

缝合与非缝合加筋蒙皮结构强度试验研究

Experimental Study on Strength of Non-stitched/
Stitched Skin-to-Stiffener Structures

余治国¹, 柴亚南², 宋笔锋¹

(1 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2 中国飞机强度研究所, 西安 710065)

YU Zhi-guo¹, CHAI Ya-nan², SONG Bi-feng¹

(1 College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University,
Xi an 710072, China; 2 Aircraft Strength Research Institute of China, Xi an 710065, China)

摘要: 缝合技术是增强断裂韧性和加强连接的重要手段。为了验证其相比于传统胶接强度的提高程度, 研究设计了复合材料缝合与非缝合 T 型和 L 型加筋蒙皮试验件和试验夹具, 进行了拉脱破坏强度的对比试验, 结果表明缝合后的 L 型试件平均强度提高了 93.4%, 而 T 型试件强度并没有得到提高。从试验现象上分析了出现这种情况的原因。

关键词: 复合材料; 加筋蒙皮; 缝合结构; 强度试验

中图分类号: TP 330.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2008)11-0054-05

Abstract: Stitch is an important way to enhance fracture toughness and connection. In order to validate its enhancement effect comparing to traditional bond structures, two groups of stitched/non-stitched composite T-shaped and L-shaped skin-to-stiffener performs were designed, and check experiment on the strength of non-stitched/stitched skin-to-stiffener structures, loaded in tensile pull-off, was performed. The results show that the stitched L-shaped specimen strength increased by 93.4% averagely, while the stitched T-shaped specimen did not improve. Reasons for the case were analyzed basing on experimental phenomenon.

Key words: composite; skin-to-stiffener; stitched structure; strength test

复合材料结构由于其制造工艺的特殊性, 不同的结构组分可通过共固化或胶接共固化等途径在复合材料本身的形成过程中结为一体形成整体化的结构形式, 从而更加提高结构的减重效果, 同时大幅降低结构制造成本^[1]。然而胶接共固化结构的最佳受力方式是面际剪应力, 其承受拉伸、剥离和劈裂载荷特别是剥离载荷的能力较弱^[2]。为此需要提高结构界面厚度方向的性能, 缝合技术便是一种有效的面外增强方法。它使得复合材料层压板的综合力学性能得到很大的改善, 具有优异的损伤容限, 很好的疲劳特性和强度^[3-6]。

最近, 在某型飞机中, 设计师将缝合技术应用到了上翼面桁条与蒙皮的连接上。为了验证其相比于传统胶接强度的提高程度, 研究设计了缝合与非缝合的 L 型与 T 型加筋蒙皮试验件, 进行拉脱破坏强度的对比试验分析, 以期从该试验的结果评估缝合技术的引入对整个结构强度的影响。以此作为该项目的数据支持和理论依据。

1 试验件

1.1 L 型加筋蒙皮试件

缝合与非缝合 L 型加筋蒙皮试件具有相同的材料体系、铺层顺序、铺层数和几何尺寸。材料体系为 G0827/BA9912。试件蒙皮铺层数为 16 层, 铺层顺序为 $[+45_2/0/-45_2/90/+45/0]_s$; 筋条铺层数为 13 层, 铺层顺序为 $[+45/0/-45_2/90/+45/0/+45/90/-45_2/0/+45]$ 。

缝合与非缝合试件几何尺寸: 蒙皮表面为正方形, 边长为 80mm, 厚度为 2.67mm; L 型筋条高 70mm, 宽 50mm, 腹板长 25mm, 厚度为 2.17mm, 倒角为 3mm。

缝合 L 型试件的缝线材料采用 Kevlar29, 缝线和底线均为 1500 旦, 采用改进的锁式缝合, 缝针垂直于缝合表面, 缝线的针距为 3mm, 行距为 5mm。

1.2 T 型加筋蒙皮试件

缝合与非缝合 T 型加筋蒙皮试件具有相同的材料体系、铺层顺序、铺层数和几何尺寸。材料体系同样

为 G0827/ BA9912。

试样铺层: 蒙皮铺层数为 16 层, 铺层顺序为 $[+ 45_2/0/- 45_2/90/+ 45/0]_s$; 筋条铺层数为 8 层, 铺层顺序为 $[+ 45/0/- 45/90/+ 45/0/- 45/0]$; 中间层铺层数为 5 层, 铺层顺序为 $[+ 45/90/- 45/0/+ 45]$ 。

