

文章编号:1674-8190(2013)04-509-06

复合材料整体化结合界面失效模拟方法研究

张阿盈

(中国飞机强度研究所 飞机静力与疲劳强度研究一部,西安 710065)

摘要: 复合材料结构界面失效分析有助于复合材料整体化结构细节设计,有必要进行界面失效问题分析。针对复合材料整体化结合界面进行有限元数值模拟失效分析方法研究,对承受不同载荷的结合界面选用不同的建模方法和失效模型。对于层压板失效,在 Tsai-Hill 判据基础上,增加破坏能判据;对于界面失效,提出基于应力、应变和破坏能的多级判据及其衰减方法。结果表明:本文方法建模简单、计算速度较快、计算结果与试验值吻合性好,可为复合材料整体化结构设计提供工程实用的分析方法。

关键词: 复合材料结合界面;有限元;建模技术;失效模型;界面性能参数

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

Study on Failure Simulation of Integrated Composite Bonding Interface

Zhang Aying

(Aircraft Static and Fatigue Strength Research Department 1, Aircraft Strength
Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: Failure analysis of composite structural interface is helpful in composite integrative structure detail design. It is necessary to study failure simulation problem of interface. Numerical finite element modeling techniques and failure analysis methods for integrated composite bonding interface are studied. Different simulation techniques and failure models are adopted for different bonding interfaces. For laminate failure, damage energy criterion is added to Tsai-Hill criterion. Multi-criterion based on stress, strain and damage energy is proposed for interface. It is shown that the research in this paper can provide a quick, simple and relatively accurate engineering utilizable analysis method for integrated composite structure design.

Key words: bonding interface of composite; finite element; modeling techniques; failure model; interface property parameters

0 引言

复合材料结构整体化设计技术,是实现结构低成本、高性能的有效途径。复合材料结构由于其制造工艺的特殊性,不同的结构组分既可直接通过纤维的连续铺放或编织结为一体,也可通过共固化或胶接共固化等途径在复合材料本身的成型过程中整体成型。这些结构往往是两个或多个部件胶接

共固化或是共固化整体成型,如航空结构中常用的多墙结构、多肋结构。整体化的结构形式可减少各类紧固件和相应的连接装配工作量,从而达到结构减重的效果,同时大幅降低结构制造成本。

复合材料结构界面强度分析方法是复合材料整体化结构设计必须解决的首要问题。复合材料结合界面不能单独存在,为了研究其失效机理和失效分析方法,必须选择一种载体作为研究对象,建立合理的力学模型,进行试验和分析,这种载体便是典型单元。

根据结合界面的承载/传载特性,将典型单元分为盒段类单元和壁板类单元。盒段类结构单元是梁、肋、框等腹板与蒙皮的典型组合体,传递面外

收稿日期:2013-07-01; 修回日期:2013-09-12

基金项目:航空科学基金(20120923002)

通信作者:张阿盈,zhangaying@hotmail.com

载荷(拉脱和剪切)。壁板类结构单元是加筋板结构的蒙皮与长桁的典型组合体,正常情况下,蒙皮与长桁承受的轴向载荷是按刚度分配的,两者之间不传递载荷;但当壁板发生局部屈曲时,蒙皮与长桁之间主要传递剪切载荷。

本文针对复合材料整体化结合界面进行有限元数值模拟失效分析方法研究,采用 ABAQUS® 商业化有限元分析软件,建模方法涉及平面应变元、体元、壳元,失效模型包括内聚力模型(Cohesive 元)、USDFLD 自定义场模型^[1],对承受不同载荷的结合界面选用不同的建模方法和失效模型,并提出基于应力、应变、破坏能的多级失效判据及其衰减方法,在试验结果与模拟结果对比分析的基础上规定界面基本力学性能的选取原则。

1 界面失效模型

1.1 Cohesive 元

Cohesive 单元主要用来模拟结构粘接层、复合材料界面层的破坏^[1]。Cohesive 单元的本构行为——牵引—分离模式(Traction-Separation)如图 1 所示。本构关系曲线上升段表示 Cohesive 单元的线弹性行为,下降段表示 Cohesive 单元的刚度衰减及失效过程。

