

复合材料双搭接接头拉伸强度研究

刘 遂¹, 关志东¹, 郭 霞¹, 刘 佳²,
邱太文², 孙 凯², 陈 萍²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 中国商飞上海飞机制造有限公司 复合材料中心, 上海 200436)

摘要: 对不同胶层厚度的复合材料双搭接接头拉伸强度进行了试验研究, 结果表明接头的破坏模式是胶层剪切破坏, 并且接头的极限强度随胶层厚度的增加而增大。在此基础上建立解析模型对复合材料双搭接接头胶层剪切破坏进行研究, 模型中考虑了复合材料层板单层的各向异性及胶层的理想弹塑性材料属性, 通过与有限元模型计算结果进行对比, 验证了解析模型在计算胶层剪切应变/应力分布时的有效性。解析模型使用最大剪切应变准则计算接头的极限拉伸强度, 计算得到的接头极限强度与试验结果吻合良好。

关键词: 复合材料结构; 双搭接接头; 解析模型; 有限元模型

DOI: 10.3969/j.issn.1005-5053.2012.5.015

中图分类号: V257

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2012)05-0086-06

近年来, 随着复合材料在飞机结构中用量的激增, 复合材料结构的修理问题越来越受到人们的重视, 而复合材料结构的双面贴补修理, 因其有修理过程简单、修理后结构对称等优点^[1]而广受关注。在研究复合材料结构的胶接修理时通常先对胶接接头进行研究, 国外研究人员 Hart Smith 等在上世纪 70 年代就对开始使用解析方法对复合材料接头进行研究^[2-4], 最近几年, Campilho 等人^[5]从真实的修理结构中提取出了单面与双面搭接接头模型, 并用有限元方法对这两种接头形式进行建模; Ahn 等人^[6,7]在大量试验的基础上建立了解析模型计算双搭接接头与斜搭接接头的极限载荷; Duong 等人^[8]使用解析法和有限元方法对单搭接接头和双搭接接头进行细致的研究。国内学者关志东等^[9,10]对承剪单搭接胶接接头力学性能进行了有限元分析及试验验证, 引入等效塑性应变准则和 J-积分准则对具有不同胶层厚度的单搭接试件的强度进行了预测, 预测结果与试验结果相吻合; 陈列等^[11]对使用不同成型工艺制备的单搭接接头进行了试验并研究了接头的剪切破坏机理及不同成型工艺对接头剪切强度的影响。以上研究成果为复合材料结构的贴补修理设计提供

了理论基础。

与有限元方法相比, 解析方法在保证计算精度的同时有更高的计算效率, 并且可以更准确地反映结构特征参数对力学性能的影响, 对工程设计起着更直接的指导。因此, 解析方法这一研究手段在研究胶接接头力学性能时, 已经得到了广泛的应用。

本工作使用解析方法对双搭接接头进行建模, 并根据胶层材料的非线性力学响应, 在模型中使用理想弹塑性材料属性对胶层进行处理。与文献^[2]相比, 本文在处理接头中的复合材料层板时考虑了各单层的各向异性材料属性, 使计算结果更接近实际情况。解析模型中使用最大剪切应变准则计算胶层的破坏载荷, 并通过与有限元模型及试验结果的对比, 验证了解析模型的正确性。

1 试验

所有双搭接接头试验件层板的铺层顺序均是 $[0/45/0/-45/90/0]_{2s}$, 补片的铺层顺序均是 $[0^\circ/45/0/-45/90/0]$ 。试件层板和补片均使用 CY-COM977-2-35% -12KHTS-268 型预浸料制成, 以 METLBOND1515-4M 型胶膜作为胶层材料。固化后预浸料的单层厚度为 0.125mm。图 1 中是试验件的外形尺寸, 通过参考文献[12]确定接头的搭接长度为 12.7mm。接头胶层的固化过程使用烘箱完成。试验过程中考察不同胶层厚度对接头极限载荷的影响, 使用 WDW-100A 型电子式试验机进行加

收稿日期: 2011-11-08; 修订日期: 2012-04-09

作者简介: 刘遂 (1986—), 男, 博士研究生, 主要从事非金属材料性能研究, (E-mail) liusui@ase.buaa.edu.cn

通讯作者: 关志东, 男, 教授, (E-mail) zdguan@buaa.edu.cn。

载。结果表明所有试件的破坏模式均为胶层剪切破坏。试件夹持状况和破坏模式见图 2。具体试验结果见表 1。

表 1 不同胶层厚度双搭接接头试验结果
Table 1 Test results for double-lap joints with different adhesive thickness

