

复合材料桨叶结构损伤演化模型

朱旭程, 刘 铁

(海军航空大学, 山东 烟台 264001)

摘 要:与金属材料桨叶相比,复合材料桨叶因具有更加优良的抗疲劳性能而被广泛应用到直升机旋翼上。但由于复合材料破坏机理复杂,疲劳性能分散,影响因素众多,导致复合材料桨叶疲劳现象尚处于研究探索之中,在复合材料的微观失效机制与宏观结构的力学性能之间仍然缺少一座桥。鉴于此,文章利用典型复合材料试样的拉伸疲劳实验数据,建立了基体裂纹、纤维断裂和界面脱胶等损伤变量累积模型,从断裂能的角度出发构建了基体裂纹密度、纤维断裂面积与复合材料属性之间的函数关系,分析了基体裂纹密度、纤维断裂面积等损伤变量对复合材料工程性能参数的影响。利用复合材料宏观力学理论,研究了各物理损伤变量对桨叶刚度特性的影响,采用连续损伤变量的状态方程建立了复合材料桨叶的损伤演化模型,这种以有理多项式为状态转移函数微分模型能很好地体现复合材料桨叶在疲劳初期和疲劳末期刚度快速损伤的现象。

关键词:复合材料;桨叶;结构损伤;模型

中图分类号:V211

文献标志码:A

直升机前飞时,旋翼桨叶在周期变距和交变气动载荷的作用下,存在着严重的疲劳现象,桨叶结构损伤是一种危险等级较高的故障,如不及时检测修复将导致更加高昂的代价。与金属材料桨叶相比,复合材料桨叶具有更优越的抗疲劳性能和全寿命周期费用,因此被广泛应用于直升机旋翼^[1]。但是复合材料结构的疲劳损伤特性不像金属材料那样具有非常明确的突然失效区域,金属材料疲劳破坏主要取决于某条关键裂纹的扩展,而复合材料却能容忍大量裂纹存在,各材料成分之间相互影响,某一成分上损伤往往不能产生破坏性的结果^[2]。复合材料桨叶由于其破坏机理复杂,疲劳性能分散,影响因素众多,导致这一领域尚处于研究探索之中。复合材料力学主要着眼于研究复合材料结构的力学特性,而断裂力学则主要致力于探索材料失效的机制,在复合材料的物理损伤变量和宏观力学性能之间仍然缺少一座桥。从现有的文献来看^[3-6],旋翼故障模型大都是用旋翼模型中参数的增量表示的“Dirac Delta”模型,尚未见有文献建立旋翼桨叶损伤演化过程的状态方程模型,损伤演化状态方程有助于损伤的识别与跟踪,特别是对于那种通过少数几次观测难以判断的故障类型,往往更需要一种以状态方程形式表示的损伤演化模型来持续跟踪监测损伤的发展程度。

鉴于此,本文将从断裂能的角度出发,构建基体裂纹密度、纤维断裂面积与复合材料属性参数之间的函数关系。首先,参考PAN基碳纤维复合材料疲劳实

验数据,分析复合材料的疲劳损伤过程。进而,将损伤因子引入到复合材料层合板的刚度矩阵和桨叶刚度计算模型,以分析复合材料损伤对桨叶刚度的影响。然后,将从系统动力学的观点出发,建立桨叶损伤变量演化的状态方程模型。

1 复合材料铺层的疲劳损伤过程

复合材料在交变载荷作用下会出现多种损伤模式,不同的损伤之间相互作用。现有的研究表明^[7-8],主要存在3种基本的损伤模式:基体裂纹、界面脱胶和纤维断裂。当作用在复合材料上的循环应变大于基体材料的疲劳极限时,基体上出现一些大小和方向均相似的微裂纹,随着载荷循环数的增加,裂纹密度逐渐增加直至饱和。基体材料的作用是将载荷分散到整个纤维上,基体性能的下降使得纤维之间的相互联合作用降低。裂纹、气穴等材料缺陷在纤维附近产生应力集中,当作用在复合材料上的局部循环应力高于纤维的疲劳强度时,一些纤维将发生断裂,纤维断裂区的应力集中现象也会进一步造成基体开裂和界面脱胶损伤。纤维与基体之间的接合面在剪滞效应的作用下不断扩展,释放出的应变能一部分成为脱胶表面能,多余的能量则大部分累积在纤维上,促进了纤维的进一步断裂。在这个过程中,各种损伤模式相互作用,相互耦合,难以分辨出具体损伤的变化规律。在此,根据PAN基碳纤维复合材料试件单轴疲劳拉伸

收稿日期:2019-06-23; 修回日期:2019-07-22

作者简介:朱旭程(1973-),男,副教授,博士。

实验结果^[9],从基体材料裂纹和纤维断裂释放出的应变能出发,分析基体裂纹密度与基体材料属性之间,以及纤维断裂与复合材料属性之间的函数关系。

实验基本情况:单轴疲劳拉伸实验在MTS-810液压疲劳试验台上进行。试件为[0⁰]₂铺层复合材料拉伸试件,外形尺寸如图1所示。纤维材料为PAN基碳纤维,拉伸强度为5.150 GPa,拉伸模量为276 GPa,临界应变能释放率为175.1 J/m²,体积分数为0.6。基体材料为热固性环氧树脂,拉伸强度为120.7 MPa,拉伸模量为4.67 GPa,断裂韧性为1.64 MPa·√m,体积分数为0.4。对试样进行疲劳实验时采用等幅正弦疲劳载荷进行加载,载荷水平为S=0.90,加载比均为R=0.1,一个循环周期为0.75 s,用栅长0.1 mm的应变计记录试样应变的实验数据,直到规定的循环次数(N=30 000)或者试样破坏。