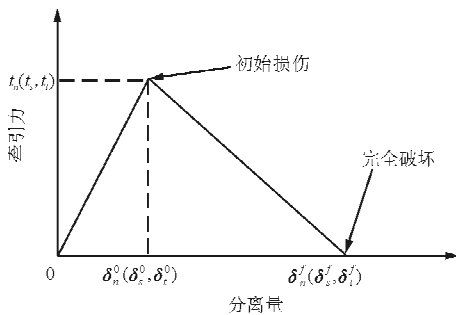


图 1 牵引—分离模式下的本构关系

Fig. 1 Constitutive relation of traction-separation

Cohesive 单元的初始损伤基于应力判据,包括二次应力判据和最大应力判据,典型单元结合界面一般处于复合应力状态,因此选择二次应力判据来判断单元界面初始损伤。判据如下

$$\left(\frac{t_n}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

式中: t_n^0 、 t_s^0 和 t_t^0 分别为法向、第一剪切方向和第二剪切方向的极限应力值。

Cohesive 单元的损伤扩展判据有两种,一种基于能量,另一种基于位移。由于断裂韧性数据便于测量或查找,宜采用基于能量的指数函数形式扩展判据,其具体形式为

$$\left(\frac{G_n}{G_n^c}\right)^a + \left(\frac{G_s}{G_s^c}\right)^a + \left(\frac{G_t}{G_t^c}\right)^a = 1 \quad (2)$$

式中: G_n 、 G_s 和 G_t 分别为法向应力、第一剪切应力和第二剪切应力所做的功; G_n^c 、 G_s^c 和 G_t^c 分别为法向、第一剪切方向和第二剪切方向材料的断裂韧性。

1.2 自定义材料衰减模型

ABAQUS 允许用户通过子程序以代码的形式来扩展主程序的功能,并给用户提供了强大而灵活的子程序接口和应用程序接口^[1]。USDFLD 自定义场模型可以合理选择加载步长,从而节约计算成本。这种分析方法计算结果的准确度主要取决于破坏准则以及材料退化规律的选择是否恰当。本文通过对复合材料典型元件破坏试验进行大量地模拟分析,提出基于应力、应变、破坏能的多级刚度衰减判据和方法。

层压板面内初始损伤选择 Tsai-Hill 准则^[2]。对开孔层压板失效分析及试验研究发现,初始损伤后,材料刚度如果衰减到零,则破坏载荷的分析结果偏低;材料刚度如果衰减到某一常数,载荷—位移曲线只产生一个突降,然后继续上升,试验件无法破坏。为了能让单元完全失效,提出单向纤维破坏能量准则,即当层压板单元 0° 层应变能密度达到单向板拉伸或压缩破坏能量释放率时,该单元完全失效。

单层 Tsai-Hill 准则和单层能量准则表达式如下

$$\text{Tsaihill} = \frac{\sigma_1^2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \quad (3)$$

$$\begin{cases} X = X^T & (\sigma_1 \geq 0) \\ X = X^C & (\sigma_1 < 0) \\ Y = Y^T & (\sigma_2 \geq 0) \\ Y = Y^C & (\sigma_2 < 0) \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} I_0 = \frac{G_1}{G_f} \\ I_{90} = \frac{G_2}{G_m} \end{cases} \quad (5)$$

式中: X^T, X^C, Y^T, Y^C 和 S 均为单向板强度参数; G_f, G_m 分别为单向板纤维方向和垂直于纤维方向

的破坏应变能。

单层的刚度折减方案如表 1 所示。

表 1 单层的刚度折减方案

Table 1 Stiffness reduction scheme of unidirectional lamina

破坏模式	判别式	损伤变量(FV1)	性能退化方案
基体初始失效	$Tsaihill \geq 1$ $ \sigma_2/Y \geq 1$ 或者 $ \sigma_2/Y = \max\{ \sigma_1/X , \sigma_2/Y , \tau_{12}/S \}$ 或者 $ \tau_{12}/S \geq 1$ 或者 $ \tau_{12}/S = \max\{ \sigma_1/X , \sigma_2/Y , \tau_{12}/S \}$	0.5	$E'_{11} = E_{11}$ $E'_{22} = 0.2E_{22}, G'_{12} = 0.2G_{12}$ $G'_{13} = 0.2G_{13}, G'_{23} = 0.2G_{23}$ $\nu'_{12} = \nu_{12}, \nu'_{13} = \nu_{13}, \nu'_{23} = \nu_{23}$
纤维初始失效	$Tsaihill \geq 1$ $ \sigma_1/X \geq 1$ 或者 $ \sigma_1/X = \max\{ \sigma_1/X , \sigma_2/Y , \tau_{12}/S \}$	0.8	$E'_{11} = 0.07E_{11}$ $E'_{22} = 0.2E_{22}, G'_{12} = 0.2G_{12}$ $G'_{13} = 0.2G_{13}, G'_{23} = 0.2G_{23}$ $\nu'_{12} = \nu_{12}, \nu'_{13} = \nu_{13}, \nu'_{23} = \nu_{23}$
基体完全失效	$I_{90} \geq 1$	0.9	$E'_{11} = 0.2E_{11}$ $E'_{22} = G'_{12} = G'_{13} = G'_{23} = 0$ $\nu'_{12} = \nu'_{13} = \nu'_{23} = 0$
纤维完全失效	$I_0 \geq 1$	1.0	$E'_{11} = 0$ $E'_{22} = G'_{12} = G'_{13} = G'_{23} = 0$ $\nu'_{12} = \nu'_{13} = \nu'_{23} = 0$

