

# 某型无人机碳纤维复合材料翼梁安全寿命预估

马航, 段静波, 江涛, 路平

(军械工程学院, 石家庄 050003)

**摘要:** 提出了一种无人机机翼碳纤维复合材料翼梁安全寿命预估的方法; 首先进行了某型无人机静平衡飞行时的有限元分析, 获得了碳纤维复合材料机翼的应力分布及应力集中区域; 基于地面数据终端的遥测帧数据提取无人机基本飞行参数, 在合理假设基础上推导了无人机机体迎角、侧滑角计算公式, 再利用动力学方程反演无人机在机动载荷下的重心过载谱, 进而结合机翼编制了机翼在各飞行剖面下的应力谱; 然后, 设计了机翼翼梁碳纤维复合材料试样, 开展了试样的静力试验与疲劳试验, 拟合得到了机翼翼梁碳纤维复合材料的 S-N 曲线; 最后, 基于 Miner 线性损伤累积原理, 完成了某型无人机机翼翼梁的安全寿命评估; 文章方法基于无人机地面数据终端的遥测帧数据进行翼梁应力谱编制, 简单便捷, 特别适用于中小型无人机装备过载谱的获取。

**关键词:** 无人机; 碳纤维复合材料翼梁; 应力谱; S-N 曲线; 安全寿命

## Method of Estimating Service Life of Carbon-fibre Composite Wing Spar in a kind of Unmanned Aerial Vehicle

Ma Hang, Duan Jingbo, Jiang Tao, Lu Ping

(Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

**Abstract:** A method of estimating the service life of carbon-fibre composite wing spar is presented. Firstly by the finite element analysis of UAV in static balance, the area of stress concentration to carbon-fibre composite airfoil is acquired. Aiming at the droner flight parameters which is collected from feeder links to earth, the angle of attack and side slip angle can be deduced on the equivalent circuit of the linear induction motor through reasonable assumption, then the weight overload spectrum in dynamic load is inversed by kinetic and the dynamic load about airfoil is drew up in any flight profile. Static and fatigue test is carried out by carbon-fibre composite wing spar and then got the S-N curves. Finally, aiming at Miner theory, the life assessment of wing spar in UAV has been finished. The method aiming at the droner flight parameters draws up the dynamic load of wing spar, it is convenient and suitable for acquiring dynamic load of UAV in small and medium size.

**Keywords:** UAV; carbon-fibre composite wing spar; dynamic load; S-N curve; safe life

## 0 引言

现代无人机结构设计大量采用了复合材料, 复合材料具有结构重量轻、复杂或大型结构易于成型、设计空间大、比强度和比刚度高、热膨胀系数小等诸多优点。将复合材料应用于无人机结构上对减轻空机重量、增加有效载荷、提高安全性和隐身性具有重要的作用<sup>[1]</sup>。以某型无人机为例, 其机翼翼梁、机身梁等承力关键部件均是典型的碳纤维复合材料。由于无人机在飞行过程中受到发射、突风、机动等多方面因素的影响, 存在疲劳破坏的可能, 为确保无人机在任务中处于安全状态, 应当实时评估结构承受的载荷历程与损伤, 预估出其寿命, 适时修理和更新, 在保证飞行安全的前提下, 尽可能地充分发挥无人机的寿命潜力与作战能力。

对于复合材料结构, 受到外载荷的影响, 会有脱层、基材龟裂等损伤产生, 成复合材料的脱层与基材龟裂<sup>[2]</sup>。这些损伤产生将造成材料的刚度及强度急速下降, 缩短材料使用寿命, 因此, 复合材料的寿命预测成为了国内外学者研究的热点。对

于无人机机体中复合材料构件的寿命预测, 除某些大型无人机以外, 载人飞机应力谱的获取方法不能完全适用, 差异主要存在于应力谱的获取方法。

目前, 载人机获取应力谱的方法主要有 3 种<sup>[3]</sup>: (1) 基于关键部位实测应变记录数据的方法。(2) 基于特征点应变记录数据和有限元应力分析的方法。(3) 基于飞行参数的方法。前两种方法都需要在机体内部加装传感器, 然而无人机存在机体内部空间受限、有效载荷受限等困难, 这两种方法无法适用。本文结合无人机拥有遥测帧数据这一特点, 采用了基于飞行参数的方法。

