

# 修理问题中层压板特性的工程估算方法

童谷生<sup>1</sup> 章 钢<sup>2</sup>

(1 华东交通大学土木建筑学院, 南昌 330013)

(2 洪都航空集团科技开发部, 南昌 330024)

**文 摘** 研究了层压板修理中对无损、开孔以及具冲击损伤情况下力学性能的简便工程计算方法。根据自行设计的试验及其相关文献的试验结果,采用 Heselhurst 关于层压板弹性常数及强度的估算方法对数据进行了分析,同时把其对开孔板得到剩余强度的估算方法推广到含冲击损伤在内的损伤结构剩余强度。多种材料体系和铺层方式组成的层压板的试验和计算对比表明,该工程算法给出的精度大都在 20% 以内。因此可以用该算法来确定结构的修理容限的下限。

**关键词** 层压板,冲击损伤,修理容限,剩余强度

## An Engineering Approach to Evaluation of Mechanical Properties of Composite Laminate

Tong Gusheng<sup>1</sup> Zhang Gang<sup>2</sup>

(1 East China Jiaotong University, Nanchang 330013)

(2 Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024)

**Abstract** An engineering method evaluating mechanical properties of composite laminate with impact damage, hole and undamaged sample is presented. Experiment results of the strength and equivalent elastic characteristic of different material system and layer up's laminate are analyzed by using Heselhurst's formula. At the same time, residual strength of a laminate after impact can be estimated by using the method for damaged hole with the errors within 20%. By using the engineering method, it can be easily determined whether the damaged area of a laminate is within repair tolerance.

**Key words** Laminate, Impact damage, Repair tolerance, Residual strength

### 1 引言

纤维增强层压板的强度问题,包括无损层压板的强度和具冲击损伤和开孔板的强度计算方法。由于影响因素很多,破坏形式复杂,试验数据分散,研究还不成熟<sup>[1-3]</sup>。尤其在复合材料飞机结构的修理设计中,一种快速、简便又具有一定工程精度的损伤结构强度估算方法具有极其重要的意义。

本文利用 Heselhurst<sup>[4]</sup>的层压板强度的估算公式结合作者自己的研究<sup>[5-6]</sup>,将无损、带孔及具冲击损伤板的强度结合点应力准则和平均应力,用来估算结构强度并估算修理容限的下限,多种层压板试验结果和计算对比表明,该算法具有较高的精度完全可以用于工程板的修理设计。

### 2 基本假设

考虑到工程实际中大多数层压板采用的是正交各向异性层压板(简称工程板),因此在下面分析中提出如下的假设和限制。

#### 2.1 假设

为简化分析,提出如下的假设:(1)构件受均匀应变的作用;(2)不考虑环境影响,虽然湿热等环境因素可能引起材料性能的变化;(3)工程材料性能常数不变;(4)不考虑层间应力;(5)不考虑尺寸效应。

#### 2.2 限制

对层压板结构及荷载提出了如下限制:(1)只适用于正交各向异性层压板;(2)层压板只包括以下四

收稿日期:2005-11-21;修回日期:2006-01-23

作者简介:童谷生,1962年出生,教授,主要从事复合材料结构损伤及加固研究

种可能的铺层角,即  $0^\circ$ 、 $90^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ ; (3) 层压板只受轴向载荷。

### 3 无损复合材料层压板强度和刚度计算——理论概括

对于无损复合材料层压板处于复杂应力状态情况,目前只有采用 Tsai - Hill 或 Tsai - Wu 等人的算法来计算其强度。但是对于处于单向应力状态下的层压板建议可以采用经验公式<sup>[4]</sup>来计算复合材料层压板的强度。尤其确定修理容限的过程中可以根据结构损伤所处的部位和设计资料先估算拉压强度、剪切强度、面内刚度等数据。同时根据结构损伤的部位和大小估算结构的剩余强度,从强度意义上判断结构是否需要补强。

#### 3.1 拉压强度

主轴方向的拉压强度由下式确定

$$\sigma_{ult} = X \frac{F_1}{100} \quad (1)$$

其中

$$F_1 = \left(0.9 + \frac{\nu_0^2}{10}\right) P_0 + \frac{1 - \nu_{xy}}{4} P_{45} + \frac{1 - \nu_{xy}\nu_0}{10} 100 \quad (2)$$

式中,  $\nu_0$  为单向板面内泊松比;  $\nu_{xy}$  为层压板等效面内泊松比;  $X$  为单向板纵向拉压强度;  $P_0$  为  $0^\circ$  层所占百分数;  $P_{45}$  为  $\pm 45^\circ$  层所占百分数。计算横向强  $\sigma_{ult}$  时只要将(2)式中的  $P_0$  和  $P_{90}$  互换即可。