结合界面采用体元,初始损伤选择二次应力准则,并结合二次应变准则对单元刚度进行二次衰减,最后采用混合能量准则判断单元是否完全失效。

结合界面判据表达式为

$$Quads = \frac{\sigma_{33}^2}{\sigma_0^2} + \frac{\tau_{13}^2}{\tau_0^2} + \frac{\tau_{23}^2}{\tau_0^2} \quad (6)$$

$$Quade = \frac{\epsilon_{33}^2}{\epsilon_0^2} + \frac{\gamma_{13}^2}{\gamma_0^2} + \frac{\gamma_{23}^2}{\gamma_0^2} \quad (7)$$

$$G_{mix} = \left(\frac{0.5\sigma_{33max}\epsilon_{33}}{G_{IC}}\right)^2 + \left(\frac{0.5\sigma_{13max}\epsilon_{13}}{G_{IIC}}\right)^2 + \left(\frac{0.5\sigma_{23max}\epsilon_{23}}{G_{IIC}}\right)^2 \quad (8)$$

式中: σ_0, τ_0 为界面强度参数; ϵ_0, γ_0 为界面许用应变参数; G_{IC}, G_{IIC} 为界面断裂韧性; $\sigma_{33max}, \sigma_{13max}, \sigma_{23max}$ 分别为单元积分点在整个载荷历程中应力分量的峰/谷值。

结合界面刚度折减方案如表 2 所示。

表 2 结合界面刚度折减方案

Table 2 Stiffness reduction scheme of bonding interface

失效模式	判别式	折减方案
初始损伤	$\max\{Quads, Quade\} \geq 1.0$	$E' = 0.5E, \nu' = \nu$
二次损伤	$\max\{Quads, Quade\} \geq 1.2$	$E' = 0.02E, \nu' = \nu$
完全失效	$G_{mix} \geq 1.0$	$E' = 0, \nu' = \nu$

2 有限元模型

2.1 盒段类单元

对承受拉伸载荷和侧弯载荷的典型单元,载荷与单元剖面共面,如图 2 所示。通过对 T 型单元的三维应力应变分析,发现垂直于单元剖面方向的应变分量几乎为零。为了节省建模和运算时间,可以采用平面应变元^[3-4]。因为模型规模较小,所以界面失效选用 Cohesive 元模拟。

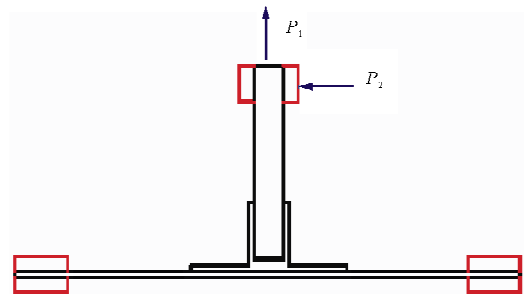


图 2 承受拉伸和侧弯载荷的单元

Fig. 2 Typical element bearing tensile and side bending load

平面应变元在材料定义时需要输入均匀化的工程常数。划分单元网格时在三角填充区、筋条圆

弧区、筋条突缘等应力敏感部位,应细化有限元网格,单元尺寸为 $0.3\sim 0.5\text{ mm}$ 。Cohesive元厚度取 $0.05\sim 0.1\text{ mm}$,采用 Sweep mesh 方法对 Cohesive 区进行网格划分,Sweep 的方向为 Cohesive 元的厚度方向。T 型单元平面应变元模型如图 3 所示。