基于此, 本文提出了一种基于遥测帧数据的无人机重心过载谱编制方法, 并进行碳纤维复合材料翼梁疲劳寿命试验, 获取了 S-N 曲线, 最终, 基于 Miner 线性损伤理论, 实现了某型无人机碳纤维复合材料翼梁安全寿命评估。

## 1 碳纤维复合材料机翼有限元分析

### 1.1 有限元模型

机翼结构分为 5 段: 中翼、中外翼(左、右)、外翼(左、右), 由上下板件、前后翼梁和翼肋构成的封闭盒体。板件为环氧碳纤维夹芯结构, 主要由碳纤维单向布外蒙皮、玻璃布内外蒙皮、Nomex 蜂窝夹芯和环氧树脂制成, 翼肋采用带翻边的薄板铝合金翼肋, 翼梁采用预浸料经热压灌

收稿日期: 2014-05-13; 修回日期: 2014-06-14。

基金项目: 十二五武器装备预研项目(5132501××××)

作者简介: 马航(1989-), 男, 河北石家庄人, 硕士研究生, 主要从事无人机定寿方向的研究。

高温高压成形。

基于 MSC.Patran 商用有限元平台, 构建无人机机翼翼梁有限元模型, 选择了 Quad4 有限元单元, 设置了 17 363 个单元和 16 520 各节点, 翼梁碳纤维复合材料铺层方式参见表 1, 机翼模型如图 1。

表 1 机翼碳纤维复合材料翼梁结构

位置	铺层方式	
中翼翼梁	[45°/-45°/45°/0°/-45°/0°/45°/90°]s	
中外翼翼梁	1~6 号肋之间	[45°/45°/-45°/0°/45°/90°]s
	6~8 号肋之间	[45°/45°/0°/45°/90°]s
	8~10 号肋之间	[45°/45°/45°/90°]s
外翼	---	



图 1 机翼整体有限元模型

### 1.2 机翼翼面升力

无人机飞行中整个飞机重量主要靠机翼产生的升力平衡, 气动载荷及其分布则与多种因素有关, 综合考虑沿展向和弦向两个方向载荷分布<sup>[4]</sup>, 可得升力表达式为

$$q_f = \frac{n_z G}{l} \cdot \frac{C_l b}{C_{tw} b_A} \quad (1)$$

其中:  $\frac{n_z G}{l}$  为机翼展向单位长度的平均载荷;  $n_z$ 、 $G$ 、 $l$  分别为飞机重心法向过载、飞机质量力、翼展长;  $\frac{C_l b}{C_{tw} b_A}$  为相对环量, 它表征机翼载荷沿展向的相对变化。其中:  $C_{tw}$ 、 $C_l$  为机翼和翼剖面的升力系数;  $b$  为沿展向变化的翼剖面的弦长;  $b_A$ 、 $l$  分别为机翼的平均气动弦长和翼展。

### 1.3 静力分析

通过有限元分析, 机翼翼梁部分的应力分布云图如图 2。

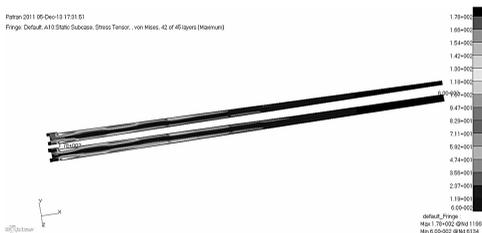


图 2 翼翼梁应力云图

从图中可以看到, 翼梁上应力最大部位在中外翼翼梁根部, 最大应力为 175 MPa, 因此, 最大应力的中外翼翼梁根部是影响疲劳寿命的关键点。

## 2 碳纤维复合材料机翼疲劳应力谱编制

无人飞机在飞行过程中所遇到的各种重复载荷都应是飞机的疲劳载荷, 主要由阵风载荷和机动载荷组成, 无人机在阵风

载荷下的重心过载谱编制可参见参考文献 [5], 对于机动载荷, 本文提出了一种基于遥测帧数据的无人机重心过载谱编制方法。

### 2.1 获取无人机飞行参数

根据无人机遥测数据在遥测帧中的传输协议, 从离线遥测帧中提取无人机基本飞行参数, 再利用数字滤波方法消除数据传送中由于电子干扰等因素产生的飞行数据失真。

### 2.2 估算无人机机体迎角、侧滑角计算本体坐标系下空速

利用无人机飞行记录的风场特性确定风速, 在地面坐标系  $Ox_g y_g z_g$  下 3 个方向的分量表示为  $V_{w,x_g}$ 、 $V_{w,y_g}$ 、 $V_{w,z_g}$ , 可通过风速传感器测得。

