

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2024.12.020

# 边缘连接结构对飞机座舱盖透明件拉伸及疲劳性能的影响

于泽宗<sup>1,2</sup>, 芮涵钦<sup>2,3</sup>, 郑梦瑶<sup>1,2</sup>, 张晓雯<sup>1,2</sup>, 颜悦<sup>1,2</sup>(1.北京航空材料研究院股份有限公司,北京 100095; 2.北京市先进运载系统结构透明件工程技术研究中心,北京 100095;  
3.中国航发北京航空材料研究院,北京 100095)

**摘要:**飞机座舱盖透明件所用材料以定向有机玻璃[聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA)]、聚碳酸酯(PC)或者两者层合材料为主,而透明件与骨架的连接位置是飞机座舱盖结构中的薄弱区域,该区域作为保障座舱盖透明件密封性和完整性的关键组成部分,直接影响飞行员飞行安全。评估了单层PMMA和PMMA与PC层合结构透明件在软、硬边缘连接方式下的拉伸性能和疲劳性能,为不同边缘结构的使用寿命及可靠性评估提供数据支撑。研究梳理了单层有机玻璃透明件和层合结构透明件在轴向拉伸和疲劳测试过程中的断裂破坏、疲劳失效的原因及表现,并提出可能出现的缺陷对座舱盖透明件拉伸及疲劳性能的影响。结果表明,层合软连接、单层软连接、层合硬连接和单层硬连接结构试样的拉伸断裂应力分别为21.5,17.58,16.55,21.55 MPa,通过升降法得到的这4种连接结构的条件疲劳极限分别为10.15,10.52,8.01,9.77 MPa。综合实际应用中飞机座舱盖透明件轻质化和抗冲击性能要求,优选出层合软连接结构为四种状态下最佳的边缘连接结构。

**关键词:**层合结构透明件;边缘连接;飞机座舱盖;轴向拉伸;疲劳失效

**中图分类号:** TQ322.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2024)12-0144-08

## Influence of edge connection structure on tensile and fatigue properties of transparent parts of aircraft canopy

YU Zezong<sup>1,2</sup>, RUI Hanqin<sup>2,3</sup>, ZHENG Mengyao<sup>1,2</sup>, ZHANG Xiaowen<sup>1,2</sup>, YAN Yue<sup>1,2</sup>

(1. Baimtec Material Co., Ltd., Beijing 100095, China; 2. Beijing Engineering Research Center of Advanced Structural Transparency for the Modern Traffic System, Beijing 100095, China; 3. Beijing Institute of Aeronautical Material, Beijing 100095, China)

**Abstract:** The materials used for the transparent parts of aircraft canopy are primarily consist of directional polymethylmethacrylate (PMMA), polycarbonate (PC), or laminated materials of both PMMA and PC. The connection points between the transparent parts and the frame represent the weakest areas in the aircraft canopy structure. These areas are crucial components for ensuring the sealing and integrity of the transparent parts of the canopy, directly affecting the safety of pilots during flight. The tensile strength and fatigue performance of the transparent parts with soft and rigid edge connections in single-layer PMMA and laminated structures of PMMA and PC were evaluated, providing data support for the service life and reliability assessment of different edge structures. The causes and manifestations of fracture and fatigue failure in single-layer PMMA transparent parts and laminated structure transparent parts during axial tension and fatigue testing were analyzed, and the possible impact of defects on the tensile and fatigue performances of the canopy transparent parts was proposed. The results show that the tensile fracture stress of the laminated soft connection, single-layer soft connection, laminated rigid connection, and single-layer rigid connection structure samples are 21.5, 17.58, 16.55, 21.55 MPa, and their conditional fatigue limits obtained through the up and down test method are 10.15, 10.52, 8.01, 9.77 MPa, respectively. Considering the lightweight and impact resistance requirements of transparent components in aircraft canopies in practical applications, the laminated soft connection structure is selected as the optimal edge connection structure under four conditions.