Thickness of adhesive/mm	Average ultimate tensile load/kN	Failure mode	Specimen number
0.125	10.39	Adhesive shear failure	3
0.250	14.65	Adhesive shear failure	6
0.375	16.78	Adhesive shear failure	3

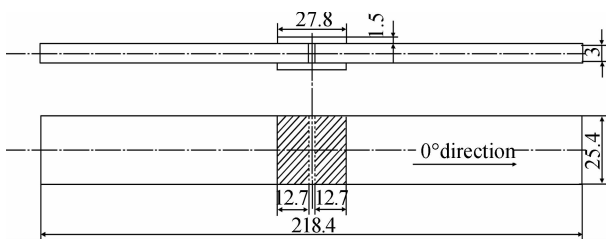


图 1 双搭接接头试件几何尺寸

Fig. 1 Geometry of double-lap joint specimen

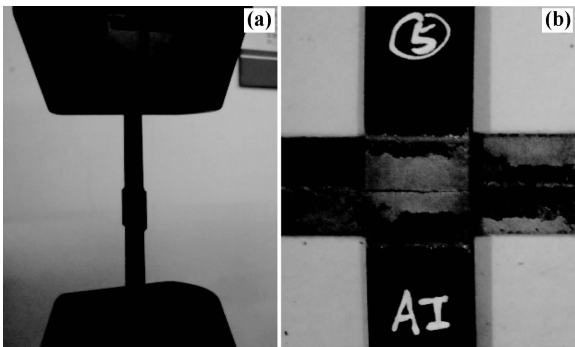


图 2 试件夹持情况 (a) 和接头失效模式 (b)

Fig. 2 Specimen on jig (a) and failure mode of double-lap joint (b)

2 解析模型

2.1 问题描述

研究图 3 中在轴向拉伸外载荷 P 作用下的双搭接接头胶层,由于接头的对称性,可以取 1/2 模型进行分析。图中 L 表示接头搭接长度, t_p , t_l 和 h 分别表示接头补片厚度、层板厚度以及胶层厚度。

实际使用的胶层材料通常表现出非线性的力学响应,本文在分析过程中使用图 4 中的理想弹塑性等价曲线代替真实的胶层应力-应变曲线,该等价曲线由线性段和常应力平台构成^[4]。经过这样的简

化后,可以使用剪切模量 G 、屈服剪切应力 τ_Y 以及极限剪切应变 γ_{ult} 这三个量来描述胶层的理想弹塑性应力应变关系。

对于搭接长度较短且补片厚度较薄的接头,接头的主导破坏模式是胶层剪切破坏^[2],这一观点已得到本文 1 部分中的试验结果验证。基于此本文的主要任务是使用解析方法确定接头胶层中的剪切应变、剪切应力分布,并确定胶层的剪切破坏强度。

2.2 基本假设

为了推导双搭接接头胶层剪切应变分布的解析模型,在分析过程中作如下假设:

- (1) 被胶接件是各向异性复合材料且受载荷作用时处于出线弹性、小变形状态;
- (2) 忽略被胶接件的剪切变形;
- (3) 胶层受载荷作用时表现出理想弹塑性的材料属性;
- (4) 胶层厚度足够小,忽略胶层的纵向正应力,且胶层的剪切应力沿厚度方向不变。