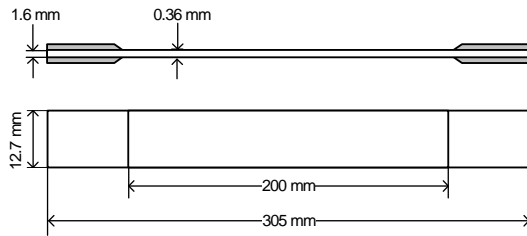


图1 试样外形尺寸

Fig.1 Dimensions of fatigue testing specimen

1.1 基体裂纹对基体材料属性的影响

在复合材料的疲劳过程中,较早出现的一种损伤模式是基体裂纹。由于基体材料具有较低疲劳极限,在拉剪应力的作用下会首先出现许多近似平行的细小裂纹,裂纹的分布基本均匀而且大小一致。基体上裂纹的密度在初始阶段发展速度较快。随着裂纹密度的增加,基体的机械性能也下降很快。但由于剪滞效应,裂纹产生速度会逐渐减慢,直至2个裂纹之间的应力很小,无法继续产生新的裂纹。

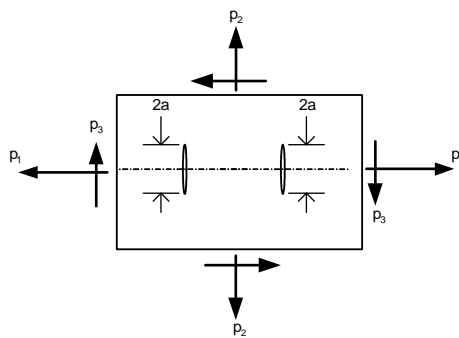


图2 单元中的基体裂纹模型

Fig.2 Matrix crack model in an element

断裂力学中关于裂纹体的研究较多,对于基体单元中一个长度为2a的微裂纹,如图2所示,由断裂能量理论,在定常载荷作用下,物体因裂纹生成所引起的应变能增量为:

$$\Delta U_i = 2 \int_0^a G da, \quad (1)$$

式中,G为能量释放率。

在平面应力条件下,裂纹受到法向应力和剪力的作用,为I型和II型复合裂纹,它与应力强度因子的关系为:

$$G = \frac{K_I^2}{E} + \frac{K_{II}^2}{E}. \quad (2)$$

式(2)中:E为材料弹性模量;K_I、K_{II}为裂尖的应力强度因子,且K_I=σ√πa、K_{II}=τ√πa;σ、τ为裂纹法向应力和切向应力。

对于含有ρ个特征长度为2a裂纹的基体单元,总的应变能增量为:

$$\Delta U = \sum_{i=1}^{\rho} \Delta U_i = 2\rho \int_0^a G da. \quad (3)$$

由卡氏定理,基体单元的柔度变化为:

$$\Delta S_{ij} = \frac{\partial^2 \Delta U}{\partial p_i \partial p_j} = 2\rho \int_0^a \frac{\partial^2 G}{\partial p_i \partial p_j} da, \quad (4)$$

式中,p_i、p_j分别为第i、j个单元应力。

把式(2)代入式(4),化简可得:

$$\begin{cases} \Delta S_{11} = \Delta S_{22} = \Delta S_{33} = \frac{4\pi a^2 \rho}{E_m} \\ \Delta S_{12} = \Delta S_{21} = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中:ρ为裂纹密度;E_m为无损基体的弹性模量。

利用基体单元的柔度和基体材料属性的关系,可推出损伤基体的材料属性:

$$\begin{cases} E_{m1} = E_{m2} = \frac{E_m}{1 + 4\pi a^2 \rho} \\ G_{m12} = \frac{E_m}{2(1 + \nu_m) + 4\pi a^2 \rho} \\ \nu_{m12} = \nu_m \end{cases} \quad (6)$$

式(6)中:E_{m1}、E_{m2}、G_{m12}、ν_{m12}分别为纵向弹性模量、横向弹性模量、剪切模量、泊松比;ν_m为无损基体的泊松比。

从而,基体的材料性能随损伤退化过程可由裂纹密度的变化规律来表示。有关碳纤维增强树脂复合材料的实验研究表明^[10-11],基体裂纹密度的变化符合Weibull公式:

$$\rho(N) = W(a, b) = \rho_c \left(1 - \exp \left(- \left(\frac{N}{a} \right)^b \right) \right) \quad (7)$$

式(7)中： ρ_c 为饱和裂纹密度； a 为尺度参数； b 为形状参数。

基体裂纹密度 Weibull 分布参数可根据 PAN 基础纤维复合材料试件单轴疲劳拉伸实验获得的材料等效应变比(EFR)数据采用最小二乘法估计得出：复合材料在初始阶段的性能下降主要来自基体裂纹，由材料等效应变比采用式(5)估计出基体裂纹密度 ρ/ρ_c ，当 EFR 增长速度降至初始速度的 10% 时认为基体裂纹达到饱和。