**Keywords:** laminated structure transparent parts; edge connection; aircraft canopy; axial tension; fatigue failure

**基金项目:** 中国航发航材院益材青年基金项目(KJ53230810)

**通信作者:** 颜悦, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究方向为透明件制造及应用研究

**收稿日期:** 2024-10-23

**引用格式:** 于泽宗, 芮涵钦, 郑梦瑶, 等. 边缘连接结构对飞机座舱盖透明件拉伸及疲劳性能的影响[J]. 工程塑料应用, 2024, 52(12): 144-151.

YU Zezong, RUI Hanqin, ZHENG Mengyao, et al. Influence of edge connection structure on tensile and fatigue properties of transparent parts of aircraft canopy[J]. Engineering Plastics Application, 2024, 52(12): 144-151.

飞机座舱盖透明件是用以保护飞行员免受外部环境的影响,提供必要视线的结构件,其承载能力与飞行安全直接相关<sup>[1]</sup>。座舱盖透明件的边缘连接结构是保障座舱密封性和机身完整性的关键组成部分,能够确保座舱盖与机身之间的完全密封,防止气压失控和外界物体的进入,同时在飞行过程中承受气动力和压力变化,保证机身结构的稳定性<sup>[2]</sup>。座舱盖边缘连接结构如果存在缺陷可能会导致飞机气密性降低,气压失控甚至结构破损,直接影响飞行安全<sup>[3]</sup>。因此,需对座舱盖边缘连接结构的设计制作和维护进行把控。

目前飞机座舱盖透明件主要连接方式在设计上可分为软连接和硬连接<sup>[4]</sup>。软连接指的是透明件边缘与具有高强度和耐久性的柔性织物黏接,并在柔性织物内穿过金属通条,与密封胶等柔软材料一同镶嵌在机身骨架上的边缘连接结构。胶黏连接具备更轻的结构并且对复合材料有较好的兼容性<sup>[5-6]</sup>。硬连接方式则是透明件与飞机座舱骨架之间采用刚性连接方式,在透明件和飞机座舱骨架上制孔,并在透明件的孔内通过加软材料的方式与螺栓相穿,硬连接方式具有更强的刚度。两种边缘连接结构示意图如图1所示。

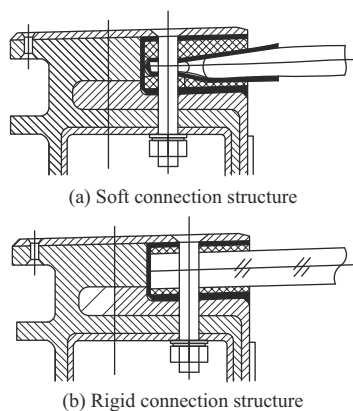


图1 边缘连接结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of edge connection structure

飞机飞行过程会遇到不同的工况,如高速飞行中存在内外气压差、震动、气流冲击等,这些工况对飞行员的飞行安全会产生重大影响,历史上曾经出现过飞机高速飞行过程中座舱盖无法承受气压变化造成破裂的事故<sup>[7]</sup>。目前国际上主流飞机的风挡透明件多采用多种材料堆叠而成的层合结构,而座舱盖多采用单层有机玻璃即聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA),两种结构的装配方式直接影响飞行安全<sup>[8-10]</sup>。因此笔者以单层有机玻璃和层合结构玻璃

为研究对象,通过对比两种结构在软连接和硬连接装配方式条件下的轴向拉伸和疲劳测试结果,根据两种边缘连接方式的受力形式,评估两者在材料强度、耐久性和结构稳定性方面的效果,并研究可能出现的缺陷对透明件力学性能的影响。

## 1 实验部分

### 1.1 主要原材料

航空有机玻璃:BO-PMMA,密度为 $1.19 \text{ g/cm}^3$ ,拉伸强度为 $81 \text{ MPa}$ ,弯曲强度为 $140 \text{ MPa}$ ,冲击强度为 $38.0 \text{ kJ/m}^2$ ,锦西化工研究院有限公司;

聚碳酸酯(PC):A-PC,密度为 $1.20 \text{ g/cm}^3$ ,拉伸强度为 $60 \text{ MPa}$ ,弯曲强度为 $90 \text{ MPa}$ ,冲击强度为 $89.0 \text{ kJ/m}^2$ ,北京航空材料研究院股份公司;

