

复合材料风扇叶片高周疲劳薄弱点位置预测

唐 旭¹, 张煜坤¹, 陈 勇^{1,2}

(1. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240;
2. 上海交通大学 燃气轮机与民用航空发动机教育部工程研究中心, 上海 200240)

摘 要: 提出了一种复合材料风扇叶片高周疲劳薄弱点位置预测方法。利用铺层信息文件,在 ACP (ANSYS Composite Pre-Post)中通过壳单元法向拉伸建立全尺寸风扇叶片有限元模型,基于 ANSYS-Workbench 和 Tecplot 底层函数接口,开发的后处理程序完成铺层叶片有限元数据提取和数据库建立。根据复合材料 CLD(constant life diagram)模型,采用薄弱点指标来预测叶片高周疲劳失效的位置。算例结果表明:叶片失效位置高度均不超过整个叶高的 40%。1 阶弯曲模态、1 阶扭转模态、2 阶扭转模态最先失效应力为层间正应力,2 阶、3 阶弯曲模态、弦向弯曲模态最先失效应力为层间切应力。叶片弯曲模态层间正应力薄弱点位于弦向中部;扭转模态振动应力幅值点全部为结构层,薄弱点靠近尾缘。压缩平均应力会导致叶片的高周疲劳破坏,具有较小静应力值的区域会成为薄弱点。

关 键 词: 高周疲劳; 复合材料风扇叶片; 复合材料 CLD 模型; 振动应力裕度; 薄弱点

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

Prediction of composite fan blade high cycle fatigue weak-link point location

TANG Xu¹, ZHANG Yukun¹, CHEN Yong^{1,2}

(1. School of Mechanical Engineering,
Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2. Engineering Research Center of Gas Turbine and Civil Aero Engine,
Ministry of Education, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: A method for predicting the high cycle fatigue weak-link point location of composite fan blade was proposed. Using the layup information file, a full-scale fan blade finite element model was established by normal extruding shell elements in ACP (ANSYS composite pre-post). Based on ANSYS-Workbench and Tecplot application program interface, the developed post-processing program completed the layup blade finite element data extracts and database creation. According to the composite material CLD (constant life diagram) model, the weak-link point index was applied to predict the location of blade high cycle fatigue failure. Case results showed that the blade failure location height did not exceed 40% of the entire blade height. First failure stress of 1st bending mode, 1st torsion mode and 2nd torsion mode was layer normal stress, while 2nd bending mode, 3rd bending mode and stripe mode failures first occurred in layer shear stress. The layer normal stress weak-link point of blade bending mode was located in chord middle; the torsional mode vibration

收稿日期:2020-07-07

作者简介:唐旭(1996—),男,硕士生,研究方向为复合材料风扇叶片结构力学分析与优化。E-mail:1742320556@qq.com

引用格式:唐旭,张煜坤,陈勇. 复合材料风扇叶片高周疲劳薄弱点位置预测[J]. 航空动力学报,2021,36(3):498-508. TANG Xu, ZHANG Yukun, CHEN Yong. Prediction of composite fan blade high cycle fatigue weak-link point location[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3):498-508.

stress amplitude points were all structural plys, and S_3 weak-link point was near the trailing edge. Compressive average stress could cause high cycle fatigue blade failure, and the area with a smaller static stress value could become a weak-link point.

Key words: high cycle fatigue; composite fan blade; composite material CLD model; vibration stress margin; weak-link point

宽弦复合材料风扇叶片由几百层预浸料以一定的铺放顺序铺贴热固化而成,铺层的力学性能决定叶片的刚度、强度、振动特性、失效模式、疲劳寿命、颤振性能等结构气动参数,这些参数需要对所有铺层进行评估。涡扇发动机的推力约 80% 来源于风扇端,作为发动机最前端部件,在 1 个工作循环中,除了受到高速旋转产生的离心力和周围气流施加的稳态气动力外,外物撞击、风扇转子不平衡等因素使叶片产生强烈振动。同时,特殊的进气条件如侧风、大攻角、进气畸变、地面吸涡等会对风扇叶片产生非稳态气动激励。所以在叶片的大多数运行工况下静应力和振动应力叠加在一起,载荷谱中包含了所有应力比的成分。振动载荷长时间作用于叶片时,某些位置会首先出现高周疲劳(HCF)失效,如果发生在榫头区域将导致叶片飞出造成严重的事故^[1-3]。

利用复合材料力学理论对简单形状结构进行宏观力学和细观力学分析,得出复合材料阻尼、纤维基体之间界面强度、单向带工程弹性常数等参数,可为该构件疲劳寿命失效点预测提供材料参数^[4-7]。Chen、Rafiee、Kee 等对带扭转特征的复合材料叶片建立板、壳、梁单元模型^[8-10],但此方法不适用于复合材料叶片层间应力计算。Siddens 等^[11]通过使用显示动力学方法对复合材料结构进行鸟撞模拟,评估了撞击后复合材料的失效模式。胡殿印等^[12]在树脂基空心风扇叶片的设计中,提取铺层上的强度失效因子,以叶片共振裕度为目标函数进行了优化。Zhang 等^[13]通过在 4 种不同厚度渐变方式层合板丢层区域插入界面单元,总结出复合材料构件存在大范围丢层区域时以层间分离为关键失效模式。

疲劳寿命失效点预测方面,文献^[13-16]中已经开展空心风扇叶片振动特性和 HCF 试验研究。王仲林等^[17]使用等寿命曲线评估了钛合金材料风扇叶片在 10^7 次 HCF 寿命下各部位等效振动应力裕度。Liu 等^[18]根据刚度退化准则建立了复合材料风力机叶片疲劳失效模型,根据大量试验拟合出方程参数。可见,对于厚度渐变、铺层数量多、外界激励载荷谱随机非稳态、几何形状复

杂的复合材料风扇叶片,无法建立如各向同性材料的疲劳失效预测理论,国内目前对其应力寿命数据积累较少,缺少多重应力-寿命($S-N$)曲线,导致有限元分析软件疲劳模块不能应用于复合材料风扇叶片 HCF 寿命失效位置预测。

本文首先根据铺层信息建立了全尺寸复合材料风扇叶片有限元模型,通过评估叶片薄弱点位置来预测叶片 HCF 失效,提出了 1 套完整的复合材料风扇叶片 HCF 失效预测流程。结合静应力和振动应力数据,利用后处理程序实现有限元结果从全局坐标系到材料主轴坐标系的变换。参照复合材料经典 CLD(constant life diagram)模型改进 Goodman 曲线以适用于复合材料 HCF 寿命评估。最后以 1 个算例为例分析叶片在 1 阶弯曲模态(1F)、1 阶扭转模态(1T)下各部位、各应力方向的振动应力裕度和相应的薄弱点位置信息,完成对复合材料风扇叶片 HCF 失效位置预测。