#### 3.2 剪切强度

层压板的剪切强度可以通过下式来计算

$$\sigma_{ult6} = X \frac{F_5}{100} \quad (3)$$

其中

$$F_5 = 0.5 [0.55 P_{45} + 0.1 (P_0 + P_{90})] \quad (4)$$

表 1 材料体系 T300/xx 及铺层方式 A ~ D 在拉伸情况下的计算和试验值比较<sup>[1]</sup>

Tab. 1 Comparison of elasticity and strengths between prediction and test results for laminate A to D of T300/xx

试验及估算值	$\nu_{xy}$	误差/%	$E_x$ /GPa	误差/%	$\sigma_{ult}$ /MPa	误差/%
A 试验	0.522		62.90		716	
估算 1	0.526	0.76	68.51	8.19	685.11	-4.5
估算 2	0.532	1.87	69.19	9.09	781.29	8.36
B 试验	0.437		66.60		890	
估算 1	0.463	5.46	70.64	5.72	706.42	-25.98
估算 2	0.465	5.94	71.50	6.85	805.79	-10.45
C 试验	0.433		43.30		519	
估算 1	0.474	8.73	46.40	6.68	464.03	-11.85
估算 2	0.476	9.09	46.92	7.72	528.80	1.85
D 试验	0.809		40.7		492	
估算 1	0.77	-5.06	43.48	6.39	434.79	-13.16
估算 2	0.772	-4.7	43.89	7.27	494.67	0.539

注:1) 误差计算采用的是(计算值 - 试验值)/计算值  $\times 100\%$ 。

从表 1 可以看出用以上算法算出的几个物理量和试验值是很接近的,另外计算结果还偏于保守。

式中,  $P_{90}$  为  $90^\circ$  层所占百分数。

### 3.3 等效面内工程弹性模量和泊松比

层压板的等效面内工程弹性模量可以通过式(5)和式(6)来预测

$$E_x = E_1 \frac{F_1}{100} \quad (5)$$

$$G_{xy} = E_1 \frac{F_6}{100} \quad (6)$$

其中

$$F_6 = 0.264 P_{45} + 0.028 (P_0 + P_{90}) \quad (7)$$

式中,  $E_1$  为单向板纵向弹性模量,  $E_x$  为层压板拉压等效模量,  $G_{xy}$  为层压板等效面内剪切模量。

层压板的等效面内泊松比可以由下式确定

$$\nu_{xy} = \frac{2.5 P_{45} + 100 \nu_0}{2.5 P_{45} + 9 P_{90} + 100} \quad (8)$$

$$\nu_{yx} = \nu_{xy} \frac{E_y}{E_2} \quad (9)$$

式中,  $E_2$  为单向板横向弹性模量。

### 3.4 强度和刚度计算与试验结果比较——算例

材料体系 T300/xx, 单向层压板材料常数分别按两组数据进行计算,其中一组数据来自文献[7],  $E_1 = 143$  GPa,  $\nu_0 = 0.31$ ,  $X = 1430$  MPa, 这里  $X$  为 B 基准值。另一组数据按单向层压板的材料性能测试的平均(五个试件测试的平均)值有  $E_1 = 144.9$  GPa,  $\nu_0 = 0.328$ ,  $X = 1633$  MPa。按以上两组数据并按估算公式(1)、(2)、(5)和(8)分别计算泊松比、等效拉伸模量和拉伸强度和试验值比较可见表 1。对应四种铺层方式如下 A 为  $[\pm 45^\circ/90^\circ/0^\circ]_3/[(\pm 45^\circ)_2/0^\circ]_1$ , B 为  $[\pm 45^\circ/90^\circ/0^\circ]_2/[\pm 45^\circ/0^\circ]_1$ , C 为  $[\pm 45^\circ/90^\circ/0^\circ/\pm 45^\circ]_1$ , D 为  $[\pm 45^\circ/0^\circ/\pm 45^\circ]_1$ 。

另外一组材料性能数据和试验结果都来自文献[8], 材料为 T300/QY8911, 材料性能数据和层压板

的性能数据都为试验平均值,表2给出两种层压板对应铺层方式为E:[0°/90°/±45°]及F:[45°/0°₂/-45°/0°₂/90°/0°],在拉伸情况下的试验值和计算结

果对比。资料中其他铺层情况可类似计算,篇幅所限,这里不给出。

表2 材料体系 T300/QY8911 及铺层方式 E~F 在拉伸情况下的计算和试验值比较

Tab. 2 Comparison of elasticity and strength between prediction and test results for laminate E and F of T300/QY8911