热塑性聚氨酯(TPU):AG-8451,路博润特种化工(上海)有限公司;

航空密封胶:HM-301,液体硅橡胶,北京航空材料研究院股份有限公司;

环氧胶膜:J-X,黑龙江省科学院石化院;

涤丝带:179-300,成都海蓉特种纺织品有限公司;

铝合金:7075,广西南南铝加工有限公司。

### 1.2 主要仪器及设备

万能材料试验机:CMT4104,中国美特斯工业系统有限公司;

伺服液压疲劳试验机:8801,美国英斯特朗有限公司;

场发射扫描电子显微镜(FESEM):FEI Nova nano SEM405,美国赛默飞世尔科技有限公司;

数字图像相关分析软件:Vic-2D,美国Correlated Solutions股份有限公司。

### 1.3 试样制备

层合玻璃试样通过热压罐热压复合后机械加工得到。将相同大小的BO-PMMA有机玻璃通过中间层TPU胶片与A-PC粘合。黏接工艺为:将层合平板试样置于真空袋中常温冷抽 $30 \text{ min}$ ,之后 $30 \text{ min}$ 同时升温升压至 $95 \text{ }^\circ\text{C}$ ,加压 $0.6 \text{ MPa}$ ,保温保压 $6 \text{ h}$ 后随炉冷却。制备的层合平板层合方式如图2所示。将取出的平板根据图样分别加工成软连接和硬连接层合试样。



图2 层合平板层合方式

Fig. 2 Laminating style of laminated flat plate

在软连接试样上下表面40 mm宽度范围内使用600目砂纸打磨处理,并与涤丝带通过环氧胶膜黏接,在烘箱内加温固化,固化工艺为30 min升温至75℃,保温6 h,取出后涤丝带使用电烙铁烫孔,孔径为6.5 mm,涤丝带内穿入铝制通条,并与铝合金骨架进行装配,装配时使用HM-301密封剂进行填角和缝内密封,常温固化7 d后方可进行试验。

在硬连接试样玻璃边缘打孔,直径为9 mm,孔内塞入衬套(外径9 mm,内径6 mm)后与骨架进行装配,为避免玻璃直接与骨架接触,在接触位置使用厚度为2 mm的橡胶垫进行分隔。将螺栓通过橡胶衬套与铝合金骨架进行装配。所有玻璃试样侧边抛光处理,粗糙度 $R_a < 0.6$ ,打孔孔壁粗糙度 $R_a < 0.2$ ,所有试样装配打紧力矩为5.5 N/m。装配完成后的试样如图3所示。



(a) Edge soft connection sample (b) Edge rigid connection sample

图3 边缘连接试样

Fig. 3 Edge connection samples

#### 1.4 测试与表征

软、硬连接试样通过 $\varnothing 6$ 的插销与夹具固定后进行试验;

拉伸性能测试参考GB/T 1040.1-2006,拉伸速率5 mm/min;

疲劳性能测试参考GJB 2033-1994,应力比0.1,频率0.5 Hz,应力分布系数 $K_t=1$ ,正弦波,采用数字图像相关技术对标准疲劳试验件应变状态进行分析;

SEM测试:使用水切割法在试样断口位置取出合适大小的样块,经过清洗后对表面喷金处理,通过SEM对试样断裂面微观形貌进行观察,判断裂纹开始和扩展的位置。

## 2 结果与讨论

### 2.1 软连接边缘连接结构试样拉伸性能

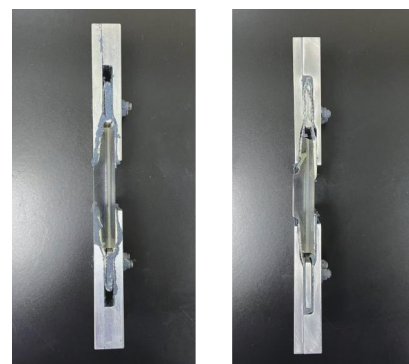
层合软连接试样和单层软连接试样拉伸断裂应力和破坏形式见表1。其中R-CH代表层合软连