1 HCF 失效位置预测方法

1.1 复合材料结构 HCF 薄弱点预测基本流程

风扇叶片发生 FBO(fan blade out)事故时,如果 HCF 失效位置在叶片流道部位,与发生在伸根段和榫头段相比,前者叶片飞出部分将具有更小的质量和动能,能显著降低 FBO 造成的危害,所以风扇叶片失效点位置应该在叶片流道段^[19]。由于计算风扇叶片阻尼、所受瞬态气动力存在较大困难,在缺少气动激励载荷和叶片阻尼数据下,为实现风扇叶片 HCF 失效位置的预测,可以以 HCF 薄弱点指标寻找失效位置。

图 1 显示了一种铺层复合材料风扇叶片 HCF 失效位置的预测方法。复合材料单向带在材料主轴坐标系下不同方向的强度有显著差异,其中面外层间应力强度较低,全局坐标系的坐标轴方向对于不同角度的铺层有不同结果,为实现在相同标准评估复合材料叶片的力学性能,各方向静应力、振动应力数据需要在纤维主轴坐标系提取得到。不同于各向同性材料^[20],单向带拉伸和压缩强度差异较大,LaRC02 失效判据涉及基

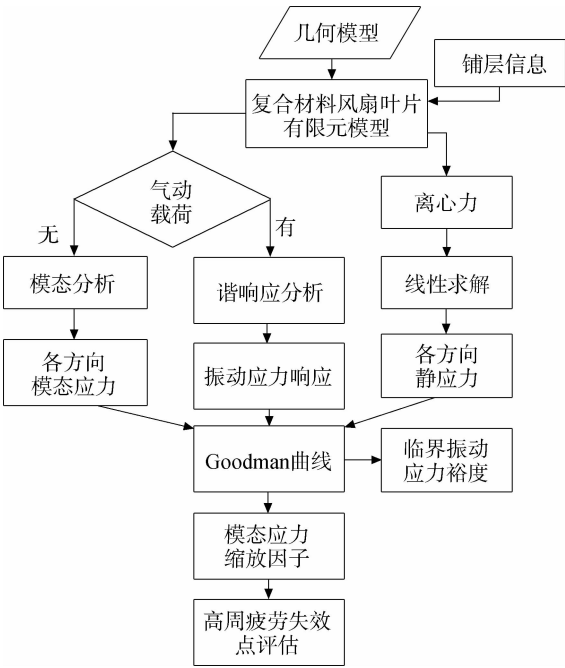


图 1 复合材料风扇叶片 HCF 薄弱点评估方法

Fig. 1 Methodology of HCF weak-link points of composite fan blade

体压缩和纤维屈曲失效^[21], 压缩应力对 HCF 的影响类似于拉伸应力, 各向同性材料 Goodman 曲线需要在各应力方向上, 根据不同应力比($-\infty \sim 0$)试验数据进行改进和拟合。

1.2 有限元数据后处理程序

对于提取复合材料叶片单个铺层材料主轴坐标系应力数据, 常用有限元软件相关功能不够智能化, 本文以 Python 语言编写了 HCF 薄弱点后处理程序, 如图 2 所示。由于复合材料风扇叶片的有限元模型是通过以中面壳单元为基准, 法向拉伸生成, 单个铺层的边界具有不规则形状, 相邻铺层之间存在丢层区域, 导致边缘上的单元发生退化。因此需要解读 ANSYS 结果文件中的单元节点信息, 进行铺层组成单元的分类和节点排序处理, 重构出各铺层有限元网格。结合 ANSYS 软件 Mechanical 求解器, 以及访问结果文件的 API(application programming interface)函数, 利用 ANSYS-Workbench 二次开发 ACT 控制台运行 Python 脚本, 实现批量提取所有铺层 6 个静应力和模态应力分量数据。可视化使用 Tecplot 的 Python 扩展库 PyTecplot, 从层合实体单元 3 个积分点的求解结果插值得到各节点数据, 位于同一铺层的单元, 公共节点应力取层合板中面平均值。为积累复合材料风扇叶片的结构特性数据, 可以建立经验参数数据库, 方便数据的整理和查

询, 也可以给新型叶片设计提供经验参考值, 数据库架构如图 3 所示。所有铺层的节点数据作为一条记录插入到 SQLite 数据库中, 表中包含了节点号、单元组成节点、节点坐标、铺层角度、静应力、振动应力裕度。各应力方向可以建立相应数据库文件, 整个处理过程实现自动化。

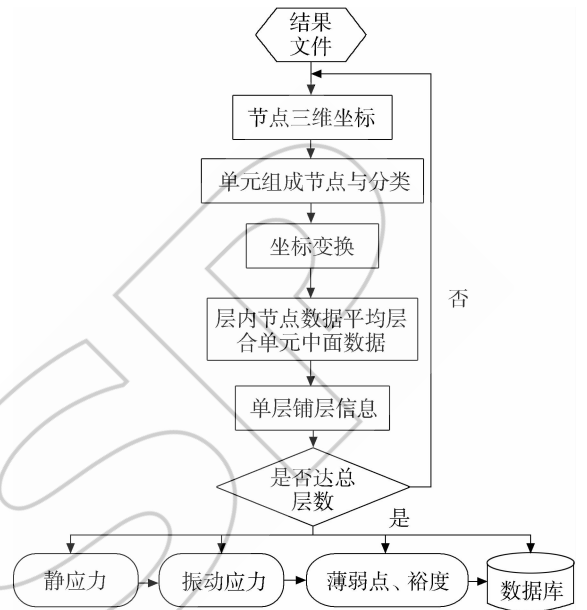


图 2 复合材料风扇叶片有限元数据提取流程

Fig. 2 Process of finite element method data extracts of composite fan blade

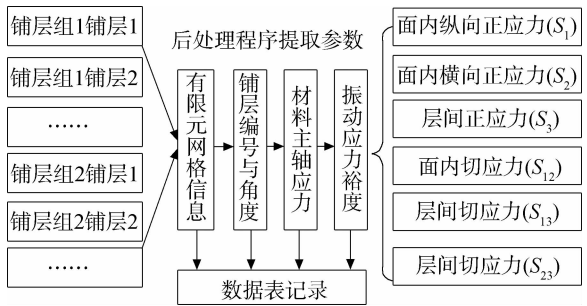


图 3 程序提取参数数据库架构

Fig. 3 Database structure of parameter extracts by program

1.3 铺层复合材料 Goodman 曲线

理论上采用雨流计数法计算构件受复杂激励振动响应应力谱的平均应力和应力幅^[21], 利用材料 S-N 曲线, 可以预测构件某应力水平的 HCF 寿命。但由于缺乏铺层复合材料 Goodman 曲线, 本文参考文献[22-24]中对美国材料与试验协会 (ASTM) 标准试样件的试验结果, 经典 Goodman 曲线按照 CLD 模型进行改进, 综合考虑拉、压强