试验及估算值	$\nu_{xy}$	误差/%	$E_x$ /GPa	误差/%	$\sigma_{ult}$ /MPa	误差/%
E 试验	0.25		105.3		1369.00	
估算	0.26	5.16	107.66	2.19	1234.50	-10.89
F 试验	0.33		93.30		1145.00	
估算	0.35	6.13	94.32	1.08	1081.50	-5.91

为了验证以上算法具有一般性,还对其他几种材料在室温条件下光滑层压板的拉伸和压缩强度进行了计算,计算结果与试验值(数据来自内部资料)比较一般误差都在20%以内。如T700/5428材料体系

(G试验)及T300/5405材料体系(H试验),铺层比例为 $P_0:P_{45}:P_{90}=33:57:10$ 的情况下的试验和计算结果见表3。

表3 T700/5428、T300/5405 两种材料体系拉(压)试验结果与计算结果比较

Tab. 3 Comparison of elasticity and strengths between prediction and test results on laminate G and H of T300/5428

试验及估算值	$E_x$ (拉)/GPa	误差/%	$E_x$ (压)/GPa	误差/%	$\sigma_{ult}$ (拉)/MPa	误差/%	$\sigma_{ult}$ (压)/MPa	误差/%
G 试验	59.58		59.39		1071.40		549.40	
估算	65.39	-9.76	65.39	-10.11	970.29	9.44	541.56	1.43
H 试验	69.01		56.12		702.40		570.90	
估算	65.88	4.54	65.88	-17.39	709.72	-1.04	581.96	-1.93

从以上各表可以看出用以上估算方法估算的模量和强度值都与试验值很接近。用单向层压板强度典型值估算的结果比用B基准值估算的值大一些。还要注意,对拉压强度不同的材料体系,估算中应分别采用单向层压板的拉压强度才能获得层压板较精确的估算值。

### 3.5 构件设计应力(等效应力)

考虑到真实飞机结构上的构件设计应力通常难以分析,因此可以按照对复合材料的设计思想(应变设计)先限制其设计应变(对光滑板),用 $\epsilon_{all}$ 表示许用设计应变,则有

$$\epsilon_{all} = \pm \begin{bmatrix} 3000 \\ 3000 \\ 2000 \end{bmatrix} \quad (10)$$

这样,构件的设计应力可以通过常用的应力-应变关系计算。

### 4 含孔、冲击损伤或单一分层损伤层压板结构的修理容限

对具开孔层压板在单向拉伸情况下的强度计算,可通过试验数据与Nuismer-Whitney的点应力和平均应力断裂判据相结合,先试算得到相应的特征长度数据,然后按照该算法预测其他孔径的剩余拉伸或压缩强度。也可采用Tan的算法,因为开孔和冲击损伤情况下的剩余强度虽然也需要先由试验先得出特征

长度,但无需用到多向层压板的强度(只要单向层压板的试验数据)。无论采用上面的哪一种算法,计算表明,可以将穿透孔、冲击损伤在单向载荷作用下的强度问题统一起来处理。处理的方法是:(1)将具有穿透型损伤的孔,测量其最大损伤宽度,然后将孔(可能是不规则的椭圆或其他形状)认为是直径与最大宽度相等的圆估算其剩余强度;(2)对冲击损伤情况,用无损检测测试其垂直于载荷方向的最大损伤尺寸,然后将损伤区域认为是与最大损伤尺寸相当的圆孔,计算相应的特征长度,然后计算剩余强度。

这样经过简化后,便可以用前面讨论过的点应力或平均应力准则来估算其剩余强度。不管是用点应力准则还是用平均应力准则,都必须通过试验测得的开孔板的强度计算得到的特征长度。为了便于应用将前面讨论的分析过程归纳如下几个步骤:

(1)通过有限带孔板试样的试验结果,结合点应力或平均应力准则计算出其相应的特征长度 $\alpha_0$ 或 $d_0$ ;

(2)计算在给定损伤尺寸(孔径)的情况下计算应力集中因子;

(3)计算含孔或具冲击损伤层压板的剩余强度,冲击损伤板的特征长度由冲击损伤试验结果和点应力或平均应力准则另外拟合或采用带孔板试验得到的特征长度进行保守估算;

(4) 计算损伤结构件的安全系数,判断是否满足损伤容限的要求(是否要修理)。

一般的复合材料层压板带穿透型孔或冲击损伤和分层都可以将其简化为圆形开孔来处理。只是应用中对其载荷形式和损伤形式加以区分,另外就是特征长度对不同的损伤会有所不同。如果特征长度数据已经得到,则可以按下面的算法决定复合材料层压板结构是否需要修理。