根据地面坐标系到本体坐标系的转换关系  $L_{bg}$ <sup>[6]</sup>, 可以计算出本体坐标系下 3 个方向的风速分量

$$\begin{Bmatrix} V_{w,x_b} \\ V_{w,y_b} \\ V_{w,z_b} \end{Bmatrix} = L_{bg} \begin{Bmatrix} V_{w,x_g} \\ V_{w,y_g} \\ V_{w,z_g} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

其中:  $V_{w,x_b}$ 、 $V_{w,y_b}$ 、 $V_{w,z_b}$  分别在风速在本体坐标系下的分量, 坐标转换矩阵  $L_{bg}$  中涉及到的无人机本体的 3 个姿态角: 航向角、倾斜角、俯仰角, 分别用  $\varphi$ 、 $\gamma$ 、 $\theta$  表示, 均可以遥测帧中获取。

基于遥测帧获得的无人机飞行参数估算机体迎角  $\alpha$ 、侧滑角  $\beta$ , 其表达式为

$$\begin{cases} \alpha = \arcsin \left[ -\frac{\left( \frac{dH}{dt} + V_{w,z_g} \right) / (V_a \cos\beta) + \sin\gamma \cos\theta \tan\beta}{\sqrt{(\cos\gamma \cos\theta)^2 + (\sin\theta)^2}} \right] + \arctan \left[ \frac{\tan\theta}{\cos\gamma} \right] \\ \beta = \arcsin \left[ \frac{\frac{(\sin\gamma \sin\theta \cos\varphi - \cos\gamma \sin\varphi) V_{w,x_g} + (\sin\gamma \sin\theta \cos\varphi - \cos\gamma \cos\varphi) V_{w,y_g} + \sin\gamma \cos\theta V_{w,z_g}}{V_a}}{\sqrt{\left( \frac{(\sin\gamma \sin\theta \cos\varphi - \cos\gamma \sin\varphi) V_{w,x_g} + (\sin\gamma \sin\theta \cos\varphi - \cos\gamma \cos\varphi) V_{w,y_g} + \sin\gamma \cos\theta V_{w,z_g}}{V_a} \right)^2 + 1}} \right] \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $H$  为无人飞行高度,  $V_a$  为无人机空速, 均可以遥测帧中获得。

根据气流坐标系到本体坐标系的转换关系  $L_{ab}$ , 可利用遥测帧中得到的气流坐标系下无人机空速  $V_a$  计算出本体坐标系下 3 个方向的速度分量

$$\begin{Bmatrix} V_{a,x_b} \\ V_{a,y_b} \\ V_{a,z_b} \end{Bmatrix} = L_{ab}^{-1} \begin{Bmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (4)$$

其中:  $V_{a,x_b}$ 、 $V_{a,y_b}$ 、 $V_{a,z_b}$  分别表示空速在本体坐标系 3 个方向的分量, 坐标转换矩阵  $L_{ab}$  涉及到的机体迎角  $\alpha$ 、侧滑角  $\beta$ , 可基于无人机飞行参数由 (3) 式估算。

### 2.3 基于动力学模型反演无人机重心过载

利用速度三角形, 可由本体坐标系下无人机空速 (4) 式、本体坐标系下风速 (2) 式表示出本体坐标系下无人机航迹速度, 再代入本体坐标系下质心运动的动力学模型, 可给出无人机重心三向过载表达式

$$\begin{cases} n_x = \frac{1}{g} \left[ \frac{d(V_a \cos\beta \cos\alpha + V_{w,x_b})}{dt} + \bar{\theta}(V_a \cos\beta \sin\alpha + V_{w,z_b}) - \bar{\varphi}(V_a \sin\beta + V_{w,y_b}) \right] + \sin\theta \\ n_y = \frac{1}{g} \left[ \frac{d(V_a \sin\beta + V_{w,y_b})}{dt} + \bar{\varphi}(V_a \cos\beta \cos\alpha + V_{w,x_b}) - \bar{\gamma}(V_a \cos\beta \sin\alpha + V_{w,z_b}) \right] + \sin\gamma \cos\theta \\ n_z = \frac{1}{g} \left[ \frac{d(V_a \cos\beta \sin\alpha + V_{w,z_b})}{dt} + \bar{\gamma}(V_a \sin\beta + V_{w,y_b}) - \bar{\theta}(V_a \cos\beta \cos\alpha + V_{w,x_b}) \right] + \cos\theta \cos\gamma \end{cases} \quad (5)$$