接试样,R-JJ代表单层软连接试样。层合软连接试样失效破坏形式为有机玻璃单侧发生剪切断裂,单层软连接试样同样也发生有机玻璃整体脆断,如图4所示。可以看出,不论是单层软连接试样抑或层合试样,有机玻璃断裂都是沿着加载方向呈45°破坏,原因是有机玻璃的层间剪切强度较弱,这种高聚物受力变形时,会产生滑移带,由于应力集中,微裂纹形成并扩展,根据莫尔圆理论最大主应力切面,裂纹通常沿45°方向扩展最终发生剪切破坏<sup>[11-12]</sup>。

表1 层合软连接和单层软连接试样拉伸试验结果

Tab. 1 Tensile test results of laminated soft connection samples and single-layer soft connection samples

Items	Breaking stress/MPa	Breaking load/N	Failure mode
R-CH	21.50	16 770	Unilateral shear fracture of PMMA
R-JJ	17.58	13 699	Integral fracture of PMMA



(a) Before tensile test (b) After tensile test

图4 拉伸试验前后软连接试样侧面对比图

Fig. 4 Comparison diagram of side view of soft connection samples before and after tensile test

层合软连接试样和单层软连接试样的载荷-位移曲线如图5所示(图中R-CH-1~5或R-JJ-1~5表示共测试了5组试样)。在轴向拉伸位移2.5~15 mm时,两者载荷-位移曲线表现趋于一致。随着主轴拉伸,试样开始受力,灰黑色HM-301密封剂逐渐发生撕裂并脱黏,导致在拉伸位移至3 mm时载荷发生一个较大的下降,待HM-301完全脱开后,试样主要由涤丝带承力,涤丝带是一种聚酯纤维,具有强度高、抗破坏性强、变形能力大的特点,因此在轴向拉伸过程中涤丝带逐渐张紧,造成了载荷-位移曲线的剧烈波动。对于层合软连接试样,PMMA和PC上下表面边缘都使用环氧胶膜黏结,因此PMMA和PC在拉伸过程中主要受剪切力,而PMMA的韧性没有PC的高,在受力过程中PC变形较大,而

PMMA 变形量较小,承载较高,达到断裂极限后有有机玻璃破坏,试验停止。单层软连接试样的平均拉伸强度相对于层合软连接试样较低,原因是单层 PMMA 的韧性低、位移小,待涤丝带张紧后有机玻璃承力,此时有机玻璃内部的微小缺陷(如微裂纹或链段的局部重排)会因为应力集中而首先发生破坏,当作用力增加至超过断裂极限后,试样发生宏观拉剪破坏。从图 5 的 R-JJ-3 和 R-JJ-4 曲线也可以看出,在出现了裂纹后,试样承载能力降低,但是试样仍承受拉剪应力,随着位移增加载荷又明显增大,在发生整体断裂后试验才停止。