度差异和平均压缩应力对疲劳寿命的影响,结合材料主轴方向静强度参数和试验数据点,得到适用于铺层复合材料的 Goodman 曲线。图 4 显示了在某 HCF 寿命下 S_1 的等寿命曲线, σ_v 表示应力幅(vibratory stress), σ_s 表示平均应力(steady stress),单向带在纤维方向静拉伸强度 σ_{st} 为 2586 MPa,压缩强度 σ_{sc} 为 1379 MPa。在静应力 σ_c 为 689.5 MPa 时,叶片的疲劳强度 σ_f 为 586 MPa。根据图 4 中 3 个特征点的应力数值,线性拟合得到了全静应力范围内的等寿命点。直线上的点代表在以该静应力为平均应力的载荷谱施加到叶片上时,为使叶片达到设计寿命,载荷谱的最大应力幅不能超过此许用振动应力值 σ_a 。外界环境温度变化、风扇盘接触部位的应力集中、加工工艺、有限元应力计算结果精度这些因素给复合材料风扇叶片 HCF 薄弱点的评估带来误差和不确定度,设计中除了考虑安全系数外,还需要留有足够的振动应力裕度。

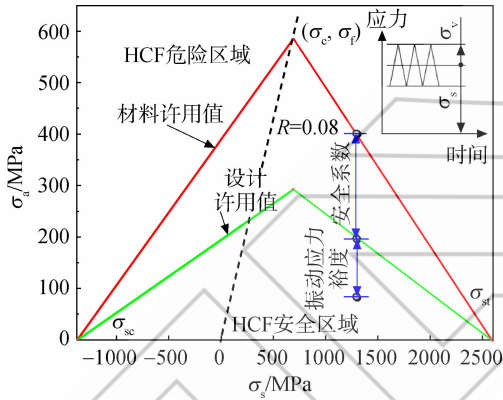


图 4 铺层复合材料 S_1 等寿命曲线

Fig. 4 S_1 CLD curves of laminated composite material

1.4 振动应力裕度与薄弱点

基于铺层复合材料风扇叶片等寿命曲线,可对 HCF 薄弱点进行定位和预测,其中应力方向 j ($S_1, S_2, S_3, S_{12}, S_{13}, S_{23}$) 的许用振动应力与静应力满足如下关系式:

$$\begin{cases} \sigma_{a,j} = \frac{\sigma_{f,j}}{\sigma_{c,j} - \sigma_{st,j}} (\sigma_{s,j} - \sigma_{st,j}) \sigma_{c,j} \leq \sigma_{s,j} \leq \sigma_{st,j} \\ \sigma_{a,j} = \frac{\sigma_{f,j}}{\sigma_{c,j} + \sigma_{sc,j}} (\sigma_{s,j} + \sigma_{sc,j}) - \sigma_{sc,j} \leq \sigma_{s,j} < \sigma_{c,j} \end{cases} \quad (1)$$

所探讨的实际振动应力与模态应力近似,第 m 阶模态、每个节点 i, j 方向振动应力裕度 η_a^m 定义为模态应力 σ_{va}^m 与许用振动应力 σ_a^m 比值的裕

量。当叶片受到外部激励以某阶固有频率共振时,材料主轴方向振动应力响应分量与相应的模态应力分量 $\sigma_{va,j}^m$ 比值 α_j^m (scale factor) 为常数,该值只与模态阶次有关,与应力方向无关。模态应力与许用振动应力的比值为 $\beta_{i,j}^m$, 则式(2)又可以写成式(3),每阶模态的薄弱点对应着振动应力裕度达到最小值的位置,在一定的 HCF 循环次数下,该点最先失效。为了将 $\beta_{i,j}^m$ 的数值限制在 0 到 1 之间, α_j^m 取复合材料叶片所有节点最大值 $\beta_{\max,j}^m$ 的倒数。各应力方向中,具有较大 α_j^m 值的应力为 HCF 最初失效方向,节点对应的部位振动应力幅值较大。最后得到式(4),即薄弱点对应着振动应力裕度为零的点。

$$\eta_a^m(i, j) = \frac{\sigma_a^m(i, j) - \sigma_{va}^m(i, j)}{\sigma_a^m(i, j)} \quad (2)$$

$$\eta_a^m(i, j) = 1 - \alpha_j^m \beta_{i,j}^m \quad (3)$$

$$\eta_a^m(i, j) = 1 - \frac{\beta_{i,j}^m}{\beta_{\max,j}^m} \quad (4)$$

2 复合材料风扇叶片有限元建模

算例使用的复合材料风扇叶片叶尖直径为 1828.8 mm,前缘处叶尖到叶根的高度为 727.7 mm,叶尖处弦长为 337.9 mm,轮毂比为 0.26。已经使用 Fibersim 软件完成铺层设计,单层厚度为 0.125 mm,总共有 476 层铺层,以风扇叶片中面为对称面,上下各有两个铺层组;每层铺层使用高韧性预浸料制作,在满足铺层设计准则下以一定的顺序堆叠在一起,这些信息被储存在 h5 文件中。由于使用 2 阶单元建模计算量很大,而直接使用壳单元建模计算出的层间应力值有较大误差,因此综合计算资源和准确度,复合材料风扇叶片的建模采用实体单元建模方法,通过以中面为法向参考面,拉伸生成层合 Solid185 单元,壳单元最小尺寸为 4 mm,实体单元最大厚度为 1.25 mm。抽取出风扇叶片三维模型榫头部分的面片体,用该片体切掉有限元模型榫头多余部分。为避免拉伸过程中根据铺层信息生成的模型与实际叶片三维模型出现较大尺寸偏差,以叶片的压力面和吸力面作为目标片体,最后得到的有限元模型如图 5 所示,铺层数量减小为 448 层。参见图 6,模型某一铺层的外轮廓线在铺贴面上的投影为曲线,在叶片整个型面不同点处,都存在各铺层对应的曲边轮廓。Solid185 单元退化成质量较低的四面体单元和楔形单元。在相邻铺层的厚度渐变区域,六面体单元必然发生退化。算例使用的单

向带和环氧树脂工程弹性常数分别如表 1、表 2 所示。表 3 统计了叶片有限元模型中 3 种单元的数量,四面体单元数量大于楔形单元数量,对于计算精度问题,前者的性能较好,单元退化方式具有合理性。