在对数坐标系下计算待拟合数据： $x_1 = \ln(n/N)$ ， $y_1 = \ln\left(\ln\left(\frac{1}{1-\rho/\rho_c}\right)\right)$ ，采用最小二乘法计算出线性拟合曲线的斜率 z_1 和常数项 z_2 。

计算出尺度参数和形状参数值： $a = e^{-z_2/z_1}$ ， $b = z_1$ ，得到 $a = 0.250$ ， $b = 0.813$ ，结果如图 3 所示。

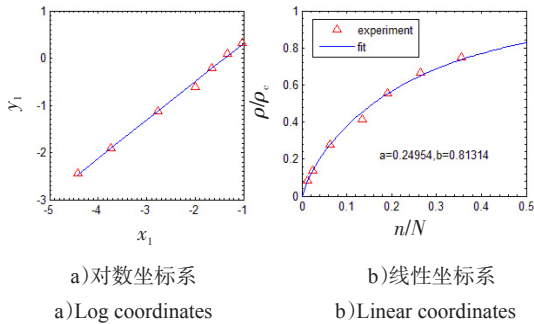


图3 基体裂纹密度拟合分析

Fig.3 Regression analysis on the matrix crack density

1.2 纤维断裂对复合材料属性的影响

当裂纹密度足够大时，裂纹间局部应力集中将诱导出更严重的损伤形式，即纤维和基体的界面损伤和纤维断裂。这个阶段多种损伤模式相互作用，主要表现为纤维材料的损伤过程。基体裂纹及其诱导损伤造成了较大的局部应力集中，在局部载荷大于纤维的疲劳强度时，一些纤维将发生断裂，纤维断裂处的剪切滞后现象会进一步造成纤维基体的界面损伤。

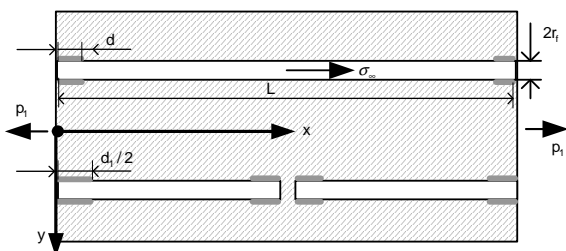


图4 纤维断裂和界面损伤扩展模型

Fig.4 Fiber break and interface damage growth model

对于复合材料中一条半径为 r_f ，长度为 $L = 1 \times 2r_f$ 的纤维，如图 4 所示。当纤维两端出现长度为 $d = \delta \times 2r_f$ 的脱胶损伤后，由剪滞模型^[12-13]，物体中的应变能为：

$$U(l, \delta) = lU_0 - \pi r_f^3 \sigma_x^2 \left(\frac{Q\delta}{E_f} + u(l - \delta) \right) \quad (8)$$

式(8)中： $u(l) = \frac{\tanh(\beta l)}{E_f \beta}$ ， $\beta^2 = \frac{4G_m}{E_f \ln V_f}$ ， G_m 为基体剪切模量， E_f 为纤维拉伸弹性模量， V_f 为纤维体积分率； σ_x 是纤维名义应力； lU_0 为纤维的名义应变能； Q 为脱胶能量耗散系数，不考虑自由界面上的摩擦等耗散时取值为 1。

当纤维断裂成长为 $l/2$ 的 2 段纤维后，物体应变能的增量为：

$$\Delta U = \pi r_f^2 G_d (l - \delta, 0) + 8\pi r_f^2 \int_{\delta/2}^{\delta/2} G_d \left(\frac{l}{2}, \delta \right) d\delta \quad (9)$$

式(9)中： δ_1 为断裂后每段纤维上脱胶； G_d 、 G_f 分别为纤维脱胶和断裂时能量释放率。

由式(8)可得：

$$\begin{cases} G_d(l, \delta) = \frac{r_f \sigma_x^2}{4E_f} [Q - \text{sech}^2 \beta(l - \delta)] \\ G_f(l, \delta) = \frac{r_f \sigma_x^2}{4\beta E_f} \left[2 \tanh \frac{\beta(l - \delta)}{2} - \tanh \beta(l - \delta) \right] \end{cases} \quad (10)$$

对于长纤维的情况 ($\beta l > 10$)，由 $\tanh(x) \approx 1$ ， $\text{sech}(x) \approx 0$ ， ΔU 可近似为：

$$\Delta U = \frac{\pi r_f^3 \sigma_x^2}{4\beta E_f} + \frac{\pi r_f^3 \sigma_x^2 Q}{E_f} \Delta \delta \quad (11)$$

式(11)中， $\Delta \delta$ 为平均每段纤维上脱胶的扩展量， $\Delta \delta = \delta_1 - \delta$ 。

纤维断裂和脱胶界面形成所消耗的能量为：

$$\Delta U = \pi r_f^2 G_{ic} + 4\pi r_f^2 G_{dc} \Delta \delta \quad (12)$$

式(12)中， G_{dc} 、 G_{ic} 为临界能量释放率。

由能量守恒，联立式(11)和(12)得到一个关于 δ_1 的方程，求解方程可得：

$$\Delta \delta \approx \frac{\frac{1}{\beta} r_f \sigma_x^2 - E_f G_{ic}}{4E_f G_{dc} - Q r_f \sigma_x^2} \quad (13)$$