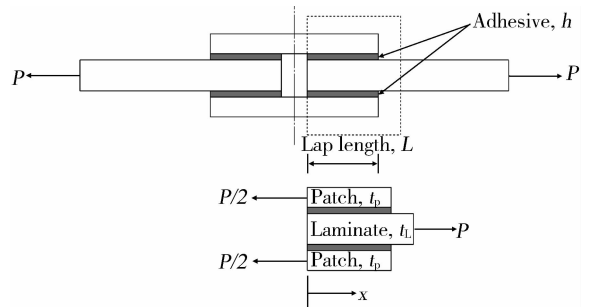


图 3 复合材料双搭接接头模型

Fig. 3 Composite double-lap joint model

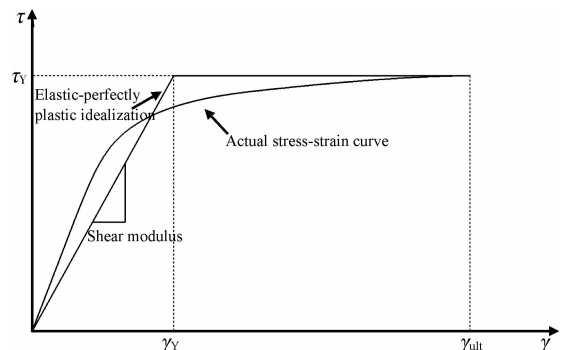


图 4 胶层剪切理想弹塑性应力应变关系

Fig. 4 Elastic-perfectly plastic idealization of adhesive shear stress-strain relationship

2.3 微分方程

以图 5 中的双搭接接头微元体为研究对象进行

受力分析,得到式(1)中的力平衡方程,其中 N_L 和 N_p 分别表示接头层板和补片中所受到的单位宽度轴向载荷, τ 表示胶层的剪切应力。

$$\begin{aligned} \frac{dN_L}{dx} - 2\tau &= 0 \\ \frac{dN_p}{dx} + \tau &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

图6是微元体的变形图,根据变形协调条件可以得到式(2),式中 ε_{x_L} 和 ε_{x_p} 分别表示接头层板和补片在受载过程中产生的正应变, h 表示胶层的厚度, γ 表示胶层的剪切应变。

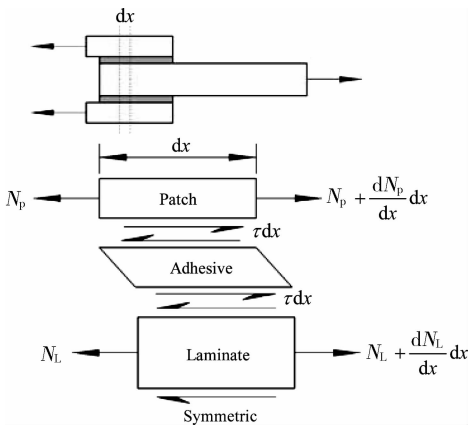


图5 双搭接接头微元体受力分析

Fig.5 Loads analysis on dx section of double-lap joint

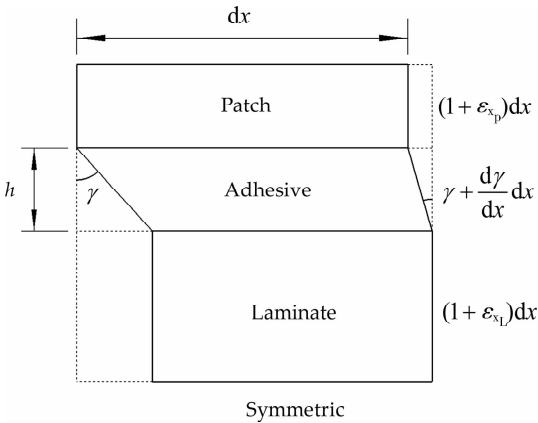


图6 双搭接接头微元体变形分析

Fig.6 Deformations analysis on dx section of double-lap joint

$$(\varepsilon_{x_L} + 1)dx + \gamma h = (\varepsilon_{x_p} + 1)dx + (\gamma + \frac{d\gamma}{dx}dx)h \quad (2)$$

对式(2)进行化简后得到式(3):

$$\frac{d\gamma}{dx} = \frac{\varepsilon_{x_L} - \varepsilon_{x_p}}{h} \quad (3)$$

使用式(4)中的公式对被胶接件的正应变进行处理:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{x_L} &= a_{11_L} N_L \\ \varepsilon_{x_p} &= a_{11_p} N_p \end{aligned} \quad (4)$$

式中 a_{11_L} 和 a_{11_p} 分别是接头补片和层板柔度矩阵中的11系数,确定层板柔度矩阵系数的方法在文献[13]中有详细的介绍,这里不再赘述。

将式(1)、式(4)代入式(3)得到式(5)。

$$\frac{d^2\gamma}{dx^2} = \frac{1}{h}(2a_{11_L} + a_{11_p})\tau \quad (5)$$

随着载荷 P 的增大,接头胶层将会在两端进入塑性区,故按图7将胶层划分成弹性区和塑性区,图中 x_{p1} , x_{p2} 分别是胶层塑性区的分界点,区域 $[0, x_{p1}]$ 及 $[x_{p2}, L]$ 表示胶层端部的塑性区,区域 $[x_{p1}, x_{p2}]$ 表示胶层中部的弹性区。