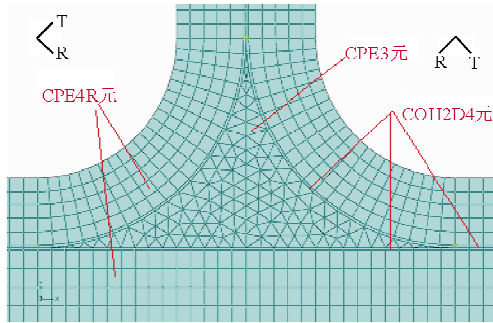


图 3 T 型单元不同部位单元类型

Fig. 3 Element type for different parts of T unit

2.2 壁板类单元

加筋板是典型的壁板类单元。当加筋板屈曲时,面外变形引起分层、长桁与蒙皮脱胶等层间损伤,进而引发纤维断裂等层内损伤,导致结构破坏^[5-6]。加筋板失效模式如图 4 所示。

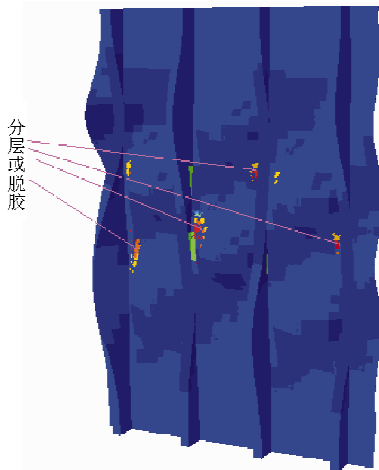


图 4 加筋板失效模式

Fig. 4 Failure model of stiffened panel

由于多筋壁板结构模型较大,为了方便建模并节省计算时间,采用壳元(shell)构建几何模型,长桁与蒙皮之间建一层各向同性体元,体元与壳元用 Tie 技术连接,如图 5 所示。

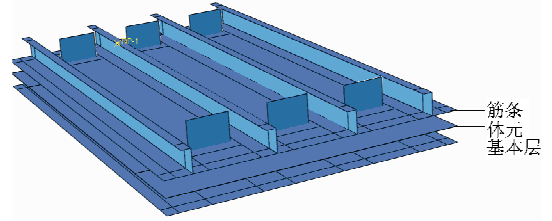


图 5 加筋板有限元模型

Fig. 5 Finite element model of stiffened panel

如果用 Cohesive 元和 Hashin 判据模拟界面和层压板失效,计算成本太高,所以用 USDFLD 自定义场模型加入自创的多级失效判据,以达到提高计算速度和精度的目的。

3 性能参数的确定

3.1 层压板 3-D 工程常数

对于盒段类单元,采用平面应变元建模,如果按每层来划分单元建模比较复杂。实际实施过程中,将层压板等效为均匀化的各向异性板,模型中只要输入工程常数即可,所以必须得到层压板 3-D 工程常数。最直接的方法是试验测量,由于目前没有成熟的 3-D 性能试验标准,可根据单向板性能^[7]通过程序计算得到层压板的 2-D 性能数据,然后依据文献[8]对层压板厚向性能作如下假设:层压板厚向模量等于单向板横向模量,即 $E_x = E_{22}$;层压板层间剪切模量取单向板面内剪切模量的 65%,即 $G_{xz} = 0.65G_{12}$, $G_{yz} = 0.65G_{12}$;面内泊松比 ν_{xy} 由自编程序计算而得,面外泊松比 $\nu_{xz} = \nu_{yz} = 0.375$ ^[8]。在有限元模型中,根据局部坐标系的不同,必须对各元件的 3-D 性能参数进行修正,同时注意 $\nu_{21} = E_2 \cdot \nu_{12} / E_1$ 。

3.2 界面弹性模量

无论是 Cohesive 单元还是 USDFLD 自定义场模型,界面性能参数如何选取目前还是一个有争议的问题,根据分析经验,建议直接用界面性能参数。对于共固化界面,界面的弹性模量取复合材料树脂浇铸体材料的弹性模量;对于胶接共固化界面,其弹性模量取胶膜浇铸体材料的弹性模量,认为界面是各向同性材料。

3.3 断裂韧性

结合界面断裂韧性由试验测量。I型断裂韧性 G_{Ic} 由双悬臂梁(DCB)试验测量,参考试验标准 ASTM D5528^[9] 或 HB7402-96^[10]; II型断裂韧性 G_{IIc} 由端部缺口弯曲(ENF)试验测量,参考试验标准 HB7403-96^[11]。