$$\mathbf{G} = \boldsymbol{\delta} \cdot \mathbf{F} = \begin{bmatrix} f_{11}\delta_1 & \cdots & f_{1j}\delta_1 & \cdots & f_{1N}\delta_1 \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{i1}\delta_i & \cdots & f_{ij}\delta_i & \cdots & f_{iN}\delta_i \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{M1}\delta_M & \cdots & f_{Mj}\delta_M & \cdots & f_{MN}\delta_M \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中： $n_x, n_y, n_z$  分别表示无人机本体坐标系 3 个方向重心处的过载分量， $\bar{\varphi}, \bar{\gamma}, \bar{\theta}$  分别表示航向角速度、倾斜角速度、俯仰角速度。

2.4 按任务剖面编制重心三向过载谱

以飞行记录为基础，根据无人机飞行剖面划分，设定单机巡航高：3 000 m，执行侦察任务：1 500 m。以 1 500 m 为分级标准，整个航程在高度上分为 2 级，可将飞行过程划分为  $M = 5$  个任务段：爬升（0~1 500 m）、爬升（1 500~3 000 m）、巡航、下滑以及盘旋侦察，过载增量等级为：0.1g， $\Delta n_z$  依次取 0.2、0.3、0.4、0.5、0.6、0.7、0.8、0.9 等  $N = 8$  个等级。进行过载数据有效峰值采集后，通过雨流计数法<sup>[7]</sup>提取各级过载下循环频数，并标准化为 1 飞行小时的实有频数，记为  $f_{ij}, i = 1, 2, \dots, M, j = 1, 2, \dots, N$ 。形成任务段谱矩阵

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} f_{11} & \cdots & f_{1j} & \cdots & f_{1N} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{i1} & \cdots & f_{ij} & \cdots & f_{iN} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{M1} & \cdots & f_{Mj} & \cdots & f_{MN} \end{bmatrix} \quad (6)$$

无人机飞行过程各任务段对应一个任务剖面，根据各任务段时间占一次飞行总时间的比例计算各任务剖面的使用百分比，记为  $\delta_i, i = 1, 2, \dots, M$ ，用使用比例矩阵

$$\boldsymbol{\delta} = \begin{bmatrix} \delta_1 & \cdots & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \delta_i & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & 0 & \cdots & \delta_M \end{bmatrix} \quad (7)$$

由使用比例矩阵（7）式乘以任务段谱矩阵（6）式计算得到按任务剖面编制的重心过载谱如式（8）所示。

2.5 翼梁在阵风载荷和机动载荷下的应力谱编制

翼梁疲劳应力可以由平均应力  $S_m$  和交变应力  $S_a$  的组合来表示，即

$$S = S_m + S_a \quad (9)$$

其中：平均应力： $S_m = S_{\text{平飞}}$ ；交变应力： $S_a = \Delta g S_{\text{平飞}}$ 。 $S_{\text{平飞}}$  就是飞行中过载为 1g 时的应力。结合上文翼梁过载为 1g 时的应力以及无人机在突风条件下的过载谱和机动载荷下的过载谱，可以给出翼梁对应的应力谱。

根据上述的研究成果，综合考虑飞行中突风载荷和机动载荷的影响，可得到各飞行剖面每公里机翼翼梁危险部位的应力谱，见下表 2。

3 翼梁碳纤维复合材料疲劳试验

按表 1 铺层方式制作碳纤维复合材料板，共计 16 个试验件，试件平均长度  $l$  为 240 mm，平均宽度  $b$  为 35.8 mm，平均厚度  $h$  为 4.21 mm，将试件分成两组依次进行静力试验（4 个）和疲劳试验（12 个）。