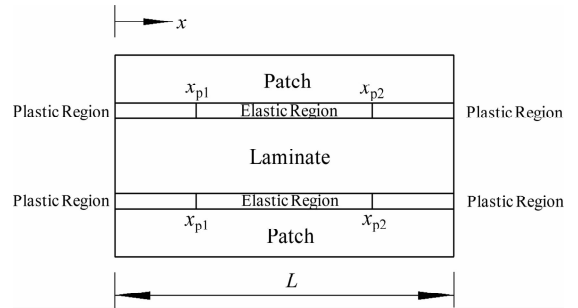


图7 双搭接接头胶层区域划分

Fig.7 Region divisions in adhesive of double-lap joint

根据图4得到胶层的剪切应力应变关系式(6),式中下标 elastic 和 plastic 分别表示弹性区和塑性区。

$$\begin{aligned} \tau_{elastic} &= G\gamma_{elastic} \\ \tau_{plastic} &= \tau_Y \end{aligned} \quad (6)$$

将式(6)代入式(5),得到计算不同区域胶层剪切应变分布的微分方程组。

$$\frac{d^2\gamma_{elastic}}{dx^2} = \frac{G}{h}(2a_{11_L} + a_{11_p})\tau_{elastic} \quad (7.a)$$

$$\frac{d^2\gamma_{plastic}}{dx^2} = \frac{G}{h}(2a_{11_L} + a_{11_p})\tau_Y \quad (7.b)$$

2.4 边界条件

图3中可以得到双搭接接头的载荷边界条件:

$$\begin{aligned} N_L|_{x=0} &= 0, N_p|_{x=0} = P/2, \\ N_L|_{x=L} &= P, N_p|_{x=L} = 0 \end{aligned} \quad (8)$$

加载初始阶段,胶层处于弹性区,使用式(7.a)计算剪切应变。将边界条件(8)代入式(7.a)中可以确定胶层弹性区的剪切应变曲线。当剪切应变曲线端部最大值超过 γ_Y 时,认为胶层端部进入塑性

区,此时使用式(7. b)计算胶层塑性区的剪切应变。

在弹、塑性区的交界处,胶层剪切应变值与胶层的屈服剪切应变值 γ_Y 相同,同时应变曲线在交界处保持连续,同时为了对微分方程进行求解,假设在弹塑性区交界处剪切应变曲线的斜率值不变。根据以上原则可以确定胶层弹塑性区交界处的边界条件:

$$\begin{aligned} \gamma_{\text{elastic}} \Big|_{x=x_{p1}, x=x_{p2}} &= \gamma_{\text{plastic}} \Big|_{x=x_{p1}, x=x_{p2}} = \gamma_Y, \\ a \frac{d\gamma_{\text{elastic}}}{dx} \Big|_{x=x_{p1}, x=x_{p2}} &= \frac{d\gamma_{\text{plastic}}}{dx} \Big|_{x=x_{p1}, x=x_{p2}} \end{aligned} \quad (9)$$

同时结合边界条件式(8)、式(9)可对微分方程组式(7)进行求解,得到胶层剪切应变沿胶接面的分布曲线。

2.5 极限载荷计算

本解析模型使用最大应变准则式(10)作为胶层的破坏判据,即胶层中剪切应变的最大值超过胶层极限剪切应变时,胶层失效,导致双搭接接头破坏。

$$[\gamma] \leq \gamma_{\text{ult}} \quad (10)$$

按照图 8 中的计算流程,使用 MATLAB 作为编程工具,实现对双搭接接头极限载荷的计算。模型中接头的几何尺寸与本工作 1 部分中的试验件尺寸相同,表 2 和表 3 中是解析模型中用到复合材料层板与胶层的材料属性。

