

损伤容限技术在飞行器结构设计中的应用

Application of Damage Tolerance Technology in Structure Design of Aircraft

尚晓冬 孙秀文 王刚 / 中航工业哈飞飞机设计研究所

摘 要:阐述了损伤容限技术在飞行器结构设计中的工程应用问题, 主要包括结构设计、分析、试验等方面, 具体介绍了控制应力、结构选型、当量应力、应力强度因子的数值解法和积木式试验等内容。

关键词: 飞机; 损伤容限; 结构设计

Keywords: aircraft; damage tolerance; structure design

0 引言

结构损伤容限设计的概念从20世纪70年代开始引入飞机设计规范。20世纪80年代, 美国联邦航空局(FAA)颁布的航空条例FAR 25部相关条款规定了结构损伤容限和疲劳评定标准。1993年, FAA在FAR 23部的第48号修正案中对于结构损伤容限设计提出了明确要求。2005年, 中国民航局颁布的CCAR-23 R3中也提出了相应的要求。

损伤容限设计通过对影响飞行安全的结构关键件进行合理选材、控制实际设计应力水平、合理选择结构设计类型、改善细节设计、控制裂纹缓慢扩展、提高裂纹的可检性等措施, 确保设计的合理性和可靠性, 实现飞机的长寿命目标, 并制定合理的检修周期来提高出勤率、降低维修成本, 在保证飞机安全性的同时改善飞机的经济性。

1 损伤容限结构设计

结构是损伤容限设计的基础, 损伤容限特性通过结构设计构型体现。通用飞机应通过合理控制结构应力和结构选型设计, 达到控制结构裂纹扩

展速率和提高损伤容限特性的目的, 满足损伤容限设计要求。

1.1 控制应力

合理控制结构的应力水平是疲劳/耐久性和损伤容限设计的关键要素之一。结构尺寸的初始定义应根据控制应力水平来确定, 以保证所设计的结构能基本满足损伤容限设计要求, 从而避免设计的盲目性。

控制应力水平是由载荷、结构布局、局部细节设计、设计寿命及所选材料等条件决定的。通常应考虑以下因素。

- 1) 结构受载性质和载荷谱特征, 拉、压、弯、扭、等幅谱、迟滞谱等。
- 2) 结构材料特性, 材料的强度与韧度不平衡, 应尽量避免使高强度低韧度的材料或高裂纹扩展率的材料处于受拉部位, 或将此类材料控制在较低的应力水平。
- 3) 结构的几何特性, 结构复杂、应力三维度高、应力集中处较多、附加弯曲难以避免的结构部位, 应该控制在较低的应力水平。

以某型飞机机体蒙皮加筋壁板为例, 其控制应力分析的基本方法包括:

- 1) 载荷谱分析确定临界疲劳载荷

情况。

- 2) 损伤计算获得临界疲劳载荷情况下1g控制应力与寿命关系曲线。

- 3) 插值计算获得设计寿命目标下的1g控制应力。

- 4) 1g控制应力下裂纹扩展和剩余强度估算以调整控制应力水平。

- 5) 根据载荷系数将1g控制应力转换为限制载荷下应力水平。

1.2 结构选型

结构设计形式除应满足损伤容限要求, 还应兼顾重量、工艺、经济性等指标。特别是在机体结构中占绝大多数的蒙皮长桁组合结构, 其构型的选择至关重要。一种综合评分法在选型中可取得较好效果, 其基本方法包括:

- 1) 典型蒙皮加筋壁板裂纹试验。
- 2) 试验相关性分析, 见图1。
- 3) 采用试验验证的方法分析不同构型的损伤容限特性, 见图2~图4。
- 4) 根据分析结果对各构型评分, 见表1。
- 5) 通过得分优选构型。