缝合和非缝合试件几何尺寸: 蒙皮表面为正方形, 边长为 80mm, 厚度为 2.67mm; T 型筋条高 70mm, 宽 50mm, 腹板总长 50mm, 筋条腹板厚度为 2.67mm, 突缘厚度为 2.17mm, 倒角为 3mm。

缝线同样采用 Kevlar29, 缝线和底线均为 1500 旦, 采用改进的锁式缝合, 缝针垂直于缝合表面, 缝线的针距为 3mm, 行距为 5mm。

2 试验夹具的设计

本试验测定筋条与蒙皮的拉脱强度, 因此需要设计夹具, 使试验机的下夹头固定蒙皮部分, 上夹头夹持筋条腹板, 将其拉脱。同时夹具的设计必须保证上夹头施加载荷的作用线方向垂直于蒙皮, 通过试件中心线。

夹具分为底座和压板两部分。压板和底座通过螺栓连接。底座长 180mm, 宽 120mm。为了保证试验夹具的强度, 以及不会产生较大变形, 影响试验结果, 厚度经过计算取为 20mm。在底座上开有四个螺栓孔, 为了适合多种不同几何参数的试验件, 螺栓孔开为长条形孔, 几何尺寸如图 1。

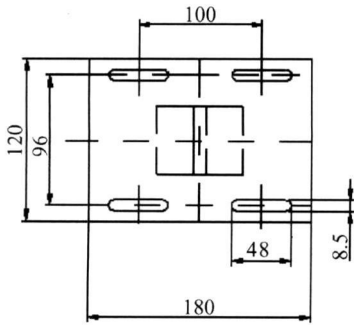


图 1 夹具底座俯视图
Fig.1 Planform of the fixture basement

底座的下部有用于夹头夹持的夹持端, 其与底座必须保证垂直。通过焊接将底座和夹持端焊接在一起。焊缝处承受的弯矩是最大的, 同样为了保证夹具的强度, 在夹持端与底座结合出两侧焊接上增强块。

压条的作用是将试件蒙皮部分固定在底座上。螺栓施加紧固载荷的区域, 即压条上螺栓开孔的位置, 应在压条中心线靠近筋条突缘一端, 因为这样才能保证施加拉伸载荷时, 压条靠近试件中心线一端不会向上翘, 导致试件蒙皮在竖直方向上可以有一定的位移, 影

响试验结果。除去筋条覆盖的区域, 试件蒙皮裸露的面积宽度不大, 只有 15mm。如果将压条设计为矩形, 螺栓孔必须开在压条中心线上。使用 8mm 的螺栓, 螺栓孔边沿离压条边沿只有 3mm, 工艺上比较难以实现。因此将压条设计为 U 型, 螺栓孔开在突出部位, 这样就可以比较好的避免这个问题(图 2)。在安装试件的时候需要注意, 不要将 U 型压条突出的部分压在试件蒙皮上, 这样试验测试的就是蒙皮与筋条沿蒙皮法向方向的剥离情况。

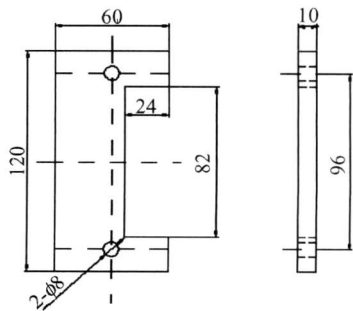


图 2 压条结构
Fig.2 Batten structure

3 试验结果及分析

试验使用的试验机是华龙微机控制电子万能试验机, 精度等级 0.5 级。将试件装夹在夹具上然后将夹具装夹在试验机上。试验机施加拉伸载荷, 控制模式为位移模式, 夹头位移速度为 1mm/min, 并通过计算机全程记录上夹头位移和夹头载荷。每种试件类型数量为 5 个。

3.1 L 型加筋蒙皮试件拉脱试验

对非缝合 L 型加筋蒙皮试件进行拉脱试验。裂纹首先从筋条拐角与蒙皮的接触面处开始产生。随着载荷的不断加大, 裂纹沿着其界面一直扩展, 直到筋条与蒙皮完全脱开。筋条突缘与蒙皮间的裂纹很规则, 没有出现裂纹跳跃到其他铺层产生剥离的现象。