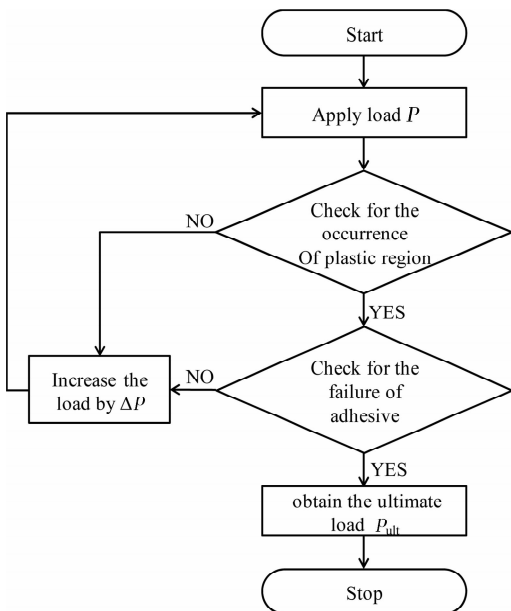


图 8 双搭接接头极限载荷计算流程

Fig. 8 ultimate load algorithm for double-lap joint

表 2 CYCOM977-2-35% -12KH2S-268 型预浸料材料属性^[14]

Table 2 Material properties for CYCOM977-2-35% -12 KH2S-268 pre-preg^[14]

E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	$G_{12} = G_{23} = G_{31}/\text{GPa}$	μ_{12}
137.6	7.91	4.09	0.37

表 3 METLBOND1515-4M 型胶膜材料属性

Table 3 Material properties for METLBOND1515-4M adhesive

E/GPa	G/GPa	τ_Y/MPa	γ_{ult}
1.02	0.39	25	0.082

3 有限元验证

为了验证解析模型的正确性,使用有限元方法对双搭接接头进行建模,并比较两种方法得到的胶层剪切应变、应力的分布曲线。本部分在有限元建模过程中没有采用传统的二维分析方法,即使用二维壳单元来模拟接头;而是在平面模型的基础上沿接头宽度方向进行拉伸,得到三维“窄条”。这种方法首先由 Harman 和 Wang 在文献^[15]中提出。使用“窄条”法得到的模型可以使用三维实体单元,并且可以方便地定义 $\pm 45^\circ$ 单层的方向。本文中双搭接接头有限元窄条模型的宽度定为 0.25mm。

有限元模型选择胶层厚度为 0.25mm 的试件进行模拟,模型的几何尺寸、材料属性以及边界条件均与解析模型相同,使用三维 8 节点单元模拟复合材料层板和胶层,并对胶层部分进行精细的网格划分,将胶层沿厚度方向划分得到 8 层网格。图 9 中显示的是双搭接接头有限元模型。

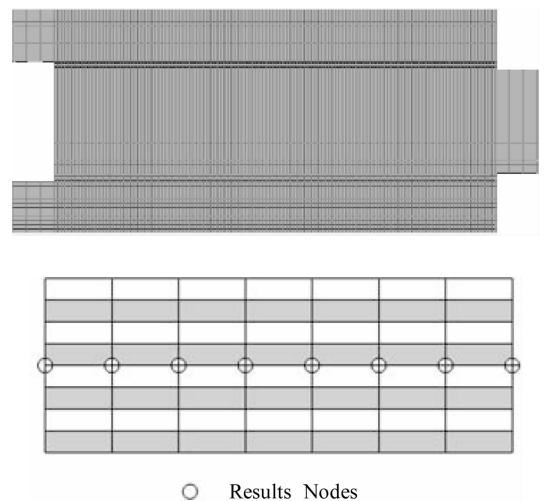


图 9 接头有限元模型网格图(a)和胶层结果节点(b)

Fig. 9 Finite element mesh for joints(a) and results nodes of adhesive(b)

对有限元模型和解析模型施加同样大小的拉伸载荷,得到的图 10 和图 11 中的剪切应变和剪切应力沿胶接面分布曲线。

从图10和图11中可见,使用有限元方法和解析方法得到的胶层剪切应变和剪切应力曲线有良好的重合度,从而验证了解析模型的正确性。

从图中可见,胶层剪切应变和剪切应力的值均随着载荷水平的升高而增大,不同之处在于,胶层进入塑性区后,剪切应力曲线出现平台,平台处的剪切应力值与 τ_y 值相等;而进入塑性区的胶层剪切应变曲线出现明显的上升。以上现象表明,当胶层进入塑性区后,虽然剪切应力值不再变化,但剪切应变值会持续增大,直到胶层最终破坏。因此,使用最大剪切应变准则作为胶层的失效判据是合理的。