对于出现了 m 个纤维断裂点的复合材料单元，由卡氏定理，单元体的柔度变化为：

$$\Delta S_f = \frac{\partial^2 \sum_{i=1}^m \Delta U_i}{\partial p_i^2} = \frac{r_f}{2\beta E_f} + \frac{2r_f Q}{E_f} \Delta \delta \left(V_f + \frac{E_m V_m}{E_f} \right)^{-2} A_f \quad (14)$$

式(14)中： ΔS_f 为单元体柔度增量； A_f 为断裂面积。

利用复合材料单元体的柔度和刚度的关系,可得损伤复合材料的纵向弹性模量为:

$$E'_1 = \frac{E_1}{1 + E_1 \Delta S_f} \quad (15)$$

式(15)中: E'_1 为损伤后的纵向弹性模量; E_1 为初始的纵向弹性模量。

纤维断裂释放的应变能一部分用于断裂面的形成,另一部分贡献给了脱胶界面的扩展;而界面脱胶释放的应变能一方面形成了脱胶表面,另一方面也促进了纤维断裂能的积累。纤维断裂阶段的损伤扩展过程通常满足幂率方程:

$$\frac{dA_f}{dn} = cn^{r-1} \quad (16)$$

式(16)中: n 是循环次数; c 、 r 为曲线参数。

将式(14)代入式(15)后积分可得:

$$A_f = A_{fc} \left(\frac{n}{N} \right)^r \quad (17)$$

式中, A_{fc} 为临界断裂面积。

参数 A_{fc} 、 r 的值可根据实验获得的材料等效应变比数据(EFR)采用最小二乘法估计得出:复合材料在寿命周期后半阶段的性能下降主要来自纤维断裂,由材料等效应变比采用式(14)估计出纤维断裂面积比 A_f/η^2 。

在对数坐标系下计算待拟合的实验数据: $x_1 = \ln(n/N)$, $y_1 = \ln(A_f/\eta^2)$ 。

采用最小二乘法计算出线性拟合曲线的斜率 z_1 和常数项 z_2 , 计算出 A_{fc} 、 r 参数的值: $A_{fc} = \eta^2 e^{z_2}$, $r = z_1$, 得到 $A_f/\eta^2 = 0.457$ 、 $r = 6.60$, 结果如图5所示。

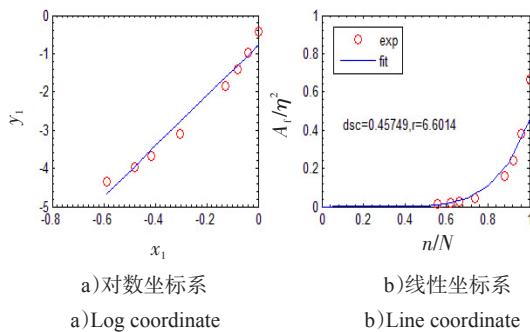


图5 纤维断裂面积拟合分析

Fig.5 Regression analysis on the fiber break area

2 损伤复合材料桨叶的力学性能分析

由复合材料的混合率,单层复合材料的工程材料常数为:

$$\begin{cases} E_1 = E_f V_f + E_{m1}(1 - V_f) \\ E_2 = E_{m2} \frac{1 + s\beta_1 V_f}{1 - \beta_1 V_f} \\ G_{12} = G_{m12} \frac{1 + s\beta_2 V_f}{1 - \beta_2 V_f} \\ v_{12} = v_f V_f + v_{m12}(1 - V_f) \\ v_{21} = \frac{E_2 v_{12}}{E_1} \end{cases} \quad (18)$$

式(18)中: $\beta_1 = \frac{E_f/E_{m2} - 1}{E_f/E_{m2} + s}$; $\beta_2 = \frac{G_f/G_{m12} - 1}{G_f/G_{m12} + s}$; E_1 、 E_2 、 G_{12} 、 v_{12} 分别为铺层的纵向弹性模量、横向弹性模量、剪切模量、泊松比; E_f 、 G_f 、 V_f 分别为纤维的弹性模量、剪切模量和泊松比。

当纤维和基体组成的各向异性铺层的材料常数确定,铺层的正轴刚度矩阵 Q 可以表示为:

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (19)$$

式(19)中: $Q_{11} = \frac{E_1}{1 - v_{12}v_{21}}$; $Q_{22} = \frac{E_2}{1 - v_{12}v_{21}}$; $Q_{12} = \frac{E_2 v_{12}}{1 - v_{12}v_{21}}$; $Q_{66} = G_{12}$ 。

当基体裂纹密度达到一定数值后,基体材料性能的变化趋于饱和,但微观上的损伤仍继续累积,开始出现纤维断裂与界面损伤,在应力大于纤维疲劳强度的局部区域内一些纤维逐渐断裂。在此阶段,复合材料的性能参数除了受到基体裂纹密度的影响之外,还应乘以一个由纤维断裂、脱粘造成的损伤因子。

$$d_f = \frac{1}{1 + E_f(\rho_c)\Delta S_f} \quad (20)$$

式中, d_f 为纤维断裂及其诱导损伤的影响因子,表示纤维断裂引起的材料退化。

假设纤维断裂对铺层的拉伸、弯曲和扭转刚度有相同的影响,铺层的正轴刚度矩阵表示为:

$$Q^F = Q \begin{bmatrix} d_f & 0 & 0 \\ 0 & d_f & 0 \\ 0 & 0 & d_f \end{bmatrix} \quad (21)$$