3.1 静力弯曲试验

静力弯曲试验是为获得碳纤维复合材料板的静力性能参数及静力载荷下的损伤模型，为后续的疲劳损伤试验奠定数据基础，通过试验可以获取图 3 曲线，从中可确定试件在弯曲过程中失效的力，进而由式 1 计算出失效最大应力

$$\sigma = \frac{3Fl}{2bh^2} \quad (9)$$

其中： $F$  为施加力， $l$  为两支撑辊之间长度， $b$  为试件宽度， $h$  为试件厚度。

静拉伸试验的条件：加载方式采用位移方式，速率为 5 mm/min，两支撑辊之间的跨距为 150 mm。

根据试验结果图 3 可以得到四次的最大施加力分别为 1.687 kN、1.693 kN、1.785 kN、1.907 kN，可得平均最大失效力为 1.768 kN，代入式（1）弯曲失效应力得  $\sigma_{ult} = 652 \text{ MPa}$ 。

3.2 三点弯曲疲劳试验

碳纤维复合材料试件的三点弯曲疲劳试验实验采用应力控制模式，按照正弦波规律变化的交变循环应力载荷施加在试件上<sup>[8]</sup>。实验参数取频率为 2 Hz、应力比  $R$ （一个应力循环中平  $S_{\text{max}}/\sigma_{ult}$ （一个应力循环中的最大应力与试件在准静态弯曲

表 2 各飞行剖面每公里突风和机动下机翼翼梁危险部位的应力谱

$\Delta g(g)$	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$S_m$ (MPa)	178							
$S_a$ (MPa)	35.60	53.40	71.20	89.00	106.80	124.60	142.40	160.20
$S_{\text{max}}$ (MPa)	213.60	231.40	249.20	267.00	284.80	302.60	320.40	338.20
$n$	17.425 3	6.587 2	3.261 2	1.582 8	0.750 7	0.410 5	0.300 0	0.044 4
$N \times 10^6$	—	—	—	—	13.693 0	6.606 9	3.191 5	1.520 5
$\frac{n}{N} \times 10^{-6}$	—	—	—	—	0.054 82	0.062 13	0.091 00	0.029 20

信号去噪 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (10): 2785-2787.

[12] 张建宇, 李文斌, 张随征, 等. 多小波自适应阈值降噪在故障诊断中的应用 [J]. 北京工业大学学报, 2013, 39 (2): 166-173.

[13] Huang N E, Shen Z, Long S R, et al. The empirical mode decomposition and the hilbert spectrum for nonlinear and nonstationary time series analysis [J]. Proc. R. Soc. Lond. A, 1998, 454: 903-995.

[14] Lee M H, Shyu K K, Lee P L, et al. Hardware implementation of EMD using DSP and FPGA for online signal procesing [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58 (6): 273-2481.

[15] Hassan M, Boudaoud S, Terrien J, et al. Combination of canonical correlation analysis and empirical mode decomposition applied to

denoising the labor electrohysteroqram [J]. IEEE Transactions on Biomedical Engineering, 2011, 58 (9): 2441-2447.

[16] 张永梅, 王世伟, 王小虎, 等. 基于希尔伯特黄变换的图像去噪方法 [J]. 计算机测量与控制, 2013, 21 (11): 3060-3062.

[17] Rato R T, Ortigueira M D, Batista A G. On the HHT, its problems, and some solutions [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2008, 22: 1374-1394.

[18] 梁 巍, 厥沛文, 陈 亮, 等. 基于残差比阈值的迭代终止条件匹配追踪稀疏分解方法 [J]. 上海交通大学学报, 2010, 44 (2): 171-175.

(上接第 2846 页)

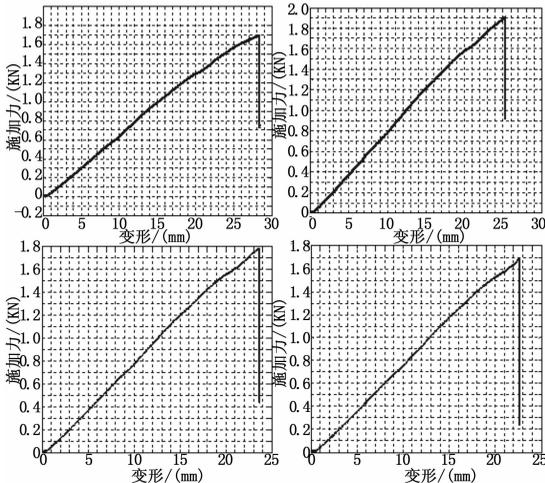


图 3 碳纤维复合材料试件在静态弯曲载荷下的应力-变形曲线

内, 最小应力  $S_{min}$  与最大应力  $S_{max}$  之比) 为 0.1、施加应力水下的最大应力  $\sigma_{ult}$  之比): 70%、65%、60%、50%。