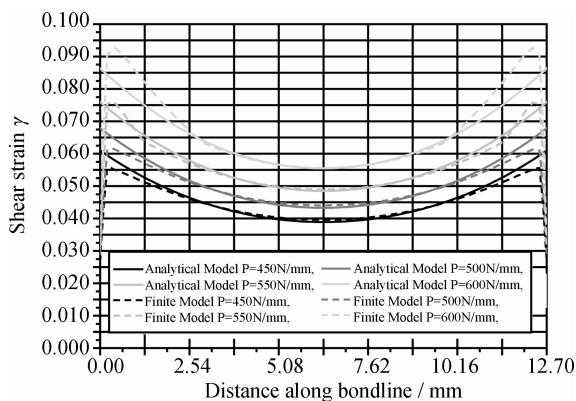


图10 不同拉伸载荷作用下胶层剪切应变沿胶接面的分布

Fig. 10 Adhesive shear strain distribution along bondline under different tensile loads

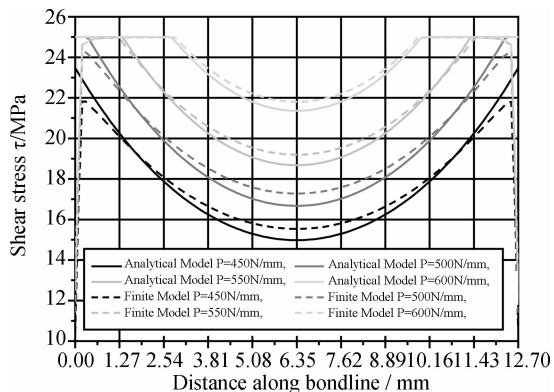


图11 不同拉伸载荷作用下胶层剪切应力沿胶接面的分布

Fig. 11 Adhesive shear stress distribution along bondline under different tensile loads

4 极限载荷比较

在解析模型中使用最大剪切应变准则预测不同胶层厚度下双搭接接头的极限载荷,图12中显示了计算结果与试验结果之间的对比。可见,对不同胶层厚度的试件,解析模型计算得到的极限载荷变化

趋势与试验趋势相同,数值相对误差在0.85%~18.15%之间,说明解析模型的计算结果较为精确。

解析模型和试验结果均表明接头的极限载荷随胶层厚度的增加而增大,原因是增加胶层厚度可以减小应力集中,提高接头的连接强度。但是胶层中的缺陷会随着胶层厚度的增加而增多,进而导致接头极限强度的下降,因此进行设计时,要综合考虑强度与工艺等多方面因素以确定最优的胶层厚度。

当胶层厚度是0.125mm时,由于试验结果偏低导致解析模型和试验之间有最大的相对误差,造成试验结果偏低的可能原因是被胶接件之间贴合度不足^[16],从而导致接头极限强度下降。

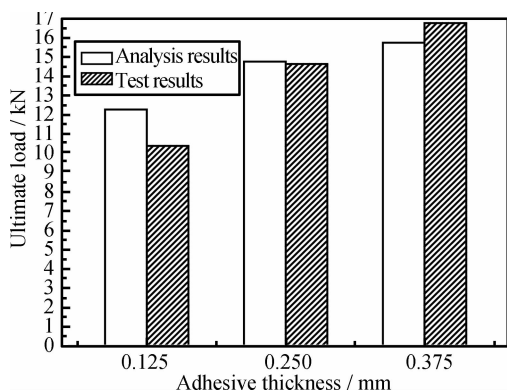


图12 不同胶层厚度双搭接接头极限载荷计算结果

Fig. 12 Analysis ultimate loads of double-lap joints with different adhesive thickness

5 结论

(1) 试验表明对于搭接长度较短、补片较薄的双搭接接头,其主导拉伸破坏模式是接头胶层的剪切破坏;

(2) 通过与有限元模型结果进行对比,证明了使用解析模型可以正确地计算胶层剪切应变/应力沿胶接面的分布情况;

(3) 对于理想弹塑性胶层,使用最大剪切应变准则可以有效地预测胶层的极限载荷,并且计算得到的极限载荷与试验结果吻合良好;