2 损伤容限分析中的几个问题

2.1 基于当量应力的PSE筛选

主要结构单元(PSE)是重要的承担

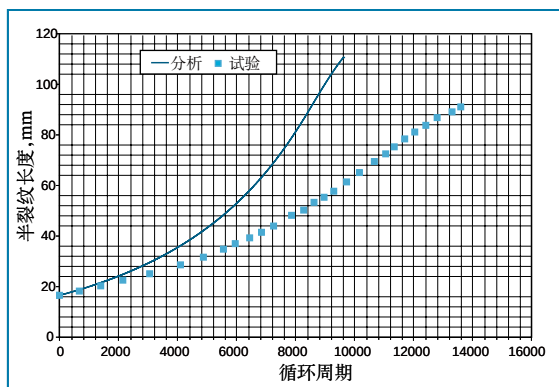


图1 加筋板试验相关性曲线

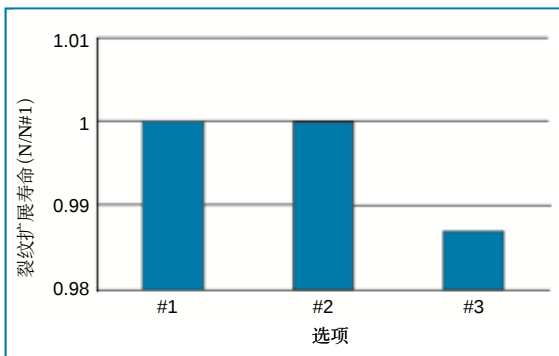


图2 不同加筋板构型裂纹扩展分析结果

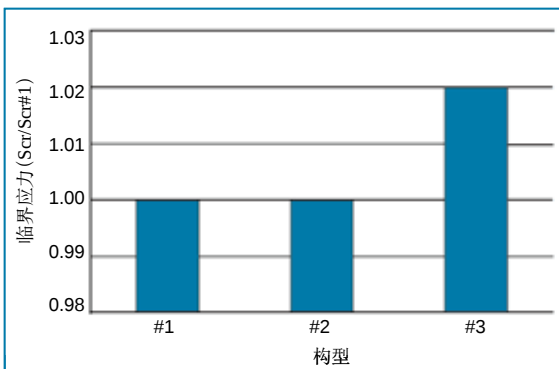


图3 不同加筋板构型剩余强度分析结果

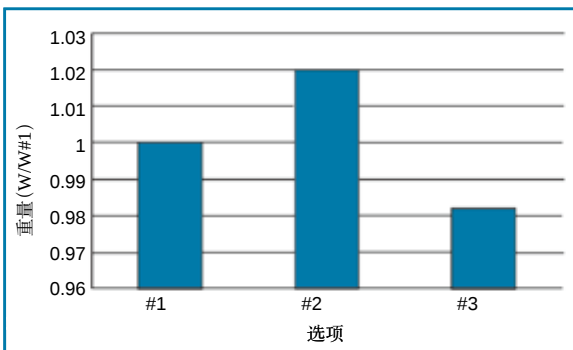


图4 不同加筋板构型重量分析结果

飞行、地面和惯性载荷的部件，其完整性是维持飞机结构完整性的基础，它的失效将导致机体结构发生灾难性的事故。

PSE结构必须考虑耐久性、裂纹扩展和剩余强度要求。由于PSE结构数目较多，全部进行疲劳和损伤容限分析是不必要的，应加以筛选。

以当量应力为基础进行疲劳评估，并结合结构相似性方法筛选出危险结构部位，可提高筛选的可靠度。

当量应力的计算以损伤等效原理为基础，将谱载荷转化为当量地空地疲劳载荷，作为代表结构疲劳度的参数。图5显示了寿命计算的基本原理。由此推导出当量应力计算公式为：

$$S_{eq} = \left\{ \sum_{i=1}^k n_i [(1-R)/0.9]^t \times S_{max i}^p \right\}^{1/p}$$

2.2 疲劳载荷谱简化

由于低载荷幅值有太多的循环数，将其截断，可以在对分析精度没有影

表1 综合评分法表格

构型/准则	构型1	构型2	构型3
裂纹扩展特性	3	2	1
剩余强度特性	2	2	3
重量	2	1	3
工艺性	2	2	3
成本	2	2	3
合计	11	9	13