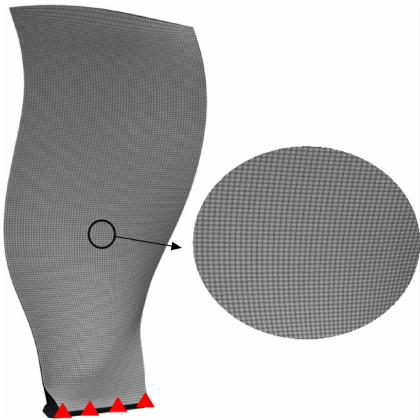


图 5 复合材料风扇叶片有限元模型
Fig. 5 Finite element model of composite fan blade

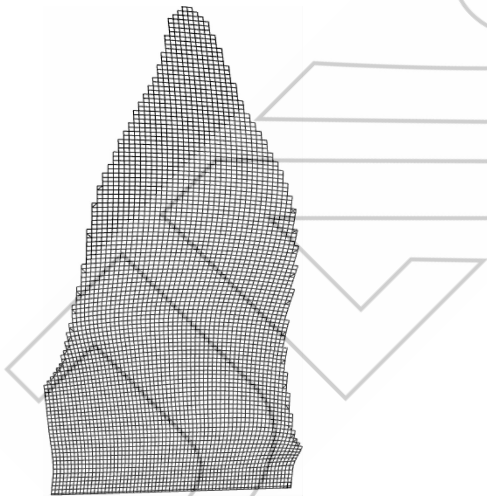


图 6 六面体单元在曲边上的退化
Fig. 6 Degeneration of hexahedral elements on curved edges

表 1 环氧树脂工程弹性常数
Table 1 Engineering elastic constant of epoxy resin

弹性常数	数值
弹性模量/MPa	3780
泊松比	0.35
切变模量/MPa	1400
拉伸强度/MPa	54.6
密度/(kg/m ³)	1160

表 2 单向带工程弹性常数
Table 2 Engineering elastic constant of unidirectional lamina

弹性常数	数值
面内纵向弹性模量/GPa	209
面内横向弹性模量/GPa	9.45
面外横向弹性模量/GPa	9.45
面内泊松比	0.27
面外纵向泊松比	0.27
面外横向泊松比	0.4
面内切变模量/GPa	5.5
面外纵向切变模量/GPa	5.5
面内横向切变模量/GPa	3.9
面内纵向拉伸强度/MPa	2586
面内纵向压缩强度/MPa	1379
面内横向拉伸强度/MPa	68.95
面内横向压缩强度/MPa	172.35
面外横向拉伸强度/MPa	86.2
面外横向压缩强度/MPa	166.6
面内剪切强度/MPa	120.6
面外纵向剪切强度/MPa	86.2
面外横向剪切强度/MPa	86.2
密度/(kg/m ³)	1540

表 3 有限元模型单元节点数量
Table 3 Numbers of finite element model elements and nodes

单元类型	单元数	节点数
六面体	379818	402574
楔形	5901	19440
四面体	8492	10424

施加在复合材料风扇叶片上的载荷和约束做了简化处理。只约束榫头和风扇盘接触部位实体单元 3 个位移自由度,同时对叶片施加巡航转速离心力载荷。利用前面提及的 HCF 薄弱点预测方法,提取出巡航转速工况材料主轴坐标系下的 6 个应力方向数据,作为后处理程序的简单算例,等寿命曲线留有 50% 的振动应力裕度。工程上最关注复合材料风扇叶片前 6 阶模态 M1~M6 (对应记为 1F、2F、1T、3F、2T、2S,其中 2S 为弦向弯曲模态)共振时节点的振动应力裕度和薄弱点位置,其中振动应力裕度最小值可能发生在内部某个角度铺层中,成为 HCF 裂纹发展起始点。

3 算例结果分析

3.1 静态及模态应力分析结果

图 7 显示了叶片巡航转速状态下的静力学分析结果,箭头方向代表铺层角度。考虑到复合材料拉压性能的不同,第 1 行云图表示正方向应力最大值点对应铺层应力分布,第 2 行代表应力负方向最大值点对应铺层应力分布。由于只有拉伸载荷作用到叶片上, S_1 拉伸和压缩方向极值点的位置铺层号关于中面对称,静应力拉伸方向最大值位于吸力面,压缩方向最大值位于压力面,铺层角度均为 0° 。 S_{12} 极值点为靠近叶片压力面侧铺层组,正方向切应力铺层角度为 45° ,负方向位于 -45° 铺层上,其他应力方向的极值点均位于靠近吸力面侧铺层组。 S_2 和 S_{13} 正负极值点有相同的铺层角度,但 S_{23} 和 S_3 极值点处的角度不同,分别为 $(0^\circ, 45^\circ)$ 、 $(45^\circ, 0^\circ)$,说明叶片的层间正应力和面外横向切应力存在耦合效应。同时,除了 S_1 和 S_2 拉伸应力最大值出现在叶片弦向中部外,其他极值点均位于叶片前缘处,其中插入层极值点位于榫头部位,结构层极值点高于插入层,但不超过叶高的 50%。模态仿真的振动应力幅值如图 8 所示,随着模态阶次的升高,最大值点的铺层投影轮廓完整性提高,弯曲模态转变为扭转模态后,极值点均位于结构铺层,但是具有非完整叶片型面轮廓的铺层在前缘红色圆圈区域,存在应力奇异,图 7 的静应力分布在插入层前缘处也有应力奇异现象,仿真计算提取出的应力应除以局部应力集中系数,即薄弱点评估结果具有保守性,该余量最终

等效成振动应力裕度和风扇叶片设计安全系数。

3.2 不同模态振动应力裕度、薄弱点

叶片 1 阶弯、扭模态各节点振动应力裕度在修正 Goodman 曲线材料设计许用值下方区域的分布如图 9、图 10 所示。以 1 阶弯曲模态 S_1 方向($S1_M1$)的薄弱点计算结果为例,压缩静应力的最大值位于叶片压力面铺层角度 $\alpha=0^\circ$ 前缘处, $S1_M1$ 薄弱点位置与其相同,云图旁瓣向两侧扩展,HCF 失效位置由压缩静应力决定。 S_2 薄弱点位置与拉伸静应力极值点相同。对于层间应力,以 1 阶弯曲模态 S_3 方向($S3_M1$)为例,拉伸静应力最大值位于吸力面侧第 2 个铺层组编号为 P050 的 0° 铺层,且振动应力极值点的铺层角度也为 0° ,但其薄弱点位于第 2 个铺层组编号为 P011 的 45° 铺层,云图中没有明显的旁瓣,所有节点数据向轴域上方均匀扩展,HCF 失效位置由静应力和振动应力共同决定。切应力薄弱点位置与振动应力最大幅值点相同。1 阶扭转模态除 S_3 以外,其他应力薄弱点位置也只取决于振动应力分布。 S_3 薄弱点处的铺层与最大振动应力对应的铺层相邻,叶片振动应力分布对薄弱点分布影响较大,但对应的静应力远小于静强度,具有较小静应力值的节点成为了薄弱点,所以给叶片施加一定的预应力会提高其振动应力裕度。1 阶弯曲模态面内正应力薄弱点需要积累静应力数据,同时薄弱点会对应着负的静应力值。 $S1_M3$ (表示 1 阶弯曲模态, S_1 应力方向)薄弱点左侧存在裕度较小的节点,提高叶片振动应力设计裕度会使薄弱点移动到此点。薄弱点对应的节点与该铺层振动应力裕度如图 11 所示。