(4) 试验结果与解析模型均表明,接头的极限载荷随着胶层厚度的增加而增大。但从制造工艺角度考虑,胶层不宜过厚,故在设计过程中要综合考虑以得到胶层厚度的最佳值。

参考文献:

[1] ARMSTRONG K B, BEVAN L G, COLE H W F. Care and

- repair of advanced composites[M]. 2nd edition. Warrendale, PA USA: SAE international, 2005: 263 - 265.
- [2] HART-SMITH L J. Adhesive Bonded Double Lap Joints [R]. Washington; NASA CR-112235, 1973.
- [3] HART-SMITH L J. Adhesive Bonded Single Lap Joints [R]. Washington; NASA CR-112236, 1973.
- [4] HART-SMITH L J. Adhesive Bonded Scarf and Stepped-Lap Joint[R]. Washington; NASACR-112237, 1973.
- [5] CAMPILHO R D, MOURA M S, DOMINGUES J J. Modeling single and Double-lap repairs on composite materials [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65:1948 - 1958.
- [6] AHN S H, SPRINGER G S. Repair of composite laminates [R]. Melbourne; DOT/FAA/AR-00/46, 2000.
- [7] AHN S H. Repair of composite laminates[D]. USA, California; University of Stanford, 1997.
- [8] DUONG C N. Composite Repair [M]. Oxford, UK. ELSEVIER BV, 2007:16 - 68.
- [9] GUAN Z D, WU A G, WANG J. Study on ASTM shear-loaded Adhesive Lap Joints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(2):79 - 86.
- [10] YANG C, TOMBLIN J S, GUAN Z D. Analytical modeling of ASTM lap shear adhesive specimens[R]. Washington; DOT/FAA/AR-02/130, 2003.
- [11] 陈列,熊俊江,程泽林. 复合材料单搭接接头的剪切强度对比实验研究[J]. 材料工程, 2009, (11):31 - 35. (CHEN L, XIONG J J, CHEN Z L. Experimental investigation on shear strength of composite single-lap joints[J]. Journal of Materials Engineering, 2009, (11):31 - 35.)
- [12] ASTM D3528-96 Standard Test Method for Strength Properties of Double Lap Shear Adhesive Joints by Tension Loading[S]. West Conshohocken, PA United States; ASTM International, 2002.
- [13] BAKER A, DUTTON S, KELLY D. Composite materials for aircraft structure[M]. 2nd ed. Reston, VA USA: American institute of aeronautics Inc, 2004:172 - 191.
- [14] CYTEC Engineered Materials Inc. Mechanical Properties of CYCOM® 977-2-35% -12KHTS-268 [R]. Arizona United States: Cytec Engineered Materials Inc, 2010.
- [15] HARMAN A B, WANG C H. Analytical and finite element stress predictions in two-dimensional scarf joints [C]//Eleventh Australian international aerospace congress (AIAC-11), Melbourne, Australia, March13 - 17, 2005.
- [16] 中国航空研究院. 复合材料连接手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1994:21 - 22. (Institute of Chinese aviation research. Handbook of composite connection[M]. Beijing: Aviation Industry press, 1994:21 - 22.)

Tensile Strength of Composite Double-Lap Joint

LIU Sui¹, GUAN Zhi-dong¹, GUO Xia¹, LIU Jia², QIU Tai-wen², SUN Kai², CHEN Ping²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Compositemanufacturing center, COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing CO., Ltd, Shanghai 200436, China)

Abstract: An experimental and analytical study on ultimate tensile strength of composite double-lap joints with different adhesive thicknesses is employed in the paper, test results indicate the major failure mode of joints is adhesive shear failure and the ultimate strength of joints increasing with thicker adhesive. Analytical model is developed to investigate the adhesive failure of double-lap joint based on the experiments. The model takes into account anisotropy of each ply in the composite laminates and elastic-perfectly plastic behavior of the adhesive in the joints. The validity of analytical model for calculating shear strain/stress distribution is certified by comparing with finite model results. Maximum shear strain criterion is adopted in the analytical model to predict the ultimate tensile load of double-lap joint. Good agreement of the analytical predictions with the experimental results is obtained.

Key words: composite structure; double-lap joints; analytical model; finite element model