

# 民用飞机蒙皮加筋壁板损伤 容限分析方法探讨

## Analysis of Damage Tolerance for Civil Aircraft Stiffened Skin Panel

徐力君 王东方 刘旭 / Xu Lijun Wang Dongfang Liu Xu

(中航沈飞民用飞机有限责任公司, 沈阳 110013)

(AVIC SAC Commercial Aircraft Company Ltd., Shenyang 110013, China)

### 摘要:

主要介绍了民用飞机蒙皮加筋壁板损伤容限的分析方法,以中间筋条断裂的两跨纵向裂纹为例,将影响结构损伤容限特性的因素分为三部分进行计算,分别是加筋效应、鼓胀效应以及应力分布效应,最终得到相对应的裂纹尖端的应力强度因子并且进行裂纹扩展分析及剩余强度计算。文中选取实例采用这种方法进行计算,并将计算结果与试验数据对比,两者吻合较好,说明了本方法的可行性及实用性。

**关键词:**蒙皮加筋壁板;损伤容限分析;纵向裂纹

**中图分类号:**V215

**文献标识码:**A

[Abstract] This article introduces a method of damage tolerance analysis of stiffened skin panel for civil aircraft, shown by an example of panel with two-bay longitudinal crack and center broken frame, taking into account three parts of factors: stiffening effect, bulging effect and the stress distribution. Stress intensity factor at each crack tip is derived from combination of above mentioned three factors. At last, the analysis of the crack growth in skin and the residual strength for the surrounding intact structures can be performed. One chosen example is calculated by this method, and the analysis results are compared to the relative test results, which show that the agreement between them is very good. The practicability and the feasibility of this method are proved.

[Key words] stiffened skin panel; damage tolerance analysis; longitudinal crack

## 0 引言

现代民用飞机多采用损伤容限理念进行设计,蒙皮加筋壁板结构就是典型代表。筋条与蒙皮一同承受结构载荷,并对蒙皮上的裂纹扩展起到阻滞作用,同时提高了整个结构的剩余强度。壁板结构的破坏可能导致飞机非常严重的后果,因此在整个民航设计过程中,蒙皮壁板结构的损伤容限分析工作占有极其重要的位置。本方法以工程断裂力学理论为基础,结合结构特点分别考虑几何、载荷的影响,可以对类似结构进行快速分析,且计算结果具有足够高的精度。本文以机身蒙皮纵向两跨裂纹的损伤容限分析为例对此方法进行介绍。

## 1 蒙皮纵向裂纹损伤容限分析方法简介

对于机身蒙皮纵向裂纹,框作为加强件对蒙皮上的裂纹扩展会起到阻滞作用;由于蒙皮带有曲率,需要考虑增压载荷引起的鼓胀效应;同时壁板加筋结构由于其几何特性,蒙皮上的应力分布会随距离加筋件远近有所变化,因此应力分布因素也需要考虑。

### 1.1 框加筋影响

蒙皮、框组合加筋壁板结构如图 1 所示。从图中可以清晰地看出当蒙皮存在纵向裂纹时,框结构垂直于裂纹,起到支撑蒙皮、阻滞裂纹扩展的作用,

这就是加筋作用。本文采用现有程序计算筋条对于裂纹尖端应力强度因子的影响,依据的计算原理是位移协调法<sup>[1-2]</sup>。

程序的输入包括结构的几何、材料、构型,包括紧固件的定义以及载荷等所有信息;输出结果包括裂纹长度及其对应的加筋影响因子 $\beta$ 及裂纹尖端的应力强度因子。

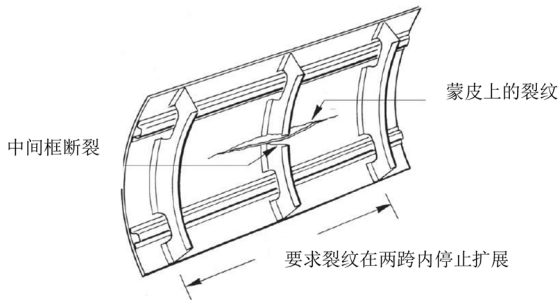


图1 机身蒙皮组合加筋壁板示意图

民机设计中的普通框多采用浮框,浮框结构如图2所示,环向筋条包括框和剪切角片两部分,由于框高度及结构形式的影响,认为只有框的部分单元对于蒙皮上的裂纹扩展起到阻滞作用,因此需要考虑浮框截面面积的有效性。框截面的有效性计算与整个截面的总位移(包括框与角片连接钉的位移、角片自身的剪切位移和角片与蒙皮连接钉的位移)、长桁间距以及框材料等相关。

