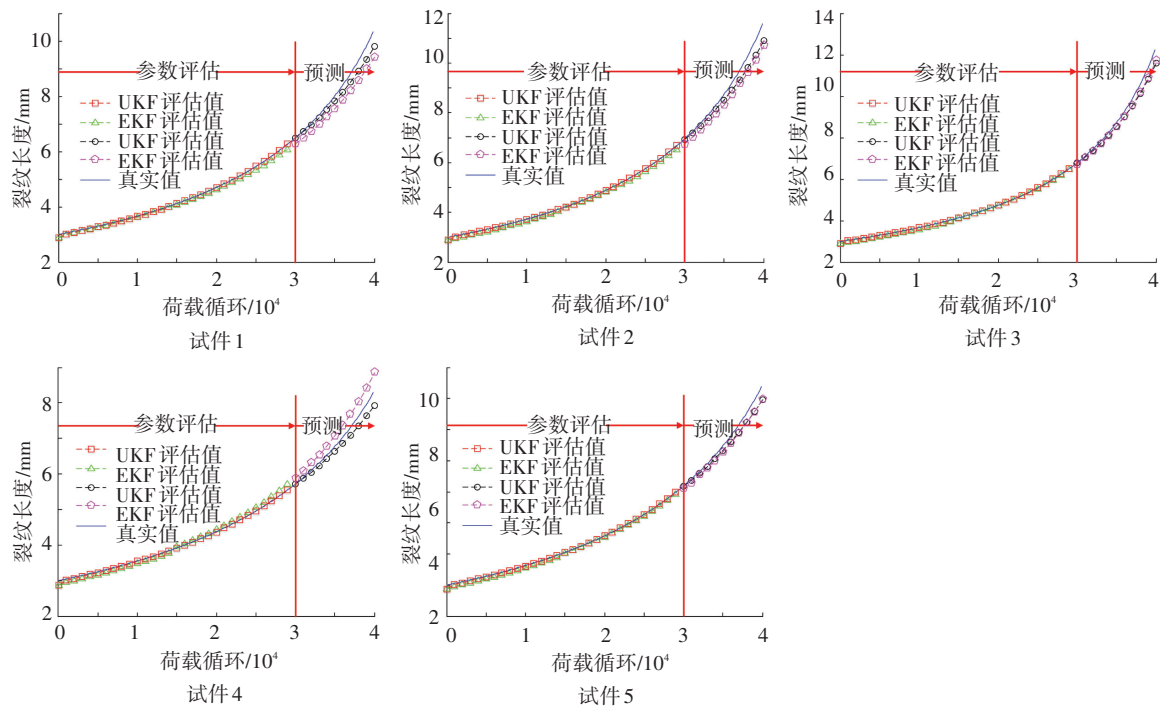


图 5 5 个试件的仿真结果

Fig.5 The experimental results of the 5 specimens

式中: $\hat{a}_{k,i}$ 表示在第 i 次仿真实验,第 k 个载荷循环时利用算法得到的裂纹长度估计值或者预测值; a_k 表示在第 k 个载荷循环时试件的真实裂纹长度; $\bar{a}_k$ 为在第 k 个载荷循环时,30 次仿真实验获得的均值; E_k 为在第 k 个载荷循环时,30 次仿真结果的绝对相对误差.

为了分析 30 次仿真实验结果的分散性,分别计算了 30 次仿真的结果与真实值的方差,以及 30 次仿真的结果与其均值的方差,计算公式如下:

$$V_k = \frac{1}{29} \sum_{i=1}^{30} (\hat{a}_{k,i} - a_k)^2,$$
$$\bar{V}_k = \frac{1}{29} \sum_{i=1}^{30} (\hat{a}_{k,i} - \bar{a}_k)^2.$$

式中: V_k 为 30 次仿真的结果与真实值的方差, $\bar{V}_k$ 为 30 次仿真的结果与其均值的方差.

本文分别选取试件 1 和 2 在不同载荷循环下 ($k = 5\,000, 10\,000, 15\,000, 20\,000, 25\,000, 30\,000, 32\,000, 34\,000, 36\,000, 38\,000, 40\,000$) 得到的 4 个评估参数 ($\bar{a}_k, E_k, V_k$ 和 $\bar{V}_k$) 来分析 UKF 和 EKF 算

法在结构疲劳裂纹预测问题上的表现. 试件 1 和 2 的 4 个评估参数计算结果如表 3 所示.