缝合 L 型加筋蒙皮试件的破坏过程与非缝合 L 型试件破坏过程相似, 但破坏强度大大提高。各 L 型试件的峰值载荷 (P) 试验结果如表 1。非缝合 L 型试件的平均强度 $P = 815.4\text{N}$, 离散系数 $C_v = 8.59\%$; 缝合 L 型试件的平均强度 $P = 1577.2\text{N}$, 离散系数 $C_v = 5.76\%$ 。缝合试件的平均强度较非缝合试件提高了 93.4%, 裂纹同样从筋条拐角与蒙皮的接触面处开始产生。随着载荷的不断加大, 裂纹沿着接触界面一直扩展, 直到筋条与蒙皮完全脱开。在破坏过程中, 试件发出四次清脆的断裂声, 可以断定其为缝线的断裂。试验后检查筋条与蒙皮的断裂面, 发现蒙皮和筋条突缘上都留有断裂的线头, 而试件的外表面

缝线外观完好。这与文献[7] 提到的缝线在试件表面底线与缝线接头处断裂, 而后缝线被拔出层压板的现象不同。

表 1 L 型试件的峰值载荷

Table 1 The peak load of L-shaped specimen				
Specimen	No	P / kN	P / kN	C_v
Non-stitched	1	0. 827		
	2	0. 726		
	3	0. 873	0. 8154	8. 59%
	4	0. 901		
	5	0. 786		
Stitched	1	1. 483		
	2	1. 622		
	3	1. 493	1. 5772	5. 76%
	4	1. 697		
	5	1. 591		

图 3 为非缝合与缝合 L 型试件的试验位移-载荷曲线。比较这两条曲线, 可以看出, 它们都具有相同的线弹性应变阶段, 以及相同的破坏强度(对缝合 L 型试件来说, 是初始破坏强度)。而两条曲线的不同点则是: 非缝合 L 型试件在达到破坏强度后, 载荷迅速下降, 直到试件完全被拉开; 缝合 L 型试件在达到破坏强度后, 载荷有小幅度的下降, 而后载荷继续线性上升, 直到达到第二次载荷峰值后, 载荷突降, 而后再继续上升、突降。缝合 L 型试件的位移-载荷曲线显示总共有五次峰值载荷, 除去第一次与非缝合试件相同的初始强度外, 其余四次峰值载荷应该是缝线四次断裂时的峰值载荷。

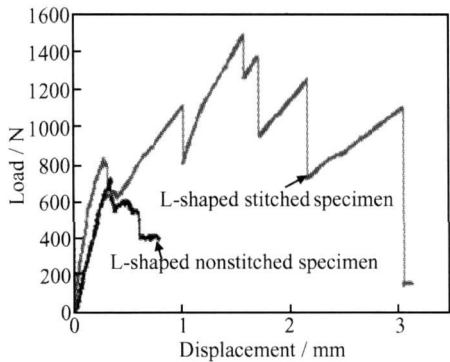


图 3 L 型试件位移-载荷曲线

Fig. 3 Displacement-load curves of L-shaped specimen

图 4 是一件缝合 L 型试件破坏后的照片。虽然在筋条边沿还有缝线连接着蒙皮, 但试件已经不能承受任何载荷。从这个现象可以推断裸露在外的连接缝线是从筋条突缘或者蒙皮上拔出来的, 而不是在裂纹扩展面直接断掉的。那么说明在缝合 L 型试件上并不只存在一种缝线断裂方式。