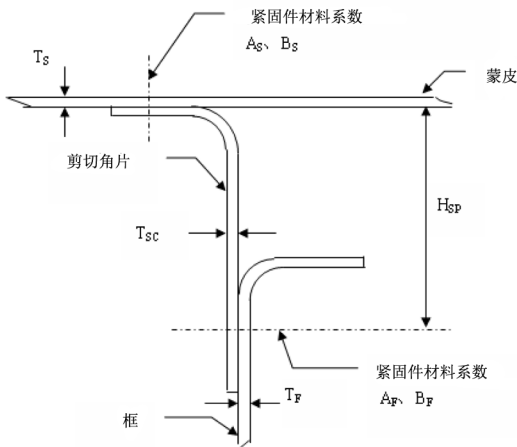


图2 蒙皮、角片以及框之间紧固件示意图

钉的位移公式为<sup>[3]</sup>:

$$\delta_{\text{RIVET}} = P/Ed \cdot [A+B(d/T_1+d/T_2)] \quad (1)$$

其中, $P$ 为载荷; $E$ 为所连接板的材料弹性模量; $d$ 为钉的直径; $T_1$ 和 $T_2$ 分别为所连接的两层板的厚度; $A$ 和 $B$ 为系数,其值如表1所示。

板的剪切位移计算公式:

$$\delta_{\text{SC}} = \frac{P \cdot H_{\text{sp}}}{L \cdot T_{\text{SC}} \cdot G} \quad (2)$$

表1 材料的A、B系数值

	AL	TI	Steel
A	5	4	1.667
B	0.8	0.82	0.86

其中, $P$ 为单位载荷; $H_{\text{sp}}$ 为角片的高度; $L$ 为框间距离除以钉的个数; $T_{\text{SC}}$ 为所计算的板厚; $G$ 为角片材料的剪切模量。

总的位移为:

$$\delta_{\text{TOTAL}} = \delta_{\text{RS}} + \delta_{\text{RF}} + \delta_{\text{SC}} \quad (3)$$

### 1.2 鼓胀效应

自身存在曲率且包含纵向裂纹的曲板结构,在增压载荷作用下会由于增压载荷在裂纹开口区产生的附加弯曲效应导致裂纹尖端应力强度因子的增加,一般用鼓胀效应来描述此种情况。鼓胀效应对裂纹尖端应力强度因子影响很大,因此在分析纵向裂纹时必须加以考虑。目前一般采用Tom swift经验公式,其中 $a$ 是裂纹长度, $R$ 是曲率半径<sup>[4-5]</sup>。

一跨裂纹(筋条完整):

$$\beta = 1 + \frac{1}{2} \left( \frac{10a}{R} \right) \cdot \left( 1 + \cos \left( \frac{2P \cdot a}{L} \right) \right) \quad (4)$$

两跨裂纹(中间筋条断裂):

$$\beta = 1 + \left( \frac{10a}{R} \right) \cdot \cos \left( \frac{P \cdot a}{2L} \right) \quad (5)$$

### 1.3 应力分布影响

在分析筋条影响时,一般认为蒙皮上的载荷是均布的,如图3中工程算法所示,但是实际情况并非如此。由于筋条的作用,整个壁板结构界面应力会随着距离筋条远近产生变化。应力分布变化对不同裂纹长度的裂纹尖端应力强度因子影响很大,因此分析时必须考虑应力分布的影响。应力变化趋势一般来自细节有限元模型<sup>[6]</sup>或非裂纹壁板结构实测值。两个框之间的蒙皮应力分布趋势示例如图3所示,数据来自于试验结果,其中横坐标 $a$ 是裂纹长度, $L$ 是框间距离。