3.4 强度参数

结合界面拉脱强度按照复合材料层间拉伸强度 ASTM D7291^[12]、ASTM D6415^[13] 标准试验方法测量,层间剪切强度按照 ASTM D7078^[14]、ASTM D3165^[15] 标准试验方法测量。由于界面拉伸强度试验和界面剪切强度试验对试样加工精度要求较高,试验数据分散性较大,在选用测量数据时一定要观察试样的失效模式,只有在界面失效的试验数据可用于分析。

4 算例分析

4.1 T型单元拉脱载荷

对承受拉伸载荷的T型共固化单元进行失效模拟分析。采用平面应变元和 Cohesive 单元,由于初始破坏在三角区与圆弧筋条之间产生,只在三角区与圆弧筋条之间的界面、腹板中面采用 Cohesive 单元。Cohesive 单元的厚度为 0.05 mm,长度为 0.5 mm,其他单元均为 0.5 mm×0.5 mm。界面性能参数选用纯树脂的性能参数。

拉伸载荷作用下T型单元应变云图如图6所示,图中白色区域表示单元已经失效。破坏载荷的模拟结果与试验结果比较接近(如表3所示),最大误差为 12%。

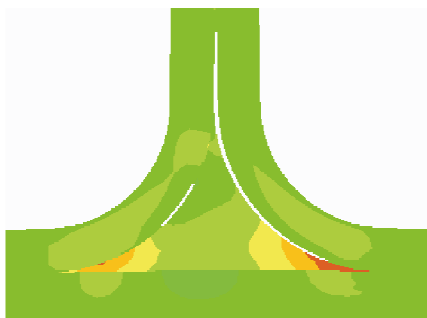


图6 T型单元拉伸破坏模拟云图(Cohesive元)
Fig. 6 Simulation nephogram of T unit under tensile load(Cohesive element)

表3 T型单元破坏载荷试验结果与模拟结果比对
Table 3 Failure load results comparison between test and simulation of T unit

试样编号	试验结果/kN	模拟结果/kN	误差/%
1	4.308	3.782	-12
2	4.176	3.782	-9
3	0.773	0.859	11
4	0.818	0.859	5
5	0.831	0.859	3
6	0.835	0.888	6

4.2 加筋板压缩载荷

首先,采用几何非线性分析方法进行非失效分析以确定失稳载荷。然后,在进行失效分析时,采用 USDFLD 自定义材料失效模型模拟界面破坏,层压板面内初始损伤选择 Tsai-Hill 准则,并结合单向纤维破坏能量准则进行多级衰减;界面选择各向同性体元 C3D8R,用自创的多级判据进行刚度衰减。为了不影响加筋板的屈曲载荷分析值,同时提高计算速度,用 Enhanced 方法进行沙漏控制,体元厚度为 0.1 mm。

当载荷为 485.3 kN 时,位于壁板中部长桁根部的结合界面损伤变量 $FV1$ 已达到 1,如图7所示,表明长桁与蒙皮大部分离,加筋板破坏。

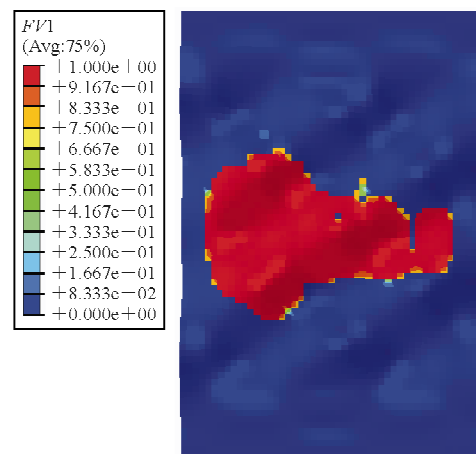


图7 加筋板结合界面损伤变量云图
Fig. 7 Damage variable nephogram of bonding interface of stiffened panel

加筋板中心应变测量点载荷一轴向应变曲线如图8所示。载荷为 320 kN 时加筋板失稳,这与试验结果完全吻合;破坏载荷的预估值为 485.3 kN,高于试验结果 470 kN,误差为 3.3%。