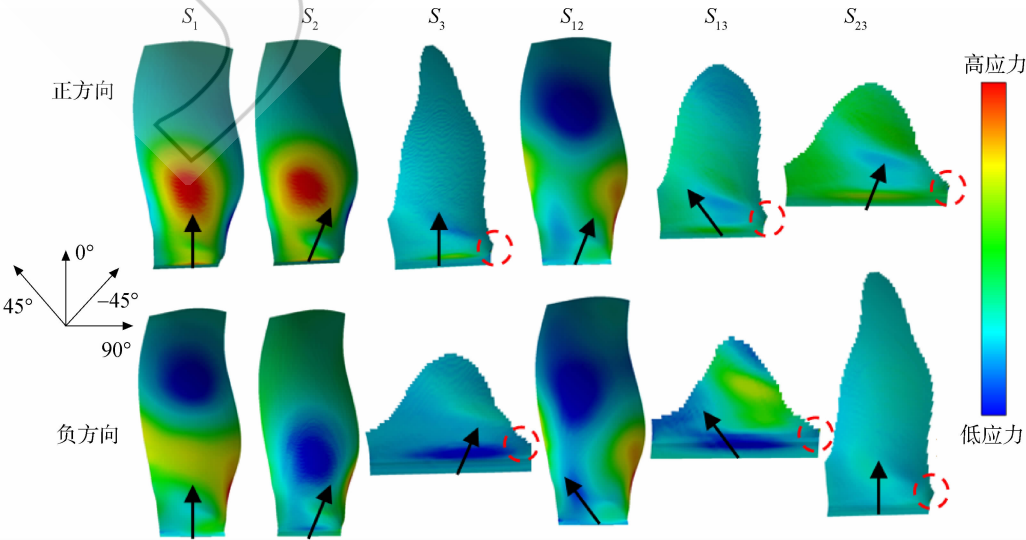


图 7 巡航转速静应力极值点分布

Fig. 7 Distribution of static stress absolute maximum in cruising speed

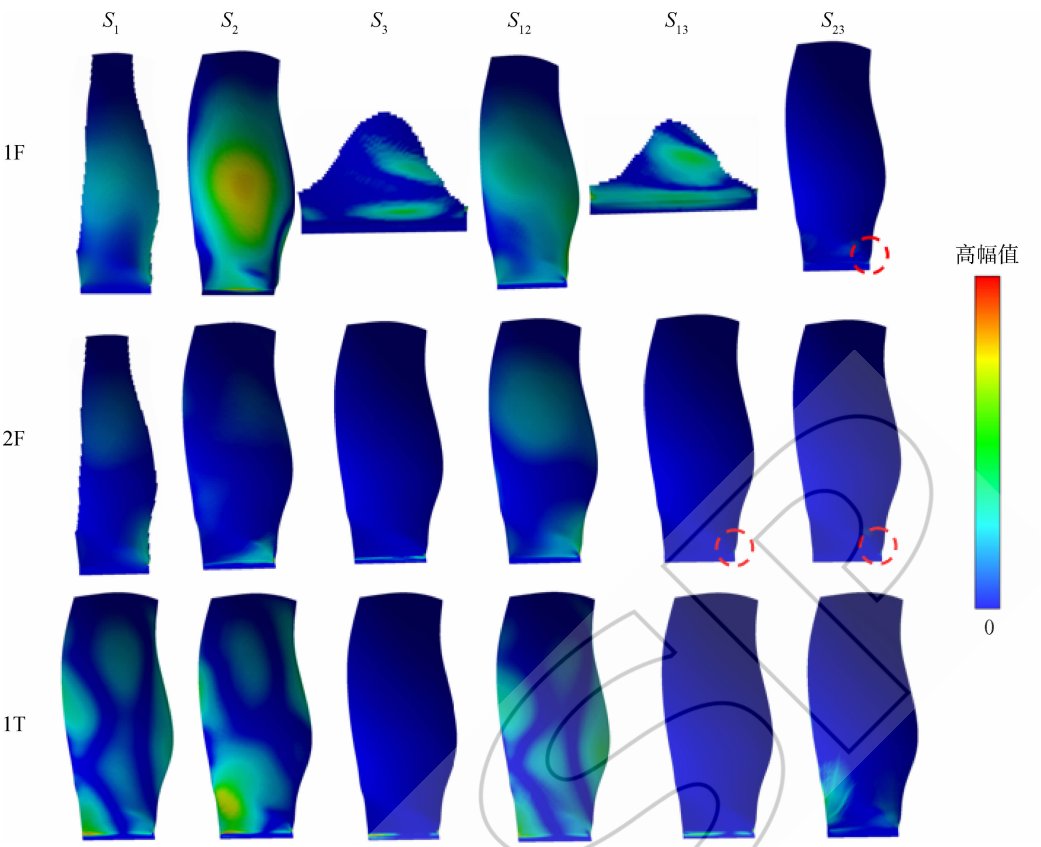
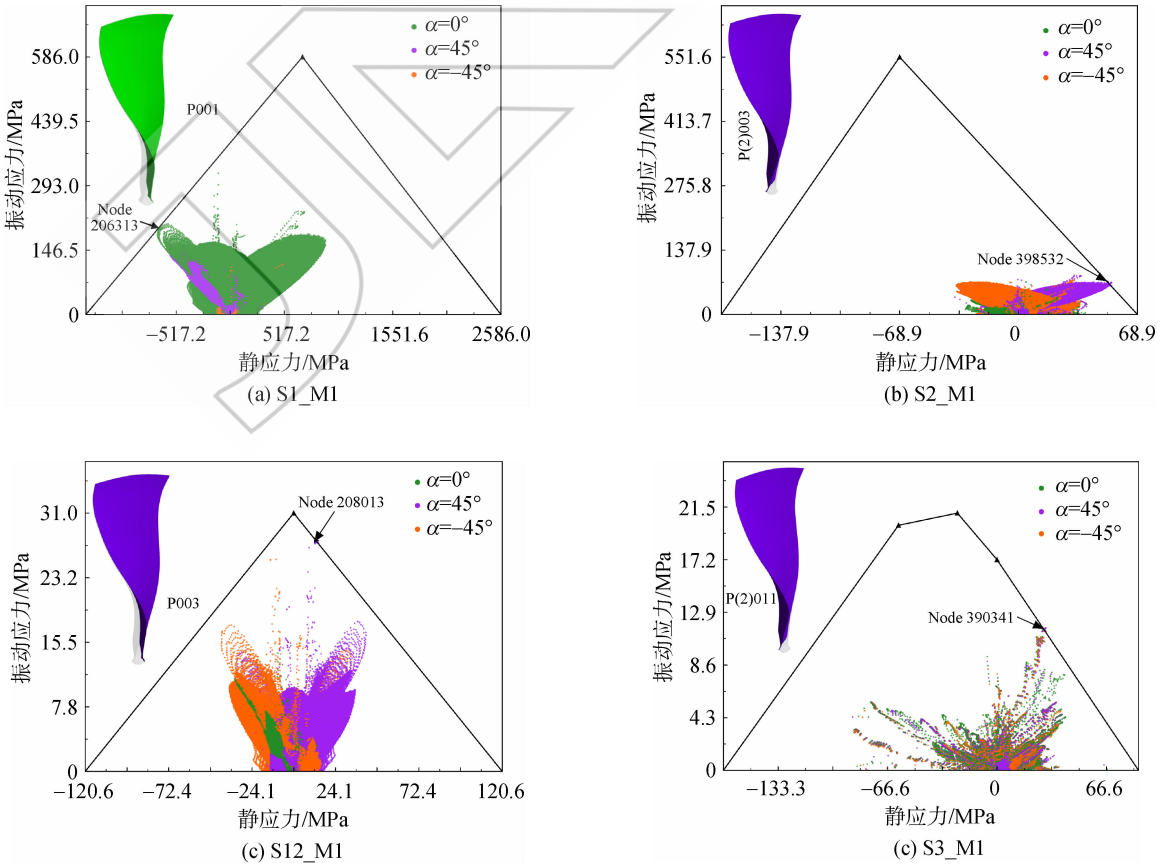