根据 $\bar{a}_k$ 和 E_k 反映了算法在处理本文问题上的收敛性,由表 3 可知,UKF 和 EKF 算法在参数评估阶段都表现出了很好的收敛性,在预测阶段 2 个算法的收敛性都有所下降,但绝对相对误差都小于 10%,且 UKF 算法在收敛性上整体都优于 EKF 算法. 根据 V_k 反映了 30 次仿真的实验值与真实值的距离,由表 3 可知,UKF 算法在参数评估和预测阶段的分散性都十分小,且 UKF 算法在分散性的表现上整体都优于 EKF 算法. 根据 $\bar{V}_k$ 反映了 30 次仿真的实验值与其均值的距离,由表 3 可知,UKF 算法在参数评估和预测阶段的分散性都十分小,而 EKF 算法在预测阶段分散性显著增大. 由以上分析可知,UKF 算法可以较为准确地预测出结构疲劳裂纹的真实尺寸. 基于以上的分析结果,本文利用 UKF 和 EKF 算法对 5 个试件的剩余寿命进行了 30 次仿真预测,结果如表 4 所示.

表 3 试件 1 和 2 的 4 个评估参数计算结果

Tab.3 The result of four evaluation parameters for specimens 1 and 2

k	试件	算法	$\bar{a}_k$	$E_k/\%$	V_k	$\bar{V}_k$
5 000	1	UKF	3.207	0.90	0.001 1	0.000 3
		EKF	3.184	1.88	0.005 8	0.002 3
	2	UKF	3.228	0.24	0.000 5	0.000 4
		EKF	3.156	2.47	0.009 8	0.003 7
10 000	1	UKF	3.648	0.50	0.000 5	0.000 1
		EKF	3.625	1.37	0.004 2	0.002 2
	2	UKF	3.709	1.15	0.002 1	0.000 3
		EKF	3.637	0.82	0.002 4	0.003 6
15 000	1	UKF	4.212	0.28	0.000 2	0.000 1
		EKF	4.171	1.27	0.018 2	0.015 2
	2	UKF	4.338	2.68	0.013 5	0.000 2
		EKF	4.303	1.86	0.029 5	0.023 1
20 000	1	UKF	4.971	0.09	0.000 1	0.000 1
		EKF	4.876	1.98	0.065 0	0.054 9
	2	UKF	5.191	4.33	0.048 3	0.000 2
		EKF	5.110	2.72	0.104 2	0.085 2
25 000	1	UKF	6.042	0.06	0.000 1	0.000 1
		EKF	5.871	2.76	0.223 0	0.194 3
	2	UKF	6.422	6.36	0.152 8	0.000 2
		EKF	6.273	3.89	0.366 3	0.309 1
30 000	1	UKF	6.480	0.26	0.001 1	0.000 2
		EKF	6.279	3.36	0.999 0	0.856 0
	2	UKF	6.932	0.26	0.001 5	0.000 5
		EKF	6.757	2.79	1.487 6	1.375 1
32 000	1	UKF	6.959	1.01	0.015 5	0.000 5
		EKF	6.733	4.22	1.708 4	1.487 5
	2	UKF	7.491	1.11	0.022 1	0.000 7
		EKF	7.309	3.53	2.639 2	2.484 3
34 000	1	UKF	7.511	1.88	0.063 3	0.001 7
		EKF	7.255	5.22	2.936 4	2.608 8
	2	UKF	8.141	2.11	0.094 3	0.002 1
		EKF	7.951	4.40	4.749 7	4.563 7
36 000	1	UKF	8.153	2.90	0.181 8	0.004 5
		EKF	7.860	6.39	5.134 8	4.675 8
	2	UKF	8.903	3.29	0.279 9	0.005 8
		EKF	8.707	5.42	8.820 4	8.672 0
38 000	1	UKF	8.910	4.12	0.449 5	0.010 8
		EKF	8.571	7.77	9.278 7	8.704 2
	2	UKF	9.810	4.70	0.712 7	0.014 6
		EKF	9.609	6.65	17.324 4	17.464 6
40 000	1	UKF	9.816	5.60	1.037 1	0.023 9
		EKF	9.418	9.43	17.738 5	17.236 5
	2	UKF	10.904	6.40	1.694 0	0.033 9
		EKF	10.702	8.14	37.554 4	38.834 9

由表 4 可知,UKF 算法在试件 1,2,3 和 5 上的预测结果都要优于 EKF 算法,且预测得到的 RUL 绝对相对误差都小于 10%. 由此可见 UKF 算法能够很好地处理结构疲劳裂纹剩余寿命预测问题.

表 4 5 个试件的剩余寿命预测结果

Tab.4 The RUL prediction result of the 5 specimens

试件	算法	平均剩余寿命	$E_k/\%$
1	UKF	45 991	3.63
	EKF	47 491	7.01
2	UKF	44 066	3.46
	EKF	45 116	5.92
3	UKF	42 370	2.35
	EKF	43 079	4.07
4	UKF	50 941	4.73
	EKF	47 895	1.53
5	UKF	48 200	3.88
	EKF	48 647	4.85

4 结 论

- 1)本文提出的结合 UKF 的结构疲劳裂纹 RUL 预测方法,能够避免 EKF 算法在处理非线性特性十分显著模型时性能下降的弊端.
- 2)基于 Paris 疲劳裂纹扩展公式,建立了适用于 UKF 算法的疲劳性能状态参数评估模型,克服了传统 Paris 疲劳裂纹扩展模型无法处理结构状态信息不完备、工况噪声等不确定因素的困难.
- 3)利用疲劳试验数据,对提出的 RUL 预测方法进行了仿真分析. 仿真结果表明:提出的方法能够很好地处理疲劳裂纹扩展模型中疲劳性能参数的不确定性,且在剩余寿命预测上与 EKF 算法进行了比较,比较结果表明 UKF 算法优于 EKF 算法.

