

基于检测数据的当量初始裂纹尺寸分布反推技术

孙宇豪, 冯建民

(中国飞机强度研究所强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘要 针对某型客机蒙皮铆钉孔边裂纹问题展开研究, 提出了一种融合检测数据与多尺度建模的当量初始裂纹尺寸(EIFS)分布反推方法。该方法通过开展疲劳试验获取关键数据, 结合结构建模与载荷简化技术, 利用裂纹萌生模型并结合优化算法反推出EIFS参数。该方法突破了传统均匀分布假设, 将局部应力场特征纳入EIFS反推体系, 为飞机结构疲劳寿命预测提供了一种新的理论框架与工程路径。

关键词 裂纹扩展; 孔边裂纹; 当量初始裂纹尺寸; Paris模型

中图分类号: V21

文献标志码: A

DOI:10.3969/j.issn.2097-3365.2025.24.004

0 引言

飞机机身蒙皮铆钉孔边是承受复杂载荷作用下的关键疲劳薄弱区域, 其初始裂纹尺寸分布直接影响结构的剩余寿命与安全性^[1-2]。传统疲劳寿命评估方法多基于经验S-N曲线或均匀裂纹扩展假设, 难以准确表征实际服役中由制造缺陷、应力集中等因素引起的裂纹萌生与扩展的随机性特征^[3]。随着无损检测技术(如涡流检测、工业CT)的精度提升与断裂力学理论的发展, 基于实测裂纹数据的当量初始裂纹尺寸(EIFS)分布反推技术成为高置信度寿命预测的核心方法。

不同于传统均匀分布假设, 本文针对某型客机机身蒙皮铆钉孔边裂纹问题, 提出了一种融合检测数据与多尺度建模的EIFS分布反推方法。通过结合疲劳试验获取的铆钉孔边裂纹扩展数据、蒙皮-长桁复合结构的精细化建模与载荷谱简化技术, 建立了一套考虑应力集中效应的裂纹萌生寿命模型, 利用该模型和优化算法进一步反推出了EIFS概率分布参数, 最后运用概率统计方法评估反推出的EIFS概率分布参数, 从而为飞机结构疲劳寿命的高精度预测提供了一种新的思路。

1 疲劳试验机试验件概况

本文采用的试验件以某客机机身筒段为研究对象, 试验件长度33.46 m, 最大直径3.14 m, 包含完整的气密舱结构、客舱地板梁及开口区加强框。机身蒙皮采用第三代铝锂合金。试验件边界条件模拟真实飞行状态, 前起落架与主起落架通过专用夹具固定于反力架, 舱门区域采用可拆卸式密封框保证气密性。

选取的实验对象为飞机机身舷窗窗框附近的铆钉

孔, 该区域铆钉数量密集且分布规律性强, 其受载条件具有显著的一致性特征。由于舷窗窗框处于机身气动载荷传递路径的关键节点, 各铆钉孔在飞行过程中承受的复合载荷(包括气动压力、惯性载荷及热应力)分布模式高度趋同, 应力梯度与集中效应呈现规律性空间分布, 这种同源性使得该区域铆钉孔群在疲劳损伤演化过程中表现出相似的裂纹萌生与扩展特征, 为建立基于统计规律的当量初始裂纹尺寸(EIFS)分布模型提供了理想样本条件。

加载方案为飞机地-空-地循环过程中的气压变化。地-空-地循环指飞机从地面起飞、爬升至巡航高度、飞行后下降并着陆的全过程, 其核心是座舱压力随飞行高度变化的动态调节, 可大致分为五个阶段:

1. 地面阶段。(1)初始状态: 飞机停靠时, 舱内压力与地面环境一致;(2)预增压: 发动机启动后, 空调系统向舱内输入高压引气, 使舱压略高于外界, 避免起飞时因压差导致结构应力突变。

2. 爬升阶段。压力调节: 随着飞行高度增加, 例如从0 m爬升至10 000 m时, 外界气压从101.3 kPa骤降至约26 kPa。此时, 座舱压力控制系统通过调节外流活门开度, 使舱内压差稳定在约59 kPa的绝对压力, 相当于维持舱内高度约2 400 m的舒适气压。