式(21)中: $Q_{11}^F = rE_1(\rho)d_f$; $Q_{22}^F = rE_2(\rho)d_f$; $Q_{12}^F = rv_{21}(\rho)E_1(\rho)d_f$; $Q_{21}^F = rv_{12}(\rho)E_1(\rho)$; $Q_{66}^F = G_{12}(\rho)d_f$; $r = \frac{1}{1 - v_{12}(\rho)v_{21}(\rho)}$ 。

实际使用时,单层复合材料的主方向往往与层合板总体坐标方向并不一致,为了在统一的坐标系下计算材料的刚度,需要通过坐标变换 T 计算出铺层在总体坐标方向上的偏轴刚度矩阵。对于第 k 个铺层正轴刚度矩阵,其偏轴刚度矩阵为偏轴角的函数为:

$$Q_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} = TQT^T \quad (22)$$

$$\text{式(22)中, } T = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix},$$

θ 为偏轴角。

层合板由单层板层叠而成,其刚度矩阵可由单层板的刚度特性厚度方向求和得到。在直法线假设下^[14],层合板的刚度矩阵由拉伸刚度 A 、耦合刚度 B 和弯曲刚度 D 组成。

$$\bar{D} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}, \quad (23)$$

$$\text{式中: } A = \sum_{k=1}^n (z_k - z_{k-1})Q_k; \quad B = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (z_k^2 - z_{k-1}^2)Q_k;$$

$$D = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (z_k^3 - z_{k-1}^3)Q_k; \quad z_k \text{ 为铺层的 } z \text{ 坐标。}$$

由 Chopra 的研究^[15-16],通过层合板的拉伸刚度、耦合刚度和弯曲刚度在剖面内的积分,可算出任意剖面形状桨叶的宏观力学特性:

$$\begin{cases} EA = \int_s A_{11} ds \\ EI_y = \int_s (A_{11}y^2 + 2B_{11}y \cos\theta + D_{11} \cos^2\theta) ds \\ EI_z = \int_s (A_{11}z^2 - 2B_{11}z \sin\theta + D_{11} \sin^2\theta) ds \\ GJ = \int_s (4D_{66} + \frac{G_s^2}{A_{66}} - 4\frac{B_{66}G_s}{A_{66}}) ds \end{cases} \quad (24)$$

式(24)中: EA 为桨叶拉伸刚度; EI 为桨叶弯曲刚度; GJ 为桨叶扭转刚度。

下面来研究基体裂纹和纤维断裂损伤对典型复合材料桨叶刚度的影响。此桨叶采用 NACA23012 翼型,弦长 $c = 0.272 \text{ m}$,桨叶带有 D 形梁, D 形梁采用 36 个铺层,蒙皮采用 24 个铺层,铺层方向均为 $(0/\pm 45/90)$ 组合。单个铺层厚度 0.127 mm ,材料的初始特性为:纵向弹性模量 206.8 GPa ,横向弹性模量 20.7 GPa ,剪切模量 8.27 GPa ,泊松比 0.3 。桨叶的剖面形状和铺层情况如图 6 所示。

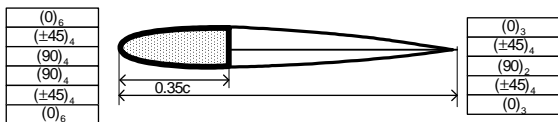


图6 桨叶剖面的铺层情况

Fig.6 Laminate details of blade airfoil section

根据基体裂纹密度和纤维断裂面积的扩展模型、损伤与复合材料属性的关系以及桨叶刚度的计算公

式,可以得到桨叶刚度随疲劳载荷循环数的变化曲线如图 7 所示。

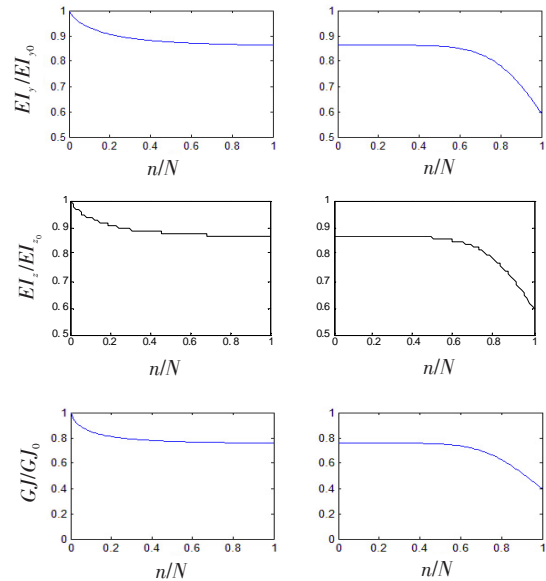


图7 基体裂纹和纤维断裂损伤对桨叶刚度的影响

Fig.7 Reduction in bending and torsion stiffness with matrix crack and fiber breakage

图 7 中, EI_0 、 GJ_0 为桨叶的初始刚度。基体裂纹损伤对桨叶刚度的影响如图 7 中的第 1 列曲线所示。在循环数 n/N 小于 0.1 (基体裂纹密度为 1.36) 时,刚度下降较快,之后下降速度逐渐减慢,在循环数为 0.4 (基体裂纹密度为 2.77) 时基本饱和。基体裂纹密度到达饱和点后,刚度下降基本停止,但结构内部损伤仍在累积。基体裂纹造成的弯曲刚度下降最大为 12% 左右,造成的扭转刚度下降最大为 23% 左右,可见,扭转刚度对基体裂纹比较敏感。