图 8 巡航转速振动应力幅值分布

Fig. 8 Distribution of vibration stress amplitude in cruising speed



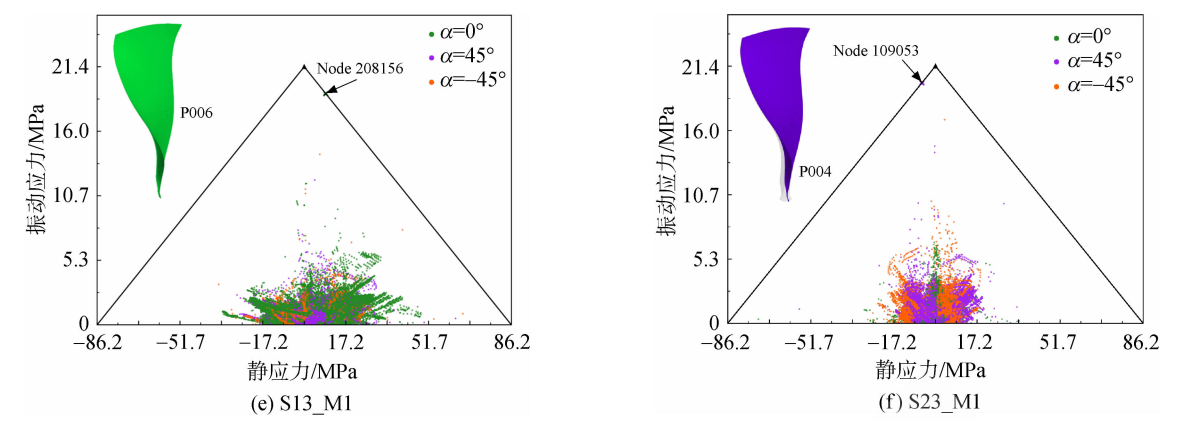


图 9 1 阶弯曲模态各应力方向薄弱点位置图

Fig. 9 Weak-link diagram of different stress directions in the first bending mode

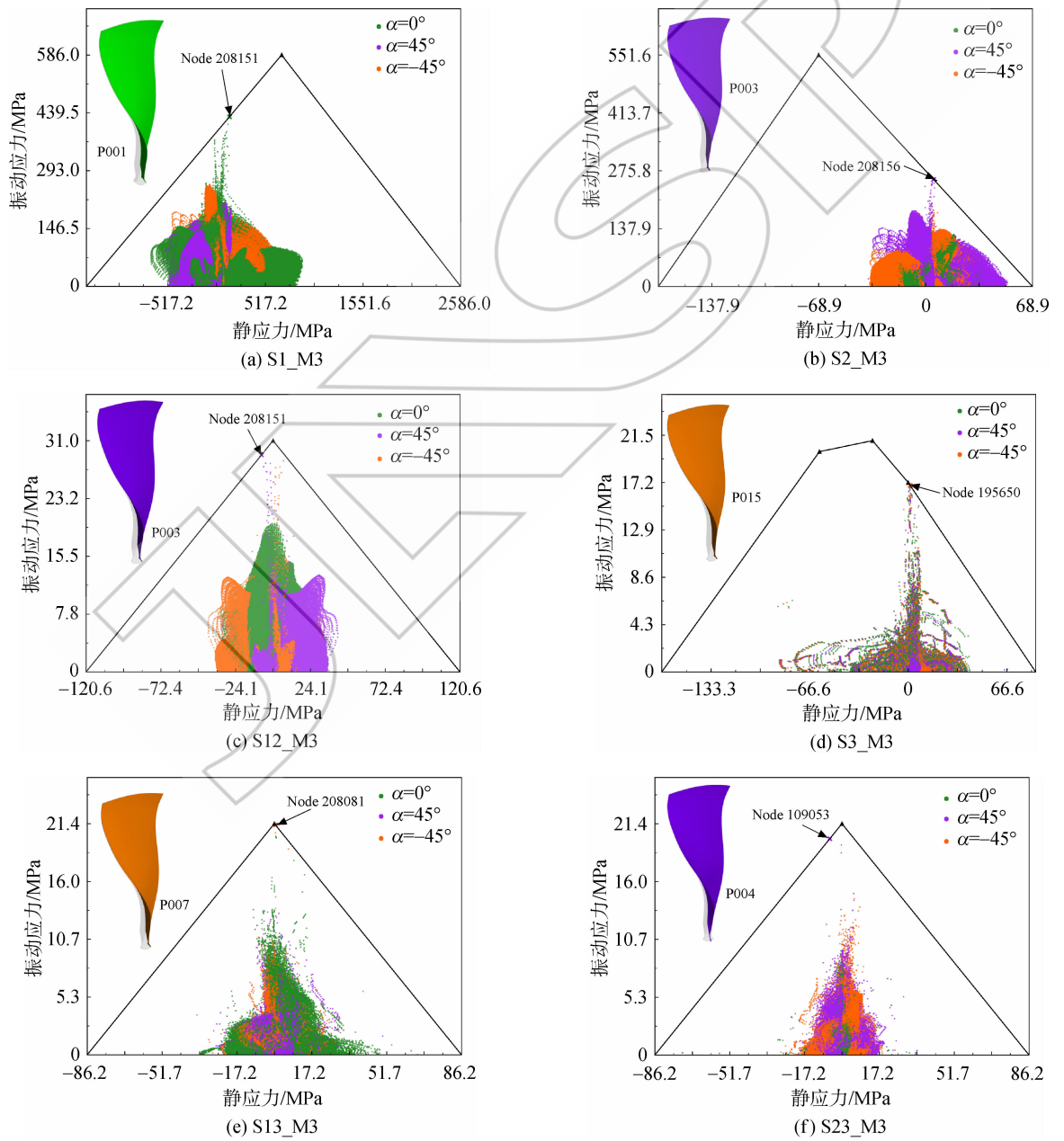


图 10 1 阶扭转模态各应力方向薄弱点位置图

Fig. 10 Weak-link diagram of different stress directions in the first torsion mode