## 2 理论分析与试验对比

### 2.1 结构信息

算例的几何属性包括材料、尺寸、加工类型等都由表2给出。

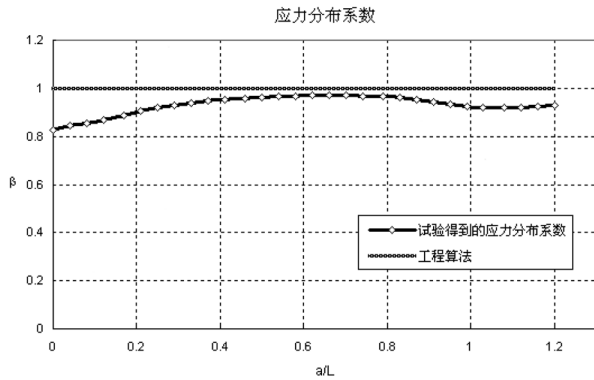


图3 两跨断框裂纹蒙皮应力分布系数

表2 算例几何属性

结构	材料	间距 / mm	厚度 / mm	直径 / mm	类型
蒙皮	AL-2524	--	凸台:2.4; 普通区域:2	--	化铣(曲率半径:3340)
长桁	AL-7075	202.6	2.0	--	型材
框	AL-7075	635.0	上缘条:3.0; 其他:2.4	--	钣金
角片	AL-2024	635.0	2.0	--	钣金
钉	AL-2024	5D	--	角片与框:5.6 角片与蒙皮:4.8	NAS1097AD4 个数都为6个

## 2.2 计算结果

图4所示为采用本文计算方法对蒙皮纵向裂纹计算得到的修正因子,包括应力分布影响的考虑,加筋影响的考虑以及鼓胀因子,将这三种影响因子综合形成最终的修正系数。

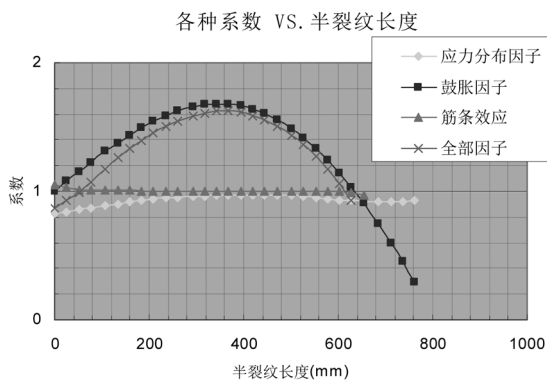


图4 由本计算方法得到的β曲线图

## 2.3 裂纹扩展寿命对比

得到上述修正系数后,用Forman的 $da/dN$ 公式进行裂纹扩展计算<sup>[7]</sup>。由图5曲线对比可看出,计算结果和试验结果吻合较好;由Forman公式计算

出来的临界裂纹长度为304.8mm,寿命为29122次循环;而试验结果为528.5mm,寿命为30903次循环。其中计算得到的寿命约为试验结果寿命的94.2%,对比结果说明本方法具有足够的精确度。

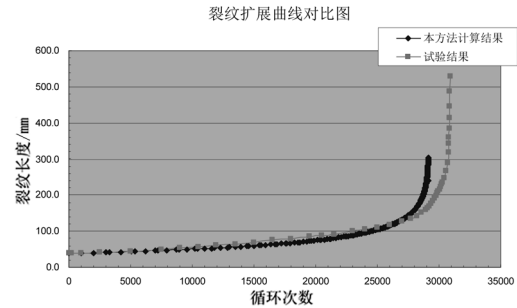


图5 两种计算方法的寿命以及试验结果对比图

## 2.4 对比剩余强度曲线

本方法采用蒙皮材料的断裂韧性 $K_{IC}$ 以及R曲线可以得到其临界裂纹长度为304.8mm,并且以此计算得到结构的剩余强度曲线<sup>[8]</sup>,如图6所示。在试验中,当裂纹达到304mm时,进入剩余强度试验,结构在100%的限制载荷作用下3s内无破坏,裂纹处于稳定状态;继续加载至105%时,发生快速断裂,裂纹失稳扩展,结构失效。

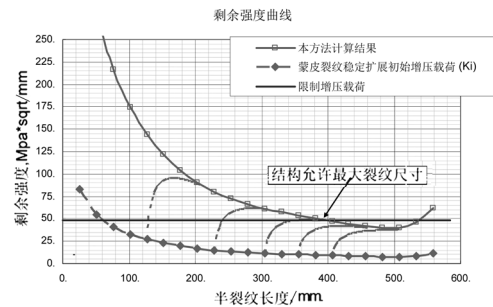


图6 剩余强度曲线图

## 3 结论

本文对民用飞机机身蒙皮壁板结构损伤容限的分析方法(主要针对纵向两跨裂纹中间断框的情况进行分析)进行探讨,用本方法的计算结果与试验数据对比吻合较好,说明了计算方法的实用性及有效性。

## 参考文献:

[1] Tom Swift. Damage Tolerance Technology—Stress Analysis Oriented Fracture Mechanics. 2000.