纤维断裂损伤对桨叶刚度的影响如图 7 中的第 2 列曲线所示。循环数 n/N 小于 0.6 (断裂面积比为 0.063) 时翼型刚度的下降非常缓慢,纤维断裂造成的弯曲刚度最大下降为 6% 左右,加上基体裂纹损伤后总共下降 15% 左右。刚度的下降主要出现在循环数为 0.7 (断裂面积比为 0.19) 以后,在循环数为 1 (断裂面积比为 1.83) 时,总的弯曲刚度损伤约为 41%,总的扭转刚度下降幅度为 60% 左右。结构在寿命终点出现突然破坏的具体时机与结构承受的正应力、剪应力大小有关,可以根据 Hashin 准则确定^[17]。

3 桨叶损伤演化模型的建立

由于复合材料物理损伤模式的多样性,更适合采用连续损伤力学的概念来定量地分析和描述复合材料结构的疲劳损伤过程。通常定义连续损伤变量为材料弹性模量或结构刚度的函数:

$$\begin{cases} \phi_1 = \frac{EI_{y0} - EI_y}{EI_{y0} - EI_{y,f}} \\ \phi_2 = \frac{EI_{z0} - EI_z}{EI_{z0} - EI_{z,f}} \\ \phi_3 = \frac{GJ_0 - GJ}{GJ_0 - GJ_f} \end{cases} \quad (25)$$

式(25)中: EI_{y0} 、 EI_{z0} 、 GJ_0 为桨叶的初始刚度; $EI_{y,f}$ 、 $EI_{z,f}$ 、 GJ_f 为桨叶在寿命终点时的刚度。

刚度是物理损伤参数的函数,损伤累积情况又是桨叶疲劳寿命的函数,因此,可以通过刚度变化来分析桨叶的疲劳寿命。桨叶的刚度也是一个可以通过系统响应易于测量的参数。

根据基体裂纹密度和纤维断裂面积对桨叶刚度的影响曲线以及损伤变量的定义式,可计算出损伤变量随疲劳载荷循环数的变化曲线如图8~10所示。由图可直观地看出,疲劳损伤扩展过程可被划分成3个阶段:初始阶段,由于基体等薄弱部位损伤的起始,刚度下降较快;中间阶段,起始损伤在疲劳载荷的作用下不断积累,诱导出多种复杂的损伤模式,表现为稳定地缓慢发展;最后阶段,由于纤维断裂的加速,刚度下降较快。

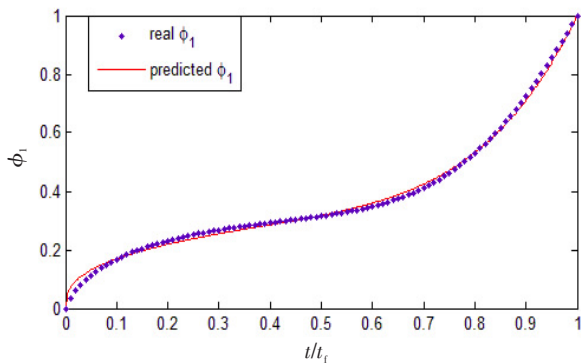


图8 挥舞刚度损伤变量随载荷循环数的变化

Fig.8 Evolution of flap damage variable versus loading cycle

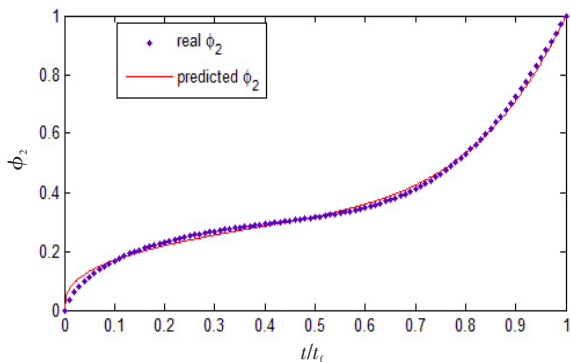


图9 摆动刚度损伤变量随载荷循环数的变化

Fig.9 Evolution of lag damage variable versus loading cycle

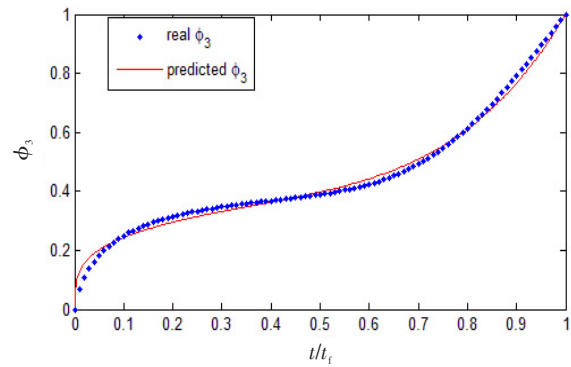


图10 扭转刚度损伤变量随载荷循环数的变化

Fig.10 Evolution of torsion damage variable versus loading cycle

以状态方程形式表示的损伤演化模型不仅便于仿真分析桨叶结构损伤对旋翼气弹运动的影响,还能用于损伤观测信号的滤波和剩余寿命的跟踪。设表示桨叶损伤演化过程的状态方程为:

$$\dot{\phi} = g(\phi) \quad (26)$$

式(26)中: ϕ 为损伤变量; g 为状态转移函数。

状态转移函数可以根据损伤变量随疲劳载荷循环数的变化曲线得到,方法如下:

设 φ 为损伤变量的时序向量,将其乘以微分算子矩阵得到损伤扩展速度为:

$$\dot{\varphi} = D\varphi \quad (27)$$

式(27)中: Δt 为序列的时间间隔; D 为微分算子矩阵,

$$D = \Delta t^{-1} \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & -1 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix}$$

按式(27)计算所得的损伤扩展速度 $\dot{\varphi}$ 与损伤 φ 的关系如图11中的点线所示。

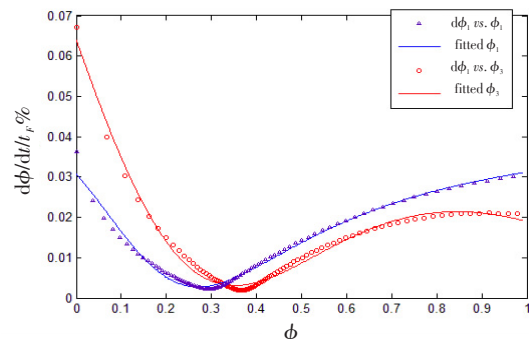


图11 损伤演化模型的状态转移函数

Fig.11 Transfer functions of damage evolution model

由图11可见,损伤变量在疲劳初期和疲劳末期存在快速的损伤扩展现象,损伤的状态转移函数应是含有两种运动模式的非线性函数。在 Matlab 软件提供

的曲线拟合工具中对弯曲和扭转刚度的损伤 φ 及其扩展速度 $\dot{\varphi}$, 采用指数函数、幂函数、三角函数、傅立叶级数、多项式等常用函数的拟合效果进行对比分析, 发现采用如下的有理多项式作为拟合函数, 不但拟合函数的形式简单, 而且拟合精度也比较高, 拟合所得的状态转移函数分别为:

$$\begin{cases} g_1(\phi_1) = \frac{1}{t_F} \frac{4.60\phi_1^2 - 2.42\phi_1 + 0.345}{\phi_1^2 - 0.3\phi_1 + 0.112} \\ g_2(\phi_3) = \frac{1}{t_F} \frac{-11.32\phi_3^3 + 23.05\phi_3^2 + 11.91\phi_3 + 1.92}{\phi_3^2 - 0.376\phi_3 + 0.3} \end{cases} \quad (28)$$

式(28)中: g_1 为 ϕ_1 和 ϕ_2 的状态转移函数; g_2 为 ϕ_3 的状态转移函数。

g_1 的拟合误差为 $\sigma_{g_1} = 0.00935$, g_2 的拟合误差为 $\sigma_{g_2} = 0.0108$ 。采用损伤演化模型对损伤变量进行仿真计算的结果如图8~10所示。采用状态转移函数对损伤扩展速度进行拟合的结果如图11中的实线所示。

4 结束语

为研究旋翼复合桨叶系统损伤行为特性, 本文从断裂能量释放率的角度出发, 研究了多个基体裂纹、多处纤维断裂和界面脱胶损伤对复合材料属性的影响, 利用层合板理论, 建立了损伤层合板的本构模型, 研究了基体裂纹和纤维断裂对复合材料桨叶刚度的影响。由于复合材料物理损伤的复杂性, 采用连续损伤变量的方法来定量地描述复合材料结构的疲劳损伤过程, 用刚度构建的连续损伤变量建立了桨叶损伤的动态演化状态方程, 从损伤变量状态转移函数可见, 它是含有多种运动模式的非线性函数。该方程可进一步用于建立基于模型的复合材料桨叶损伤监测和剩余寿命预估方法。

参考文献:

- [1] 马存旺, 李光亮, 屈保杰. 直升机复合材料桨叶疲劳定寿方法综述[J]. 机械强度, 2019, 41(1): 187-195.
MA CUNWANG, LI GUANGLIANG, QU BAOJIE. Review of fatigue life evaluation for helicopter composite blades[J]. Journal of Mechanical Strength, 2019, 41(1): 187-195. (in Chinese)
- [2] 崔海涛, 孙志刚. 航空复合材料及其力学分析[M]. 北京: 科学出版社, 2017: 17-55.
CUI HAITAO, SUN ZHIGANG. Aviation composite materials and mechanical analysis[M]. Beijing: Science Publisher, 2017: 17-55. (in Chinese)
- [3] PAWAR P M, GANGULI R. Helicopter rotor health monitoring-a review[J]. Proceedings of the Institution Mechanical Engineers: Part G, 2007, 221(5): 631-647.
- [4] TAKEDA S, AOKI Y, ISHIKAWA, et al. Structure health monitoring of composite wing structure during durability test[J]. Composite Structures, 2007, 79(1): 133-139.
- [5] 陈雪峰, 杨志勃, 田绍华. 复合材料结构损伤识别与健康监测展望[J]. 振动, 测试与诊断, 2018, 38(1): 1-10.
CHEN XUEFENG, YANG ZHIBO, TIAN SHAOHUA. A review of the damage detection and health monitoring for composite structures[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2018, 38(1): 1-10. (in Chinese)
- [6] 高军龙, 胡国才, 吴靖. 基于动力学模型的旋翼动平衡故障仿真及诊断[J]. 海军航空工程学院学报, 2016, 31(3): 317-322.
GAO JUNLONG, HU GUOCAI, WU JING. Fault simulation and diagnosis of helicopter rotor dynamic balance based on dynamic model[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2016, 31(3): 317-322. (in Chinese)
- [7] MAIMI P, CAMANHO P P. A continuum damage model for composite laminates: Part II-computational implementation and validation[J]. Mechanics of Materials, 2007(39): 909-919.
- [8] SHAHID I, CHANG F K. An accumulative damage model for tensile and shear failures of laminated composite plates[J]. Journal of Composite Materials, 1995, 29(7): 926-981.
- [9] 井敏, 谭婷婷, 王成国. PAN基碳纤维的微观结构与力学性能相关性分析[J]. 航空材料学报, 2013, 33(1): 78-85.
JING MIN, TAN TINGTING, WANG CHENGGUO. Correlation between microstructure and mechanical properties of PAN-based carbon fiber[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 33(1): 78-85. (in Chinese)
- [10] 吴毅彬. 基于Weibull概率分布的纤维增强复合材料损伤演化分析[J]. 玻璃钢复合材料, 2014, 49(8): 49-53.
WU YIBIN. Analysis on damage evolvement of fiber reinforced polymer by Weibull probability distribution[J]. Fiber Reinforced Plastics Composites, 2014, 49(8): 49-53. (in Chinese)
- [11] 李树健, 湛利华, 周源琦. 基于图像处理的碳纤维增强树脂基复合材料固化压力—缺陷—力学性能建模与评估[J]. 复合材料学报, 2018, 35(12): 3368-3375.
LI SHUJIAN, ZHAN LIHUA, ZHOU YUANQI. Model-

- ing and evaluation of curing pressure-defects-mechanical properties of carbon fiber reinforced resin composites based on image processing[J]. *Acta Material Composite Sinica*, 2018, 35(12):3368-3375.
- [12] 李红波,申胜平,郭建刚. 基于修正剪滞模型的竹纤维/基体界面应力理论[J]. *复合材料学报*, 2018, 35(8):2252-2258.
- LI HONGBO, SHEN SHENGPING, GUO JIANGANG. A modified shear-lag model for interface stress transfer in bamboo fiber/matrix composites[J]. *Acta Material Composite Sinica*, 2018, 35(8):2252-2258. (in Chinese)
- [13] NAIRN J A, DANIEL H. A revised shear-lag analysis of an energy model for fiber-matrix debonding[J]. *Advanced in Computers*, 1996, 5(5):131-135.
- [14] 万泽青,李世荣,马洪伟. 基于一阶剪切变形理论的变曲率曲梁的几何非线性方程[J]. *应用力学学报*, 2018, 35(5):983-987.
- WAN ZE QING, LI SHIRONG, MA HONGWEI. Geometrically nonlinear equations of curved beams with variable curvatures based on the first-order shear deformation theory[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2018, 35(5):983-987. (in Chinese)
- [15] CHANDRA R, CHOPRA I. Structural behavior of two-cell composite rotor blades with elastic couplings[J]. *AIAA Journal*, 1992, 1(12):2914-2921.
- [16] SMITH E C, CHOPRA I. Formulation and evaluation of an analytical model for composite box-beams[J]. *Journal of America Helicopter Society*, 1991, 36(3):23-35.
- [17] 王力立,杨胜春,陈宏. 基于偏轴强度试验的复合材料失效准则评估[J]. *工程与试验*, 2018, 58(3):3-7.
- WANG LILI, YANG SHENGCHUN, CHEN HONG. Evaluation of failure criteria for composites based on off-axis strength experiment[J]. *Engineering & Test*, 2018, 58(3):3-7. (in Chinese)
- [18] 刘斌,赵亮,徐红炉. 基于Hashin失效准则的复合材料螺栓连接损伤破坏研究[J]. *科学技术与工程*, 2012, 12(8):1740-1744.
- LIU BIN, ZHAO LIANG, XU HONGLU. The research about damage of composite laminate in bolted joints based on the hashin failure criteria[J]. *Science Technology and Engineering*, 2012, 12(8):1740-1744. (in Chinese)

Structural Damage Accumulation Model of Composite Rotor Blade

ZHU Xucheng, LIU Tie

(Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: Compared to metal material blades, composite blades are widely used on helicopter rotors because of their superior fatigue resistance. However, due to the complex failure mechanism of the composite material, the fatigue performance is dispersed, and the influence factors are numerous, the fatigue phenomenon of the composite blade is still under research and exploration. There is still a missing bridge between the microscopic failure mechanism of the composite material and the mechanical properties of the macrostructure. In view of this, the cumulative model of damage of matrix, fiber fracture and interfacial debonding was established based on the tensile fatigue experimental data of typical composite samples. From the point of view of fracture energy, the relationship between matrix crack density, fiber fracture area and composite properties was established. The effects of damage variables such as matrix crack density and fiber fracture area on the performance parameters of composite engineering were analyzed. Based on the phenomenological theory, the influence of physical damage variables on the stiffness characteristics of the blade was studied. The damage evolution model of composite blade was formulated by using the state equation of continuous damage variable. This differential model with rational polynomials as the state transfer function can well reflect the rapid damage of the composite blade at the initial stage of fatigue and the end fatigue.

Key words: composite material; rotor blade; structural damage; model