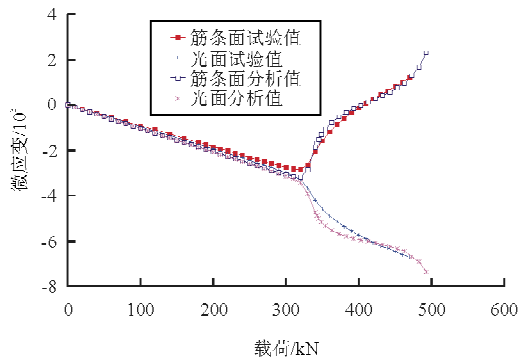


图8 加筋板中心应变测量点载荷—应变曲线

Fig.8 Load-strain curve of center measurement point of stiffened panel

5 结论

(1) 对于承受拉伸载荷的盒段类单元,建议采用平面应变元结合 Cohesive 元来模拟界面失效过程,并预估破坏载荷。

(2) 对于壁板类单元,建议采用壳元与各向同性体元混合建模,结合 USDFLD 自定义场实现多级刚度衰减,来模拟壁板类单元长桁与蒙皮脱胶、壁板破坏等失效过程,并预估破坏载荷。

(3) 本文提出的基于应力、应变、破坏能的多级失效判据及其衰减方法,建模简单、计算速度较快、计算结果与试验值吻合性好。

参考文献

- [1] Hibbitt, Karlsson, Sorensen. ABAQUS analysis user's manual [M]. Version 6. 8. Rhode Island; Pawtucket, 2008.
- [2] 陈绍杰. 复合材料设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990.
Chen Shaojie. Composite design manual[M]. Beijing; Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)
- [3] H Hosseini-Toudeshky, B Mohammadi, B Hamidi, et al. Analysis of composite skin/stiffener debonding and failure under uniaxial loading[J]. Composite Structure, 2006, 75: 428-436.
- [4] Broughton W R, Hinopoulos G. Evaluation of the single-lap joint using finite element analysis[R]. Project PAJ3-Combined Cyclic Loading and Hostile Environments 1996-1999 Report No. 15, London, 1999.
- [5] Jeff W H Yap, Murray L Scott, Rodney S Thomson, et al. The analysis of skin-to-stiffener debonding in composite aerospace structures[J]. Composite Structures, 2002, 57(1/4): 425-435.
- [6] Emile Greenhalgh, Charlotte Meeks, Andrew Clarke, et al. The effect of defects on the performance of post-buckled CFRP stringer-stiffened panels[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2003, 34(7): 623-633.
- [7] 陈祥宝. 聚合物基复合材料手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004.
Chen Xiangbao. Polymer composite manual[M]. Beijing; Chemistry Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [8] MIL-HDBK-17F Composite materials handbook; Volume 3—Polymer matrix composites usage, design, and analysis[M]. United States; Department of Defense Handbook, 1997.
- [9] Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composite[S]. ASTM D5528-01, United States; American Society for Testing and Materials, 2001.
- [10] 中华人民共和国航空工业标准. 碳纤维复合材料层合板 I 型层间断裂韧性试验方法[S]. HB7402-96, 北京: 中国航空工业总公司第三〇一所出版社, 1997.
Aviation Industry Standard of China. Test method for mode I interlaminar fracture toughness of carbon-reinforced composite laminates[S]. HB7402-96, Beijing; 301 Institute, Aviation Industry Corporation of China, 1997. (in Chinese)
- [11] 中华人民共和国航空工业标准. 碳纤维复合材料层合板 II 型层间断裂韧性试验方法[S]. HB7403-96, 北京: 中国航空工业总公司第三〇一所出版社, 1997.
Aviation Industry Standard of China. Test method for mode II interlaminar fracture toughness of carbon-reinforced composite laminates[S]. HB7403-96, Beijing; 301 Institute, Aviation Industry Corporation of China, 1997. (in Chinese)
- [12] Standard test method for through-thickness “flatwise” tensile strength and elastic modulus of a fiber-reinforced polymer matrix composite materials[S]. ASTM D7291-07, United States; American Society for Testing and Materials, 2007.
- [13] Standard test method for measuring the curved beam strength of a fiber-reinforced polymer-matrix composite [S]. ASTM D6415-99, United States; American Society for Testing and Materials, 1999.
- [14] Standard test method for shear properties of composite materials by v-notched rail shear method[S]. ASTM D7078M-05, United States; American Society for Testing and Materials, 2005.
- [15] Standard test method for strength properties of adhesives in shear by tension loading of in-gle-lap-joint laminated assemblies[S]. ASTM D3165-07, United States; American Society for Testing and Materials, 2007.

作者简介:

张阿盈(1963—),女,高级工程师。主要研究方向:复合材料结构强度分析与试验。

(编辑:马文静)