(下转第88页)

制定制度时,需要正确理解国家政策,同时结合本单位实际情况,广开言路,归纳集中。制度执行过程中应注意执行的严肃性,做到良好沟通、有效监督和考核。

### 2.7 采购管理

预研课题采购管理是从外部获得课题研究所需的产品和服务等。依据课题进度计划实施采购活动,需保证所采购的产品满足课题进度和质量要求。采购合同的质量保证条款至少须与课题的质量计划一致。

预研课题采购管理过程主要包括制定采购计划、规划招标、选择供应商、合同签订、合同管理、合同结束。

### 2.8 沟通管理

预研课题沟通管理是对课题研究过程中所有信息、想法以及问题的交流传递,保证课题信息及时准确的收集、存储、使用及处理。管理者和科研人员之间的沟通有助于准确传递课题信息和管理要求、对课题执行情况进行有效把握、及时得到问题和反馈。课题成员之间的沟通有助于营造健康和谐的科研气氛、调动主动性和积极性、及时发现和解决问题等。

沟通管理过程主要包括沟通计划、信息传递、信息反馈。

### 2.9 质量管理

质量是航空人的生命,质量管理是民机预研课题管理的重中之重。预研课题质量管理是通过课题过程中各项活动进行质量控制,以确保至少满足承诺的课题质量要求。预研课题涉及的生产和试验的质量管理与飞机型号的生产试验管理内容

基本相同。

预研课题质量管理过程主要包括质量计划、质量保证、质量控制。

### 2.10 验收管理

预研课题验收管理主要是按照项目任务书、课题合同中规定的内容和验收标准来对课题进行验收。验收前,课题项目组应对课题进行全面自测,根据课题任务书的指标要求,拟定测试和验收大纲,并经过审核和批准。课题管理部门组织课题验收评审。

## 3 结论

有效的预研课题管理有利于控制课题风险,降低成本,提升质量,提高课题成功率。新形势下,民用飞机预研课题管理须紧跟国家科技部、工信部相关政策和要求,与时俱进,真正理解预研课题与民机型号之间的需求牵引和技术推动的辩证关系,建议建立统一的预研课题监管平台,完善管理制度。

### 参考文献:

- [1] 卢黄丽. 预研课题质量管理研究[J]. 国防技术基础, 2009, 12: 25-28.
- [2] 张居凤, 汪玉, 夏贵进. 国防预研项目立项评价与决策方法研究[J]. 科技进步与对策, 2011, 14: 117-120.
- [3] 盛军. 企业预先研究课题的风险管理[J]. 企业发展, 2009, 05: 29-30.
- [4] 柴成颖. IT 预研项目管理模式研究[J]. 经营管理者, 2012, 15: 9-11.

(上接第 36 页)

[2] Tom Swift. Fracture Analysis of Stiffened Structure. Damage Tolerance of Metallic Structures: Analysis and Application, ASTM STP 842, J. B. Chang and J. L. Rudd, Eds., American Society for Testing and Materials, 1984: 69-107.

[3] Tom Swift. Damage tolerance in pressurized fuselages. 11th Plantema Memorial Lecture.

[4] Catherine A. Bigelow, John G. Bakuckas, Jr., Paul W. Tan, et al. Crack Bulging effects in longitudinal cracks in pressurized narrow body aircraft[C]// Proceedings of the 21st Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. France: June 27-29, 2001.

[5] Chen D, Schijve J. Bulging of Fatigue Cracks in a Pressurized Aircraft Fuselage [J]. Faculty of Aerospace Engineering, 1900: 277-291.

[6] E. F. Rybicki, M. F. Kanninen. A Finite Element Calculation of Stress Intensity Factors by a Modified Crack Closure Integral[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1977, 9: 931-938.

[7] David Broek. Elementary engineering fracture mechanics [M]. Martinus Nijhoff Publishers, 1982.

[8] Rooke D P, Cartwright D J. Compendium of Stress intensity factors [M]. London: Her Majesty's Stationery Office, 1974: 18-25.