响的情况下加快分析和试验进度。作为载荷谱研发的一部分，载荷谱的简化应进行试验验证，一般采用试片试验。

由于应力截断水平与材料、载荷谱型相关，试验件应在临界部位取样，以代表典型结构的载荷谱型和材料特性。

图6给出了某型飞机典型试验件的构型，图7所示为试验相关性分析结果。不同分析结果与全谱试验结果的对比分析表明，小于42MPa的应力截断水平的疲劳结果是保守的，因此可根据需要在此范围内选取适当的截断应力。

2.3 应力强度因子计算

应力强度因子的计算和确定是对任何开裂结构进行损伤容限分析和评定的基础。

开裂结构应力强度因子的计算可以利用高精度数值分析方法来进行。边界元法和虚拟裂纹法是断裂力学与数值分析技术结合发展起来的新技术，在计算精度和速度上具有一定优势。

1) 边界元法

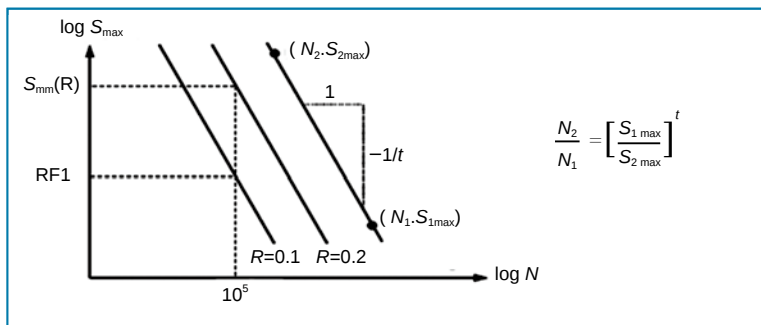


图5 寿命计算的基本原理

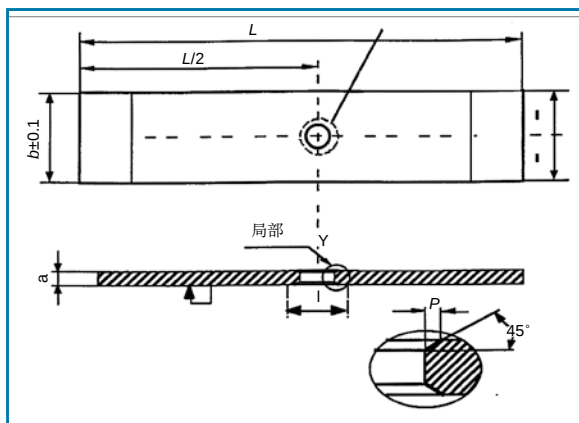
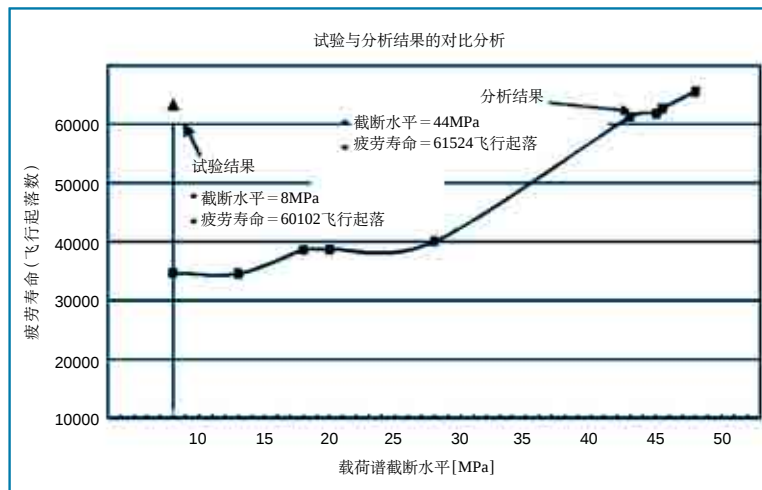