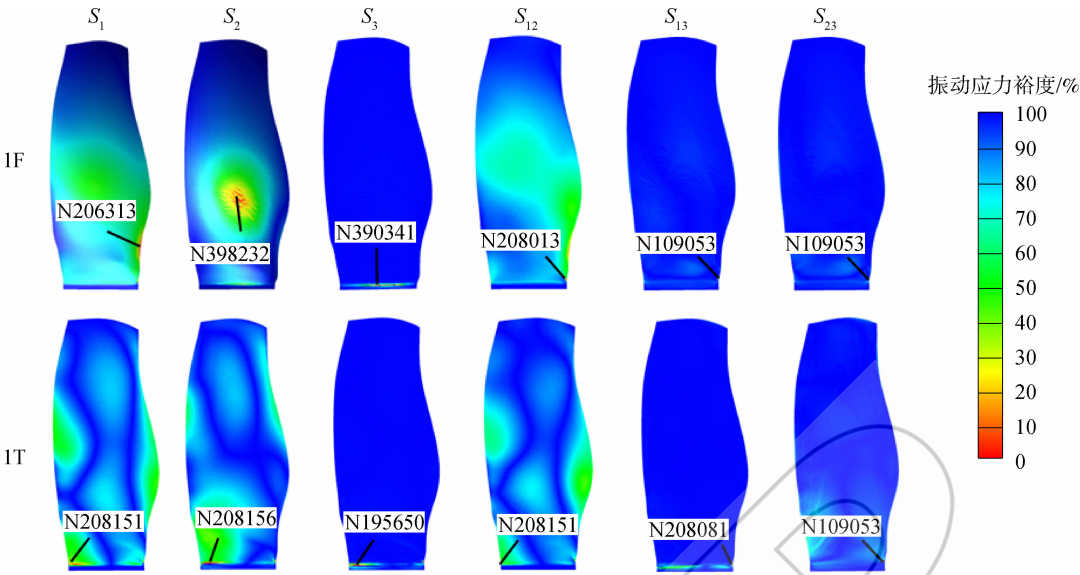


图 11 薄弱点对应铺层振动应力裕度
Fig. 11 Vibration stress margin of ply corresponding to weak-link point

3.3 薄弱点的弦向位置、叶高位置与失效方向

定义了薄弱点沿叶高方向投影距离的百分比和弦向距离百分比,以这两个参数为依据提取出前 3 阶振动模式薄弱点几何位置信息。从图 12、图 13 可以看出叶片薄弱点位置高度均不超过整个叶高的 40%,弦向中部、前缘和尾缘都有分布。1 阶弯曲振型面内主应力裕度为 0 的位置相对较高,1 阶扭转振型的主应力薄弱点位置位于尾缘处, S_{12} 薄弱点最靠近尾缘。当叶片的振动响应以弯曲模态(1F, 2F)为主时,弦向中部区域的节点会成为 S_2 和 S_3 的 HCF 危险点。由于本文未考虑气动载荷的影响,从两个切应力方向可以看出模态振型对结果的影响,以叶片纯弯曲模态振动为例, S_{12} 和 S_{13} 在 1F 和 2F 薄弱点的位置相同,位于 45° 、P003 号铺层节点 208013。扭转模态下面内切应力、面外纵向剪应力薄弱点的位置向尾缘

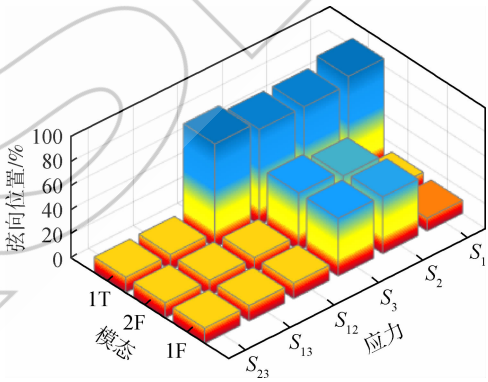


图 13 薄弱点位置沿弦向方向与前缘距离百分比
Fig. 13 Percentage of distance of weak-link location from leading edge along chord direction

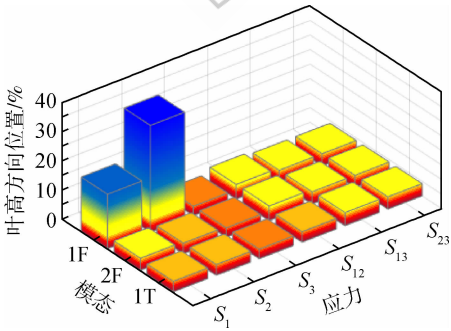


图 12 薄弱点位置沿叶高方向与叶根距离百分比
Fig. 12 Percentage of distance of weak-link location from blade root along span direction

移动, S_{13} 移动的距离较小, S_{12} 沿叶高方向的高度降低,然而却使得 S_{13} 薄弱点位置的高度略有升高,铺层角度从 0° 转变为 -45° 。 S_{23} 薄弱点的位置不受模态振型的影响,认为是叶片没有受到气动力产生的弯矩作用。层间正应力的趋势不同于面内两个方向的正应力变化规律,弯曲振型节线的数量不改变薄弱点的位置,扭转作用会使薄弱点移动到尾缘,相应的铺层角度从 45° 变化到 -45° ,但不改变沿叶高方向的投影距离。

为考察复合材料风扇叶片 HCF 最先出现失效的应力方向,需根据各方向模态振动应力与许用振动应力比值的关系,对模态应力缩放因子进行归一化。当叶片处于某个振动状态时,比值最大的应力方向最先达到其 HCF 循环次数。参考图 14, 1F、1T、2T 的 HCF 失效最先发生在 S_3 ,

2F、3F、2S 失效最先发生在 S_{13} 。 S_2 方向在前 6 阶振动模态中所占的比例均为最小值,说明在纯拉伸工况,预浸料单向带面内强度较低的基体受到有预应力交变载荷作用,不会最先产生拉伸和压缩破坏。各阶模态中,归一化缩放因子百分比在 15% 以上的方向为单向带层间切应力和层间正应力,面内切应力所占的比例较小。