#### 4.1 按点应力准则确定修理容限下限

(1) 计算含孔板的应力集中系数

根据点应力准则,开孔板的强度可以通过下式得到

$$\sigma_c^* = \frac{2\sigma_b}{2 + \xi^2 + \xi^4 - (K_T^* - 3)(5\xi^6 - 7\xi^8)} \quad (11)$$

从式(11)可见,可以将开孔板的强度看成无损板的强度除以一个广义的应力集中系数

$$K_{inf} = \frac{2 + \xi^2 + 3\xi^4 - (K_T^* - 3)(5\xi^6 - 7\xi^8)}{2} \quad (12)$$

其中

$$\xi = \frac{R}{R + d_0} = \frac{D}{D + 2d_0} \quad (13)$$

式中, $R$ 和 $D$ 分别表示损伤孔的半径和直径。

$$K_T^* = 1 + \sqrt{\frac{2}{A_{22}} \left( \sqrt{A_{11}A_{22} - A_{12}^2} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2A_{33}} \right)} \quad (14)$$

式中, $A_{ij}$ 为层压板的面内刚度。

(2) 计算含孔板的剩余强度

$$\sigma_N = \frac{\sigma_{ult}}{K_{inf}} \quad (15)$$

(3) 计算安全系数

损伤构件的安全系数可以通过下式计算

$$F_s = \frac{\sigma_N}{\sigma_0} \quad (16)$$

式中, $\sigma_0$ 为光滑板许用设计应力。如果 $F_s > 1$ ,则表示结构从强度来讲是安全的;反之,如果 $F_s < 1$ ,则需要补强。

#### 4.2 按平均应力准则确定修理容限下限

计算含孔板的应力集中系数

$$K_{inf} = \frac{2 - \zeta^2 - \zeta^4 + (K_T^* - 3)(\zeta^6 - \zeta^8)}{2(1 - \zeta)} \quad (17)$$

其中

$$\zeta = \frac{R}{R + \alpha_0} = \frac{D}{D + 2\alpha_0} \quad (18)$$

式中, $\alpha_0$ 为特征长度。

其他步骤与点应力的情况相同。

值得注意的是:试验中采用的都是小试件,因此当孔宽/板宽比较大时一般对应力集中系数需要采用有限宽度修正,但其适用范围是孔径和孔宽比应小于1/3。根据文献[5]和前面的论述,为了简便可以直接采用各向同性板的修正系数,即将 $K_T^*$ 修正为

$$K_{T1} = K_T^* \frac{2 + (1 - D/W)^3}{3(1 - D/W)} \quad (19)$$

前面各节归纳包括无损与损伤板强度估算的一整套工程算法,且均有算例理论值与试验值比较。对于具有穿透型孔或冲击损伤(包括浅部分层和裂纹)的强度问题,其相应的分析与比较可见文献[5~6]。这样都可以根据实际结构的安全储备情况确定修理容限的下限。至于修理容限的上限则要结合修理工艺水平和经济效益综合考虑。

#### 5 结论

对无损和损伤工程层压板弹性特性和强度给出了能满足工程精度要求的简便计算方法。把Heslehurst的工程算法推广到含冲击损伤在内的损伤结构剩余强度。多种材料体系和铺层方式组成的层压板的试验和计算对比表明,该工程算法给出的精度大都在20%以内。因此可以用该算法来确定结构的修理容限的下限。本算法的优点是无需特别的复合材料结构方面的知识也不需要复杂的计算,工程维护人员只要知道损伤结构部位的铺层方式和单层板的材料特性、开孔和损伤板的特征长度,利用计算器便可完成相应的估算,因此是值得推广的算法。

#### 参考文献

- 1 王震鸣,范赋群主编. 复合材料及其结构的力学进展. 第二册. 广州:华南理工大学出版社,1992:272~282
- 2 王震鸣,杜善义等主编. 复合材料及其结构的力学、设计、应用和评价. 第二册. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1998:20~60
- 3 杨乃宾,章怡宁编著. 复合材料飞机结构设计. 北京:航空工业出版社,2002:43~55
- 4 Pikard L S, Heslehurst B. Accuracy of a simple hole damage analysis method in composite structures. In: 37<sup>th</sup> International SAMPE Symposium, 1992:321~332
- 5 童谷生. 复合材料结构损伤修理容限与修理工艺研究. 南京航空航天大学博士后出站报告,2003
- 6 童谷生. 复合材料层压板低能量冲击后剩余抗压强度的工程估算. 机械工程材料,2004;(3):19~21
- 7 沈真等. 复合材料结构设计手册. 北京:航空工业出版社,2001:618
- 8 沈真. 复合材料飞机结构耐久性/损伤容限设计指南. 北京:航空工业出版社,1995:230

(编辑 任涛)