图6(左) 载荷谱截断典型试验件

图7(右) 截断试验结果分析



边界元方法是描述复杂结构或部件的数值模型在一系列给定条件下响应的技术。边界元的主要优势在于模型简化,易用性强,只划分表面网格,建模时间比有限元降低至少一个量级,易于查找数据错误,也易于改变问题几何;精确模拟微小几何特征和表面现象,边界元计算得到的高精度表面应力使其成

为研究断裂力学、应力集中等具有微小几何特征问题和接触等表面显现问题的非常有用的技术。

利用BEASY软件提供的边界元分析工具,可成功解决接头类的裂纹扩展分析问题。图8所示为耳片二维问题模型图,二维问题只需采用线单元模拟几何边界,建模简单快速。图9

虚拟裂纹法以能量原理为基础,利用释放约束虚拟裂纹,通过计算裂纹尖端节点的能量释放率来获得应力强度因子,模型简单,易于计算。以蒙皮板件为例加以描述。

从能量守恒观点来看,裂纹扩展中释放的能量等于闭合裂纹所需要的能量(功)。Bueckner给出了计算闭合裂纹所需能量公式为:

$$u = \frac{\sigma^2 a^2 \pi t}{E} \quad (1)$$

其中, u 为裂纹表面能, σ 为应力, a 为半裂纹长度, t 为板厚, E 为弹性模量。

对 a 微分, 得:

$$\frac{du}{da} = \frac{2\sigma^2 a \pi t}{E} \quad (2)$$

$$\frac{du}{2t da} = \sigma^2 a \pi \quad (3)$$

$$\left(\frac{du}{da} \cdot E \right) \times 0.5 = \sigma^2 (\pi a) \times 0.5 = K \quad (4)$$

其中, A 为裂纹面积 $2at$, K 为应力强度因子。

借助有限元模型可以计算出闭合裂纹所需能量。在模型的一端加载,在裂纹扩展路径上通过释放约束的方法模拟扩展中的裂纹。能量释放率通过载荷增量和与之对应的裂纹张开位移增量计算得到。与试验结果对比发

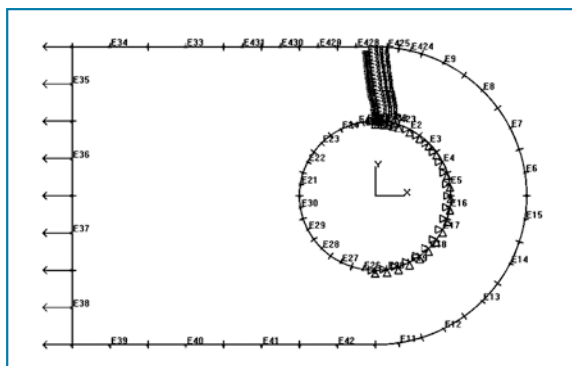


图8 耳片边界元模型图

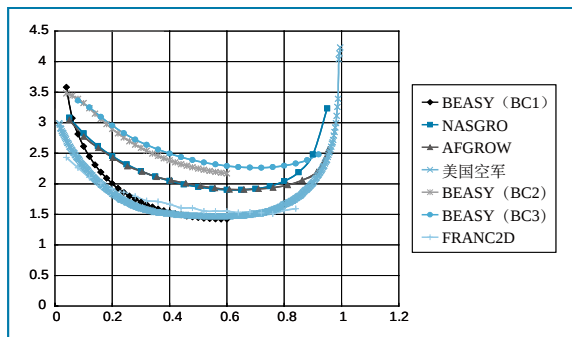


图9 几种计算方法的对比结果

2) 虚拟裂纹法

现, 虚拟裂纹法的计算结果是保守的, 趋势与试验相同, 误差在工程允许范围内。

虚拟裂纹法建模简单, 适应范围广, 可解决飞机大部分结构问题, 因此在损伤容限分析中得到广泛应用。

3 损伤容限积木式试验

损伤容限的适航符合性必须通过试验或试验验证的分析来证明。由于结构损伤容限的关键点多, 全部通过试验验证在经济上和时间进度上是不允许的, 因此通常采用试验验证的分析来表明其适航符合性。