3. 巡航阶段。(1)恒压维持: 当飞机到达巡航高度时, 增压系统持续向舱内补充引气, 同时通过外流活门排出多余空气, 保持舱压稳定。此时舱内氧气浓度维持在21%, 与地面相当;(2)安全冗余: 配备双释压活门, 防止极端压差导致机身结构损伤。

4. 下降阶段。渐进减压: 开始下降时, 外流活门逐渐开大, 使舱压随外界同步降低。例如: 从巡航高

度下降至地面需约 30 分钟，舱压从 59 kPa 逐步恢复至 101.3 kPa，避免减压过快引发高空病。

5. 着陆阶段。最终平衡：主起落架触地后，舱压完全与地面一致，外流活门全开以快速换气，消除残余压差。

本文选取的试验件加载过程分为以下 21 个步骤，分别为卸载、起飞滑跑、牵引、地面转弯、发动机加力、起飞滑跑、抬前轮、离地、襟翼放下进场、初期爬升、后期爬升、巡航、初期下降、后期下降、襟翼放下进场、滚转机动、偏航机动、襟翼放下进场（收放作动筒）、拉平、接地、着陆滑跑阶段。

该加载方案通过模拟飞机实际飞行中承受气压载荷变化，结合飞行参数与结构响应特征，能够精准复现铆钉孔边在复杂工况下的受力状态。试验中采用动态加载系统，精确匹配不同飞行阶段的载荷强度，为后续疲劳寿命评估提供了高置信度的试验基础。

2 蒙皮铆钉孔建模

当圆柱形壁板的直径 D 远大于其厚度 t ，即满足 $D/t > 20$ 时，其曲率半 $R=D/2$ 相对于厚度 t 显著增大，此时圆柱结构的弯曲刚度特性可近似为平板结构^[4]。根据薄壳分类标准，当曲率半径与厚度之比 $R/t \geq 20$ 时，壳体被定义为薄壳结构，其弯曲变形主要由中面内力主导，而曲率对弯曲刚度的影响可忽略不计。这种情况下，薄板理论的基本假定例如平行于中面的各层互不挤压、直法线假定及中面内无平行位移仍然成立，即垂直于中面的正应力 σ_z 可忽略，且挠度远小于厚度。此时，圆柱壁板可简化为等效平板模型，其弯曲刚度由抗弯刚度 $D=Et^3/12(1-\nu^2)$ 决定，而曲率引起的附加弯曲项例如薄壳理论中的曲率张量对整体刚度的贡献小于 5%，满足工程精度要求，通过忽略曲率效应显著降低计算复杂度，同时保证应力与变形分析的可靠性。

该飞机试验件的机身直径 $D=3.14$ m，壁板厚度 $t=2$ mm。由上述可知， $D/t=(3.14 \times 1000)/2=1570 > 20$ ， $R/t=785 > 20$ ，因此，此试验件舷窗附近铆钉孔可视为等效平板模型。

3 当量初始裂纹尺寸反推计算

3.1 受力分析

舷窗孔边受力为沿裂纹扩展方向的两边受均匀拉应力^[5]，机身可近似看为圆柱进行分析，选取的裂纹方向均沿机身航向。充压载荷为 P ，机身直径 D ，壁板厚度 t ，机身长度 L ，裂纹受到的应力 $\sigma_0=F/S=DLP/2tL=DP/2t=44.1955$ kPa。在飞行任务剖面中爬升与下降阶段呈现显著的瞬态载荷特征，其时域占比及循环次数占比均显著低于巡航阶段，且该阶段载荷以非稳态压力波动为主，经雨流计数法验证其应力幅值分布集中于较低区间。而舷窗孔边裂纹的应力强度水平在巡航阶段达到峰值，主要受客舱压力循环作用主导，瞬态阶段因压力变化速率较高但幅值较低，其应力幅值低于巡航阶段稳定载荷。因此在本研究的裂纹扩展分析中，将飞行载荷谱简化为地一空一地循环的地面与低空阶段和巡航与高空阶段应力水平作为输入参数来计算裂纹扩展过程。