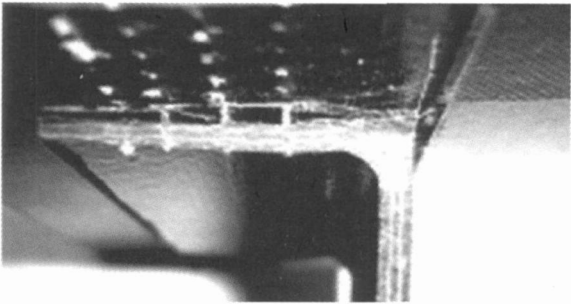


图 4 缝合 L 型试件的破坏失效

Fig. 4 Failure of stitched L-shaped specimen

3.2 T 型加筋蒙皮试件拉脱试验

对 T 型加筋蒙皮试件进行拉脱试验。各 T 型试件的峰值载荷(P) 试验结果如表 2。非缝合 T 型试件的平均强度 $P = 2973 \text{ 8N}$, 离散系数 $C_v = 9 \text{ 70\%}$; 而缝合 T 型试件的平均强度 $P = 2958\text{N}$, 离散系数 $C_v = 3 \text{ 82\%}$ 。这说明缝合后的 T 型试件较非缝合 T 型试件强度并未得到提高。

表 2 T 型试件的峰值载荷

Table 2 The peak load of T-shaped specimen				
Specimen	No	P / kN	P / kN	C_v
Non-stitched	1	3 264		
	2	2 777		
	3	2 986	2 9738	9 70%
	4	3 241		
	5	2 601		
Stitched	1	2 881		
	2	2 837		
	3	2 984	2 958	3 82%
	4	3 131		
	5	2 957		

图 5 为非缝合与缝合 T 型试件的试验位移-载荷曲线。对比图 5 和图 3, 可以看出非缝合 T 型试件与非缝合 L 型试件的试验曲线走势类似, 即试件刚开始产生线弹性应变, 达到破坏强度值以后, 载荷突然下降, 直到试件完全破坏, 不能承受任何载荷。

当试件载荷曲线降到很低的时候, 停止试验机, 将试件取下, 却发现试件外观上并无明显的破坏特征。用手拉筋条和蒙皮, 发现试件填充物中心处产生三叉裂纹, 其中主裂纹沿着筋条突缘与蒙皮界面向两边扩展, 次裂纹在筋条腹板中心处向上扩展。

图 6 是两件非缝合 T 型试件破坏以后的状态图, 从图上可以分析出破坏的过程: 裂纹填充物中心处产生, 并出现三叉裂纹, 一条裂纹沿着筋条腹板大约中心线的位置向上传播, 而另外两条裂纹沿着筋条突缘与

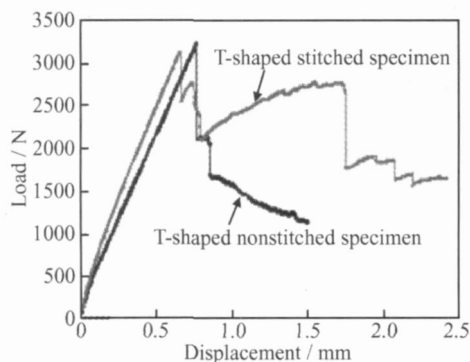


图5 T型试件位移-载荷曲线

Fig. 5 Displacement-load curves of T-shaped specimen

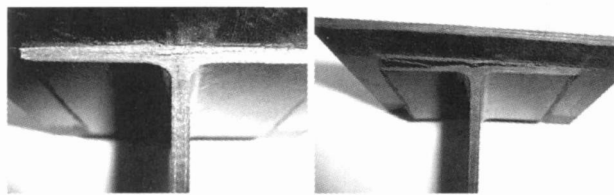


图6 非缝合T型试件失效后的裂纹

Fig. 6 Failure of non-stitched T-shaped specimen

蒙皮的界面传播。随着载荷的加大,裂纹不断扩展,最后筋条突缘与蒙皮界面间的裂纹贯穿整个界面,试件被拉开。仔细观察,发现筋条突缘与蒙皮间的裂纹不太规则,在靠近筋条突缘末端,裂纹跳跃到靠近突缘的铺层,使得筋条突缘变得更薄。

缝合T型试件与非缝合T型试件试验过程在线弹性阶段类似。图5的位移-载荷曲线显示其线弹性末端的峰值载荷基本相同,也就是说它们具有相同的线弹性应变。缝合T型试件在过了线弹性阶段后,载荷也出现突然下降情况,随后载荷逐渐上升,但这次上升斜率和幅度远远不像缝合L型试件那样大,略有上升后,就迅速下降了。随着夹头位移的继续增大,载荷又有上升、突降,但载荷大小始终没有超过线弹性段的峰值载荷。虽然如此,对比非缝合与缝合T型试件的试验位移-载荷曲线,可看到,在初始损伤之后的继续加载过程中,缝合试件较非缝合试件的剩余强度还是有明显的提高。