参考文献

[1] 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,2000:1-10.
GAO Z T, XIONG J J, Fatigue reliability [M]. Beijing: Beihang University Press, 2000:1-10.

[2] 刘芳,赵建印,宋贵宝.任务准备阶段机群战备完好率评估模型[J].哈尔滨工业大学学报,2008,40(3):488-491. DOI:10.3321/j.issn:0367-6234.2008.03.035.
LIU F, ZHAO J Y, SONG G B. Model on evaluating operational readiness of an air fleet during mission ready time[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(3): 488-491. DOI: 10.3321/ j.issn:0367-6234.2008.03. 035.

[3] LIN L, LUO B, ZHONG S S. Development and application of maintenance decision-making support system for aircraft fleet[J]. Advances in Engineering Software, 2017, 114: 192-207. DOI:10.1016/j.advengsoft.2017.07.001.

[4] 白生宝,肖迎春,刘马宝,等.智能涂层传感器监测裂纹的工程适用性[J].无损检测,2015,37(1):42-44.
BAI S B, XIAO Y C, LIU M B, et al. Engineering applicability of monitoring crack by smart coatings sensor[J]. Nondestructive Testing, 2015, 37(1): 42-44.

[5] PARK C, PETERS K. Optimization of embedded sensor placement

for structural health monitoring of composite airframes[J]. AIAA Journal, 2012, 50(11): 2536–2545. DOI: 10.1016/j.engstruct.2017.08.070.

[6] STASZEWSKI W J. Fatigue crack detection using smart sensor technologies[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2010, 31(8): 609–610. DOI: 10.1016/j.procir.2016.11.260.

[7] 周炳海, 陶红玉, 蔡法群. 带随机突变的两阶段退化系统视情维修建模[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(1): 87–93. DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.2016.01.013.

ZHOU B H, TAO H Y, QI F Q. Condition-based maintenance modeling for two-stage deteriorating systems with random change[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(1): 87–93. DOI: 10.11918/j.issn.0367-6234.2016.01.013.

[8] 陈勃, 鲍蕊, 张建宇, 等. 飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(2): 139–142. DOI: 10.3969/j.issn.1001-5965.2004.02.011.

CHEN B, BAO R, ZHANG J Y, et al. Combined analysis model on aircraft structural durability and damage tolerance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(2): 139–142. DOI: 10.3969/j.issn.1001-5965.2004.02.011.

[9] WANG H K, HAYNES R, HUANG H Z, et al. The use of high-performance fatigue mechanics and the extended Kalman/particle filters for diagnostics and prognostics of aircraft structures[J]. Cmes Computer Modeling in Engineering & Sciences, 2015, 105(1): 1–24. DOI: 10.1201/b18009-2.

[10] 胡宇, 杨月诚, 张世英, 等. 基于改进平方根无迹卡尔曼滤波方法的涡扇发动机气路状态监控[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 441–450. DOI: 10.1322/j.cnki.jasp.2014.02.025.

HU Y, YANG Y C, ZHANG S Y, et al. Turbofan engine gas path performance monitoring based on improved square root unscented Kalman filter[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 441–450. DOI: 10.1322/j.cnki.jasp.2014.02.025.

[11] 阙子俊, 金晓航, 孙毅. 基于 UKF 的轴承剩余寿命预测方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(9): 2036–2043. DOI: 10.3969/j.issn.0254-3087.2016.09.015.

QUE Z J, JIN X H, SUN Y. Remaining useful life prediction for bearings with the unscented Kalman filter-based approach[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(9): 2036–2043. DOI: 10.3969/j.issn.0254-3087.2016.09.015.

[12] VANDYKE M C, SCHWARTZ J L, HALL C D. Unscented Kalman filtering for spacecraft attitude state and parameter estimation[C]//AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference. Providence: AAS/AIAA, 2004.

[13] MOLENT L, BARTER S A. A comparison of crack growth behaviour in several full-scale airframe fatigue tests[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(6): 1090–1099. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2006.09.015.

[14] XIONG J J, SHENOI R A. A practical randomization approach of deterministic equation to determine probabilistic fatigue and fracture behaviours based on small experimental data sets[J]. International Journal of Fracture, 2007, 145(4): 273–283. DOI: 10.1007/s10704-007-9116-z.

[15] WU W F, NI C C. Probabilistic models of fatigue crack propagation and their experimental verification[J]. Probabilistic Engineering Mechanics, 2004, 19(3): 247–257. DOI: 10.1016/j.probeng-mech.2004.02.008.

(编辑 王小唯)