3.2 当量初始裂纹尺寸

采用 Paris 公式来反推 EIFS。本试验件采用的蒙皮材料为铝合金，其 Paris 材料参数 $C=3 \times 10^{-11}$ ， $m=3.5$ 。裂纹情况为均匀拉伸的单边裂纹板，应力强度因子 $K_I=\sigma\sqrt{\pi}g(\xi)$ 。其中， $\xi=a/W$ ， a 为裂纹长度， W 为板宽， σ 为远场应力。对于本试验件来说，即 $W \gg a$ ， $\xi=0$ 。由公式 $g(\xi)=1.12-0.231\xi+10.55\xi^2-21.72\xi^3+30.39\xi^4$ 可得， $g(0)=1.12$ 。在 Paris 公式 $da/dN=C(\Delta K)^m$ 中， $\Delta K=g(\xi)\Delta\sigma\sqrt{\pi a}$ ，其中 $\Delta\sigma$ 为应力幅值， a 为裂纹长度。该应力幅值 $\Delta\sigma=42.6255$ MPa。计算得到的当量初始裂纹尺寸如表 1 所示。

由表 1 可知，在同等循环次数下，长裂纹的当量初始裂纹尺寸要小于短裂纹的当量初始裂纹尺寸，这是由于短裂纹处于高 ΔK 敏感区，Paris 公式中 $m \approx 3.5$ ，其扩展速率对初始缺陷尺寸敏感，相同循环数内需更大初始裂纹才能达到观测尺寸；而长裂纹进入稳态扩展区， $m \approx 3$ ， ΔK 受几何修正因子 Y 抑制 $Y \propto 1/\sqrt{a}$ ，导致等效损伤累积速率降低，反推时需更小初始缺陷补偿时间效应。

表 1 测量裂纹所对应的当量初始裂纹尺寸

编号	裂纹长度 (mm)	循环次数	EIFS (mm)	编号	裂纹长度 (mm)	循环次数	EIFS (mm)
1	2	50 210	0.115	7	6	72 500	0.082
2	6	50 210	0.092	8	6	102 500	0.083
3	4	50 210	0.103	9	4	102 500	0.092
4	5	72 500	0.091	10	4	102 500	0.092
5	3	72 500	0.107	11	9	102 500	0.077
6	2	72 500	0.115	—	—	—	—

4 当量初始裂纹尺寸反推计算

该组数据样本量为11,求得均值 μ 为0.09 536,方差 σ^2 为 1.6865×10^{-4} ,将其作为正态分布参数的初步估计。该样本的偏态与峰度分别 $S_k=0.311$, $K=1.890$ 。若数据的偏态绝对值小于1,峰度绝对值小于7时,即可初步认为数据符合正态分布。现提出原假设 H_0 :当量初始裂纹尺寸数据服从正态分布。对该假设进行Lilliefors检验。求得p值为0.5大于0.05。因此接受原假设 H_0 。使用最大似然估计计算拟合正态分布的参数估计。则似然函数 $L(\mu)$, $L(\sigma)$ 为: $L(\mu, \sigma^2) = \prod_{i=1}^{11}$

$p(x_i; \mu, \sigma^2) = 1/(\sqrt{2\pi}\sigma) e^{-(x_i-\mu)/2\sigma^2}$,解得 $\hat{\mu} = 1/11 \sum_{i=1}^{11} x_i = \mu = 0.0954$; $\hat{\sigma}^2 = 1/11 \sum_{i=1}^{11} (x_i - \mu)^2 = 1.69 \times 10^{-4}$ 。因此可知当量初始裂纹尺寸EIFS近似服从参数为 $N(0.0954, 1.69 \times 10^{-4})$ 的正态分布,将频率直方图与求得的正态分布概率密度函数进行叠加可得到图1。并求得均值与标准差的95%置信区间为 $\mu: [0.0866, 0.1041]$ $\sigma: [0.0091, 0.0228]$ 。