### 3.3 翼梁碳纤维复合材料 S-N 曲线

记录碳纤维复合材料试件在 4 个弯曲疲劳应力水平 (70%、65%、60%、50%) 下的 S-N 曲线如图 4, 4 个点标记代表试件在对应应力水平下的 3 个试件疲劳寿命的均值, 线性拟合得到的光滑曲线显示试件。拟合后的疲劳寿命方程为

$$q = 1.0586 - 0.0873 \lg N \quad (10)$$

其中:  $q$  为施加应力水平,  $N$  疲劳失效循环次数。

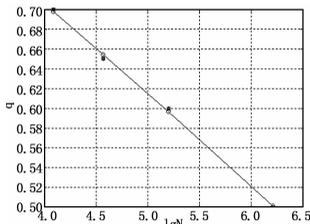


图 4 碳纤维复合材料 S-N 曲线

利用疲劳寿命曲线, 分别计算出 8 个过载系数对应疲劳失效次数  $N$ , 数据结果参见表 2, 对于  $N \geq 10^{7.5}$  的  $q$ , 可不计算其对寿命的影响, 视其为无限寿命。基于 Miner 线性损伤累积原理<sup>[5]</sup> 可得每公里碳纤维复合材料翼梁疲劳损伤量为  $D = 2.3715 \times 10^{-7}$ 。

## 4 翼梁安全寿命评估

疲劳寿命计算表达式<sup>[5]</sup>为

$$L_p = K \frac{T}{DS_F} \quad (11)$$

其中:  $T$  为飞行时间,  $D$  为疲劳寿命损伤量,  $S_F$  为反映结构固有差异性的分散系数<sup>[5]</sup>。  $K = 1$ , 突风、机动载荷分散系数取为 1.2, 翼梁安全系数取 1.5, 寿命分散系数取为 2, 时间取 1 h, 无人机飞行平均速度 140km/h, 代入到式 (11) 即可得翼梁寿命

$$L_p = 7498.67 \text{ h} \quad (12)$$

每次飞行平均时间为 9 h, 则

$$L_p = 833 \text{ 次} \quad (13)$$

## 5 结论

本文研究了无人机复合材料翼梁在阵风载荷和机动荷载下的疲劳寿命问题, 完成机翼翼梁关键部位的寿命预测, 主要结论如下:

- 1) 本文基于遥测数据信息获取无人机重心过载谱方法简单高效, 也可应用于无人机其它寿命关键部位应力谱编制;
- 2) 从安全寿命预估结果来看, 该型无人机机翼翼梁虽然是机翼承力关键部件, 但是其结构疲劳强度富余较大, 不是机翼的寿命关键部件;
- 3) 机翼最终寿命还涉及翼梁、机翼接头、副翼等关键部件, 本文的后续工作是开展以上承力关键部位寿命研究, 以完成机翼最终寿命的预测。

### 参考文献:

[1] 石庆华, 曹正华. 无人机复合材料设计/制造关键技术 [J]. 航空制造技术, 2010, 24: 40-43.

[2] 蔡国忠. 纤维强化复合材料特性的发展 [J]. 高科技纤维与应用, 2003, 12: 24-28.

[3] 刘文琰, 王智, 隋福成. 单机寿命监控技术指南 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

[4] 黄立伟, 范颖. 大型运输机机翼弯曲载荷计算 [J]. 飞行力学, 2003, 8: 62-64.

[5] 李光超. 小型无人机机体寿命研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

[6] 肖业伦. 航空航天器运动的建模 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.

[7] 张吉桥. 雨流计数法与概率分布拟合在疲劳寿命估算中的应用 [J]. 广东工业大学学报, 2010, 3: 81-85.

[8] 金利明. 三维角联锁机织碳纤维复合材料三点弯曲疲劳性能与机构效应 [D]. 上海: 东华大学, 2012.