实际上, 不同结构类型的损伤容限特性各不相同, 并且由于试验实施和周期等因素的限制, 在全尺寸试验机上模拟所有的临界损伤情况是不现实的。因此必须在一些底层的试验中对分析方法和某些临界情况予以验证。

积木式试验包括从最基本的(试片)到最复杂的(全尺寸疲劳试验件)一系列不同类型试验。图10所示为积木式试验的构成。

在损伤容限评定中, 按积木式方法构建了下列试验。

1) 试片试验, 用于获得材料特性和校准计算方法。

● 材料特性试验包括: S-N曲线试验、 da/dN 曲线试验、断裂韧性等;

● 载荷谱截断验证试验;

● 裂纹扩展迟滞模型验证试验。

2) 组件试验, 用于评估特殊几何结构的损伤容限特性或加工方法等的影响。

3) 小型装配件试验, 用于支持设计和验证概念, 具有较好的结构代表性。

4) 部件/全尺寸疲劳试验, 目的是为飞机疲劳和裂纹扩展分析以及适航验证提供试验数据支持, 演示结构抵抗广布损伤的能力, 为维护大纲的制定提供试验依据, 修正有限元模型等。

4 总结

本文仅针对飞行器结构设计中损伤容限技术应用的几个主要方面进行了介绍, 汇集了最新研究成果和工程应用经验, 没有覆盖损伤容限技术领域的全部内容。

AST

参考文献

[1] 航空航天工业部科学技术研究院. 美国空军损伤容限设计手册[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1984.

[2] 陶梅贞, 等. 现代飞机结构综

合设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.

[3] 航空航天部《AFFD》系统工程. 美国空军耳片损伤容限分析指南[Z]. 1988, 10.

[4] 航空航天部《AFFD》系统工程. 美国空军耐久性设计手册背景材料[Z]. 1988, 11.

[5] 宁晋建. 结构连接件疲劳损伤容限全寿命设计方法[J]. 飞机设计, 2005, 4.

[6] 《民机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.

[7] 刘亚龙. 新支线飞机机翼下壁板损伤容限方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.

[8] Kaplan M P, Lincoln J W. The U.S. Air Force approach to aircraft damage tolerant design [C]. Fatigue And Fracture (ASM International), ASM Handbook Volume 19, 1996.

[9] Swift T. Damage tolerance certification of commercial aircraft [C]. Fatigue And Fracture (ASM International), ASM Handbook Volume 19, 1996.

作者简介

尚晓冬, 研究员级高工, 主要从事飞机结构疲劳和损伤容限设计分析与验证工作。

孙秀文, 研究员级高工, 主要从事飞机结构强度设计分析与试验验证工作。

王刚, 高级工程师, 主要从事飞机结构疲劳和损伤容限设计分析和飞机结构动力学分析工作。

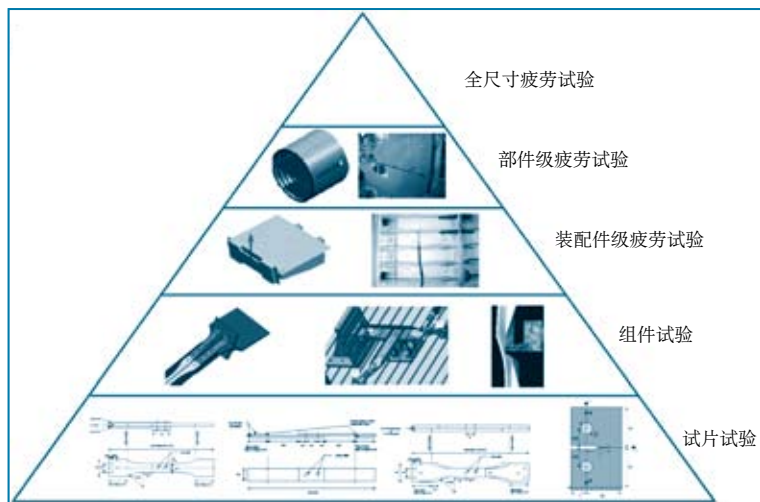


图10 积木式试验