5 结论

针对某型客机机身蒙皮铆钉孔边裂纹问题提出的一种融合检测数据与多尺度建模的EIFS分布反推方法。

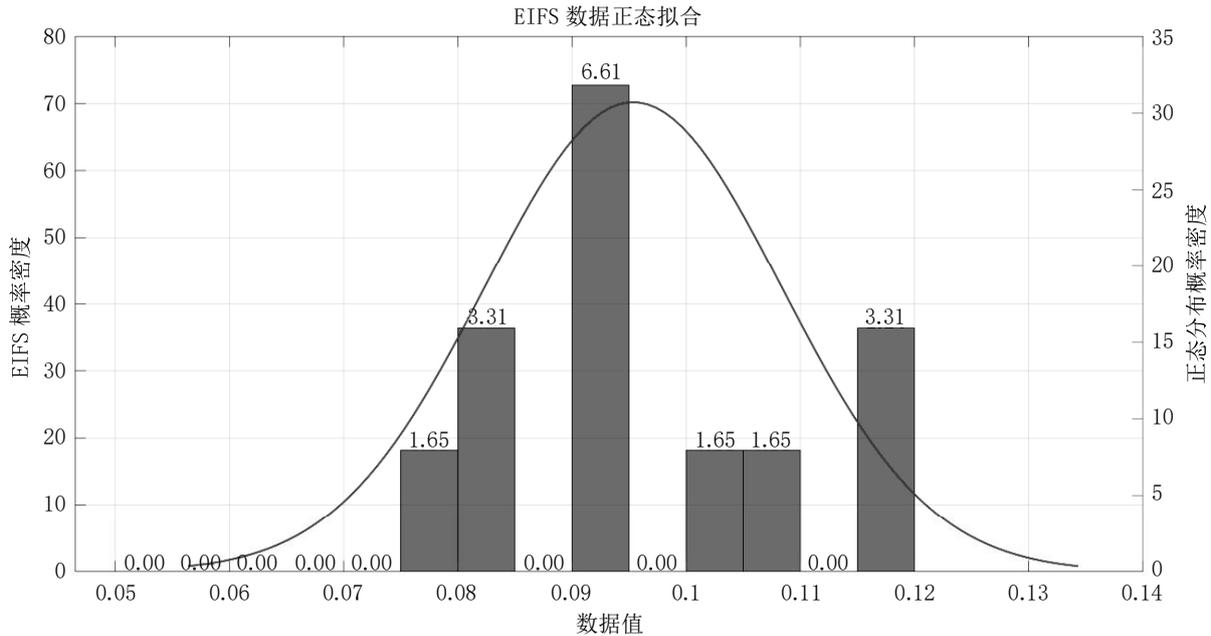


图1 EIFS数据正态拟合

通过对试验件的裂纹检测数据分析,获取了铆钉孔边裂纹长度与循环数的数据。

1. 在加载方案方面,模拟了飞机地一空一地循环过程中的气压变化。通过无损检测方法检测孔边裂纹长度,得到了不同循环数下的裂纹尺寸数据。基于这些数据,建立了蒙皮铆钉孔的受力分析模型,分析了裂纹在不同阶段的受力情况。

2. 在当量初始裂纹尺寸反推计算中采用Paris公式,结合裂纹扩展速率非线性特征,求解得到已测得的裂纹所对应的当量初始裂纹尺寸。

3. 通过对当量初始裂纹尺寸数据进行频率直方图分析,初步判断其服从正态分布。使用Lilliefors检验验证了这一假设,并通过最大似然估计计算了拟合正态分布的参数。

综上所述,EIFS分布反推方法突破了传统均匀分布假设的局限性,将铆钉孔边局部应力场特征纳入

EIFS反推过程,得出了一种可以高精度预测飞机结构疲劳寿命的理论模型。

参考文献:

- [1] 兑红娜,刘小冬,王凡,等.基于平均扩展速率的裂纹扩展模型[J].航空学报,2020,41(11):348-357.
- [2] 高志刚,何宇廷,马斌麟,等.飞机机翼缘条紧固孔细节原始疲劳质量评估方法[J].工程科学学报,2021,43(03):442-450.
- [3] 徐建平.基于裂纹尖端应力应变场的疲劳裂纹扩展速率研究[D].兰州:兰州理工大学,2024.
- [4] 滕兆春,席鹏飞.多孔FGM矩形板的自由振动与临界屈曲载荷分析[J].西北工业大学学报,2021,39(02):317-325.
- [5] 段怀宇.基于ABAQUS的民机客舱舷窗结构设计与分析[D].杭州:浙江大学,2020.