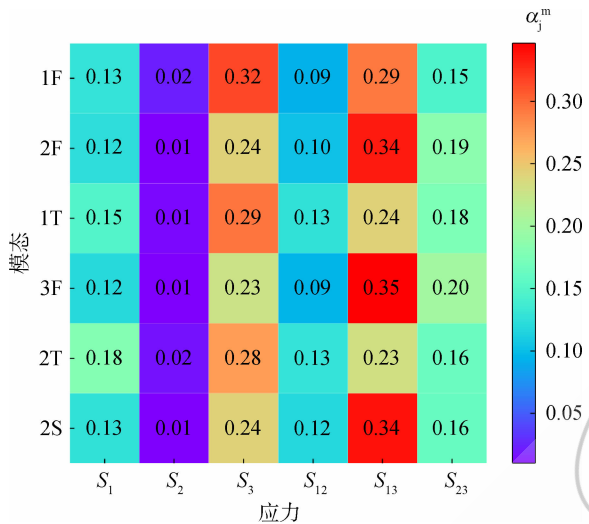


图 14 不同模态归一化 α_j^m 值分布

Fig. 14 Normalized α_j^m distribution for multi-modals

4 结 论

本文提出了一种复合材料风扇叶片 HCF 失效位置预测方法,由算例结果可得如下结论:

1) 编写的程序可以实现铺层叶片有限元数据提取和数据库建立。根据提取出的静应力和模态应力,采用 HCF 薄弱点评估方法能够有效地预测复合材料叶片不同振动模态 HCF 失效位置、初始失效应力方向。

2) 层间静应力极值点均位于铺层前缘,叶片 HCF 失效位置高度均不超过整个叶高的 40%,弯曲模态 S_3 薄弱点位于弦向中部,而扭转模态靠近叶片尾缘。1F、1T、2T 的 HCF 失效最先发生在 S_3 方向,2F、3F、2S 失效最先发生在 S_{13} 方向。切应力失效位置均由振动应力幅值极值点决定, S_3 薄弱点位置依赖于静应力和振动应力分布。载荷谱中平均压缩应力会导致复合材料叶片 HCF 失效,具有较小静应力值的部位反而会成为薄弱点。

本文采用 CLD 模型的缩放方法,预测失效位置尚可,但无法直接预测疲劳寿命,需要有对照基准。同时,建议对复合材料标准试样件进行不同

应力比 HCF 试验以获得该曲线。

参考文献:

[1] Federal Aviation Administration. Aircraft engines airworthiness standards; FAR-33 [S]. Washington DC: Federal Aviation Administration,2016;1-115.

[2] European Union Aviation Safety Agency. Certificationspecifications and acceptable means of compliance forengines;JAR-33 [S]. Brussels: European Union Aviation Safety Agency,2018;2-29.

[3] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定;CCAR-33-R2[S]. 北京:中国民用航空局,2016;37.

[4] NISHIKAWA M, HEMMI K, TAKEDA N. Finite-element simulation for modeling composite plates subjected to soft-body,high-velocity impact for application to bird-strike problem of composite fan blades[J]. Composite Structures,2011,93(5):1416-1423.

[5] IRISARRI X F, LASSEIGNE A, LEROY H F, et al. Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables[J]. Composite Structures,2014,107:559-569.

[6] YANG Junbo, SONG Bifeng, ZHONG Xiaoping, et al. Optimal design of blended composite laminate structures using ply drop sequence[J]. Composite Structures,2016,135:30-37.

[7] CHOWDHURY M N, HEALEY R, WANG J, et al. Using a residual strength mode I to predict mode II delamination failure of composite materials under block fatigue loading [J]. International Journal of Fatigue,2020,135:1-8.

[8] CHEN Jie, LI Qiusheng. Vibration characteristics of a rotating pre-twisted composite laminated blade[J]. Composite Structures,2019,208:78-90.

[9] RAFIEE M, NITZSCHE F, LABROSSE M. Dynamics, vibration and control of rotating composite beams and blades; a critical view[J]. Thin-Walled Structures,2017,119:795-819.

[10] KEE J Y, KIM H J. Vibration characteristics of initially twisted rotating shell type composite blades[J]. Composite Structures,2004,64(2):151-159.

[11] SIDDENS A, BAYANDOR J. Multidisciplinary impact damage prognosis methodology for hybrid structural propulsion systems[J]. Computers and Structures,2013,122:178-191.

[12] 胡殿印,彭苗娇,王荣桥,等. 树脂基复合材料风扇叶片的优化设计[J]. 航空动力学报,2012,27(7):1630-1637.

HU Dianyin, PENG Miaojiao, WANG Rongqiao, et al. Optimization design of resin-based composite fan blade[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(7):1630-1637. (in Chinese)

[13] ZHANG Bing, LUIZ F K, MIKE I J, et al. An experimental and numerical investigation into damage mechanisms in tapered laminates under tensile load[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing,2020,133:1-13.

[14] 李迪,陈云永,廖连芳. 空心风扇叶片高循环疲劳试验设计

与验证[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1359-1365.

LI Di, CHEN Yunyong, LIAO Lianfang. Experimental design and verification of hollow fan blade high cycle fatigue [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1359-1365. (in Chinese)

[15] 杨雯, 杜发荣, 郝勇, 等. 宽弦空心风扇叶片动力响应特性研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 444-449.

YANG Wen, DU Farong, HAO Yong, et al. Investigation of dynamic response property of wide-chord hollow fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 444-449. (in Chinese)

[16] 费庆国, 郑成林, 何顶顶, 黄跃平. 一种基于振幅控制的航空发动机叶片振动疲劳试验方法: 中国 108195537A[P]. 2018-06-22.

[17] 王仲林, 陈勇, 欧阳华, 等. 钛合金宽弦风扇叶片的振动特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2593-2601.

WANG Zhonglin, CHEN Yong, OUYANG Hua, et al. Investigation on vibration characteristics of titanium wide-chord fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2593-2601. (in Chinese)

[18] LIU Hongwei, ZHANG Zhichun, JIA Hongbo, et al. A modified composite fatigue damage model considering stiffness evolution for wind turbine blades[J]. Composite Structures, 2020, 233: 1-9.

[19] 王仲林. 在适航的复杂工况下宽弦风扇叶片的可操作性与振动特性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2019.

WANG Zhonglin. Study on the operability and vibration characteristics of wide-chord fan blade under abnormal air-worthy operating conditions[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019. (in Chinese)

[20] 杨瑞瑶. 发动机风扇叶片疲劳寿命计算及振动特性分析[D]. 成都: 电子科技大学, 2014.

YANG Ruiyao. The fatigue life calculation and vibration characteristic analysis on fan blade of aircraft engine[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014. (in Chinese)

[21] DAVILA C G, JAUNKY N, GOSWAMI S. Failure criteria for FRP laminates in plane stress[R]. AIAA-2003-1991, 2003.

[22] REIS P N B, FERREIRA J A M, COSTA J D M, et al. Fatigue life evaluation for carbon/epoxy laminate composites under constant and variable block loading[J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(2): 154-160.

[23] BROER A A R. Fatigue life prediction of carbon fiber reinforced epoxy laminates using a single S-N curve[D]. Delft, Netherland: Delft University of Technology, 2018.

[24] JOO Y, LEE W, SEO B, et al. Introduction of developing fatigue load spectrum for full-scale fatigue test of composite aircraft[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2020, 21(3): 681-692.

(编辑: 陈 越)