将试件从试验机取下,同样没有发现明显破坏特征,缝线目视检查完好。在试验机加载过程中,除了复合材料层压板分层剥离的噼啪声,并没有像前面缝合L型试件发出的缝线断裂声。这种情况在所有缝合T型试件中均有出现。

为了深入了解缝合T型试件的破坏过程,将这些试件再次装上试验机,进行不同程度的拉伸。拉伸过程中并没有发现载荷超过原来的峰值载荷。试验现象可见其裂纹扩展过程与非缝合T型试件类似,只是由

于缝线的存在,使得试件变形后无法恢复到原来的状态,裂纹间隙比非缝合T型试件大。

筋条与蒙皮完全被拉开后,在左右筋条粘合界面之间的裂纹面变形明显。仔细观察裂纹断裂面,可以看见蒙皮上留有环形的缝线断头(图7),而筋条突缘上存在明显的缝线被拔出后的残留孔(图8)。由此可以断定,缝线大部分是在筋条突缘表面断裂后沿着缝线孔拔出来的。

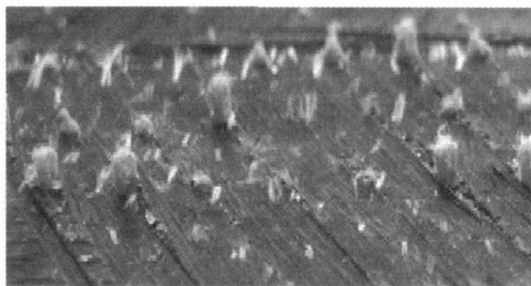


图7 蒙皮上的缝线断头

Fig. 7 Suture breakages on the skin



图8 筋条突缘上的残留孔

Fig. 8 Residual holes on the flange of stringer

3.3 加筋蒙皮试件强度综合比较

由图3和表1可见,缝合后的L型试件强度大大高于非缝合试件。这个结果表明缝合的确能够提高复合材料连接部分的拉脱强度。

由图5和表2可见,缝合后的T型试件强度与非缝合试件的强度相当,并没得到提高。从位移-载荷曲线上看,引起这个现象的原因在于缝合T型试件载荷在经过线弹性峰值载荷以后,没有像缝合L型试件那样大幅度上升,而是很快降了下来。由于这一段的应力应变反应主要是缝线在起作用,载荷的很快衰减说明缝合T型试件中的缝线没有起到增强的作用。至于为什么会出现这种情况,作者将在后面进行分析。

对比图3和图5,可以看出非缝合T型试件的强度与非缝合L型试件相比提高了很多,因此在同等结构重量的情况下,应该优先选择T型筋条。

由于缝合T型试件的强度值完全低于预期值,需要进行进一步分析,因此没有将其与缝合L型试件强

度进行比较。

这个对比的试验结果说明加入了缝线并不意味着一定能够使得复合材料的连接强度得到提高。对于出现这个问题的具体原因, 需要从试验现象和理论分析方面给出解释。在试验现象上, 缝合 L 型试件与缝合 T 型试件缝线的断线方式并不完全一样, L 型试件的缝线主要在裂纹扩展面断裂, 而 T 型试件的缝线主要是断裂后从筋条突缘拔出的, 而且 T 型试件破坏后的筋条突缘厚度比 L 型试件的突缘厚度薄了很多。综合这些因素, 作者认为, 缝线在裂纹界面处的断裂强度比缝线与底线交叉点处的断裂强度低。由于 T 型试件筋条突缘厚度较薄, 与缝线的胶接强度较低, 因此很容易出现脱胶, 导致缝线在筋条突缘表面与底线交叉处断裂, 随后缝线被拔出。在这整个过程中, 缝线并没有起到很强的增强作用, 因此试件的拉脱强度很低。

4 结论

(1) 缝合后的 L 型加筋蒙皮试件平均强度大大提高, 与非缝合 L 型加筋蒙皮试件相比, 提高了 90%~6%。试验结果说明缝线的引入能够很大提高复合材料的连接强度。结构破坏时, 缝线存在多种断裂方式。

(2) 缝合后的 T 型加筋蒙皮试件较非缝合 T 型加筋蒙皮试件最大载荷承受能力没有提高。在初始损伤之后的继续加载过程中, 缝合试件较非缝合试件的剩余强度有明显提高。

(3) 缝线在裂纹界面处的断裂强度比缝线与底线

交叉点处的断裂强度低。T 型试件筋条突缘厚度较薄, 与缝线的胶接强度较低, 很容易出现脱胶, 导致缝线在筋条突缘表面与底线交叉处断裂, 缝线被拔出, 没有起到很强的增强作用。

参考文献

- [1] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [2] 赵渠森. 先进复合材料手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2003.
- [3] 魏玉卿, 张俊乾. 缝纫复合材料层合板面内拉伸强度研究[J]. 力学季刊, 2005, 26(4): 634-638.
- [4] MOURITZ A P, JAIN L K. Further validation of the Jain and Mai models for interlaminar fracture of stitched composites [J]. Comp Sci Tech, 1999, 59: 1653-1662.
- [5] DRANSFIELD K A, JAIN L K, MAI Y-W. On the effects of stitching in CFRPs-I. Mode I delamination toughness [J]. Comp Sci Tech, 1998, 58: 815-827.
- [6] JAIN L K, DRANSFIELD K A, MAI Y-W. On the effects of stitching in CFRPs-II. Mode II delamination toughness [J]. Comp Sci Tech, 1998, 58: 829-837.
- [7] LALIT K JAIN. Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites [J]. Composites Science and Technology, 1995, 55: 241-253.

基金项目: 国家安全重大基础研究计划资助项目(6134702)

收稿日期: 2008-02-05; 修订日期: 2008-07-07

作者简介: 余治国(1977), 男, 博士研究生, 研究方向为复合材料结构整体化. 联系地址: 西安市长安区灯具厂什字中国银行家属院一单元六楼东户(710100)。E-mail: yzg0211027@163.com

(上接第 53 页)

- [7] OLSEN S, DU GSTAD A. Corrosion under dewing conditions [A]. 46th NACE Annual Conference[C]. Houston: Omnipress, 1991.
- [8] POTS B F M, HENDRIKSEN E L J A. CO₂ corrosion under scaling conditions-the special case of Top-of-Line corrosion in wet gas pipelines[A]. 55th NACE Annual Conference[C]. Houston: Omnipress, 2000.
- [9] SMITH S N, PACHECO J L. Prediction of corrosion in slightly sour environments [A]. 57th NACE Annual Conference[C]. Houston: Omnipress, 2002.
- [10] POTS B F M, JOHN R C, RIPON I J, et al. Improvement on De Waard+Milliams corrosion prediction and application to corrosion management [A]. 57th NACE Annual Conference[C]. Houston: Omnipress, 2002.
- [11] AGRAWAL A K, DURRC, KOCH G H. Sulfide films and corrosion rates of AISI1018 carbon steel in saline solutions in the presence of H₂S and CO₂ at temperature up to 175 F [A]. 59th NACE Annual Conference[C]. Houston: Omnipress, 2004.

- [12] 植田昌克. 合金元素和显微结构对 CO₂/H₂S 环境中腐蚀产物稳定性的影响[J]. 石油与天然气化工, 2005, 34(1): 43-52.
- [13] 张毅, 赵鹏. 127mm 9.19mm IEUS-135 钻杆腐蚀失效分析[J]. 钢管, 2003, 32(4): 10-16.
- [14] 周琦, 季根顺, 杨瑞成, 等. 管线钢中带状组织与氢致开裂[J]. 甘肃工业大学学报, 2002, 28(2): 30-33.
- [15] 张颖瑞, 董超芳, 李晓刚, 等. 电化学充氢条件下 X70 管线钢及其焊缝的氢致开裂行为[J]. 金属学报, 2006, 42(5): 521-527.

基金项目: 国家自然科学基金项目 50701007 和 50571014 资助

收稿日期: 2008-03-03; 修订日期: 2008-08-15

作者简介: 杨建伟(1979), 男, 博士研究生, 主要从事油气田 H₂S/CO₂ 腐蚀与防护的研究。

通讯作者: 张雷, 讲师, 联系地址: 北京科技大学腐蚀与防护中心 208 室(100083)