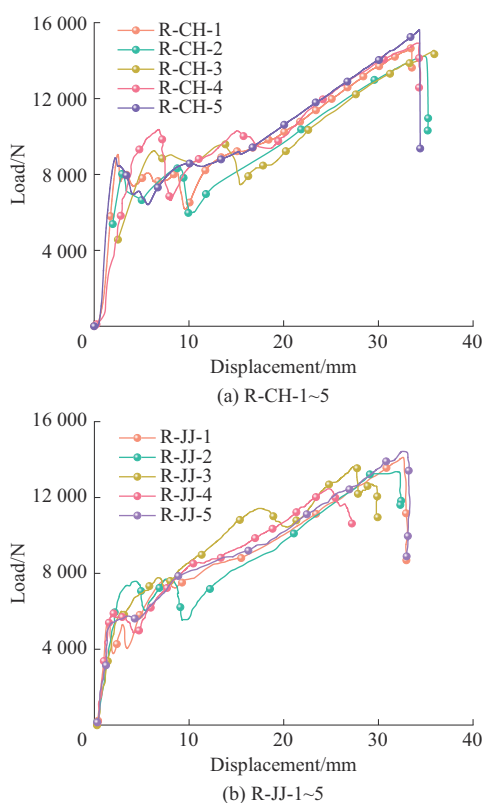


图5 软连接结构试样的载荷-位移曲线

Fig. 5 Load-displacement curves of soft connection structure sample

对于软连接边缘连接结构,试样黏接区主要受拉剪作用,与玻璃边缘厚度的相关性较弱,与材料韧性相关性较大,层合软连接试样相比单层软连接试样,增加了一侧韧性较好的 PC,因而层合软连接试样的极限强度高于单层软连接试样。在实际装配过程中,会存在力矩较大、胶膜黏接厚度不均等问题,这些都可能会导致骨架的前端部分与玻璃试样发生接触,造成应力集中,需要加以控制。

## 2.2 硬连接边缘连接结构试样拉伸性能

层合硬连接试样和单层硬连接试样拉伸断裂

应力和破坏形式见表 2。其中 Y-CH 代表层合硬连接试样, Y-JJ 代表单层硬连接试样。根据试验测得的层合硬连接结构的断裂应力均值为 16.55 MPa, 单层硬连接结构的断裂应力均值为 21.55 MPa。图 6 为层合硬连接结构和单层硬连接结构试样的拉伸破坏实物图。可以看出两种试样的断裂位置均为有机玻璃侧靠近打孔位置应力集中处破坏,证明此处为试样薄弱位置。层合和单层硬连接试样载荷-位移曲线如图 7 所示(图中 Y-CH-1~5 或 Y-JJ-1~5 表示共测试了 5 组试样),由载荷-位移曲线可以看出,在载荷 5 000~7 500 N 范围内的曲线波动是试验件拉伸过程中透明件孔内的橡胶衬套受挤压破坏,这也证明该波动平台之前的载荷-位移曲线(位移 4 mm 以内)主要是橡胶衬套压缩过程产生。橡胶衬套压缩破坏后,透明件螺栓孔连接侧内壁受载荷并传递到整个有机玻璃边缘连接区,直至有机玻璃拉断破坏。层合硬连接结构破坏形式为有机玻璃单孔发生破坏,PC 发生塑性变形。单层硬连接试样表现为有机玻璃破坏。

表 2 层合硬连接和单层硬连接试样拉伸试验结果

Tab. 2 Tensile test results of laminated rigid connection samples and single-layer rigid connection samples

Items	Breaking stress/MPa	Breaking load/N	Failure mode
Y-CH	16.55	19 217.7	Fracture of PMMA
Y-JJ	21.55	25 020.0	Fracture of PMMA

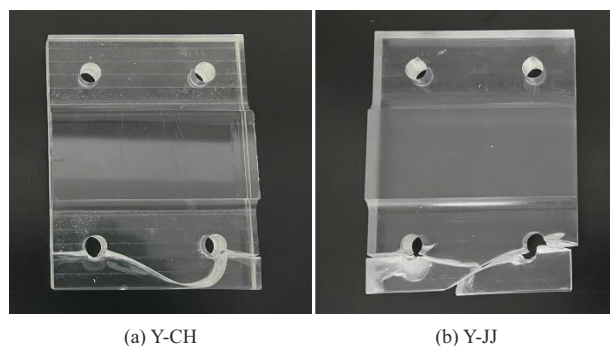


图 6 硬连接试样拉伸试验后图片

Fig. 6 Pictures of rigid connected samples after tensile test

层合硬连接试样的断裂载荷低于单层硬连接试样,从承力方式来看,硬连接试样拉伸过程有机玻璃受力方式与软连接试样不同,硬连接试样由于是螺栓连接,试样直接受拉力,此时 2 mm 中间层 TPU 胶片不承力,如果只按照 PMMA 和 PC 厚度进行计算,层合硬连接试样的断裂应力均值应为 19.43 MPa,仍低于单层硬连接试样的 21.55 MPa,这与 A-PC 的拉伸强度较低有关(低于 BO-PMMA 接近

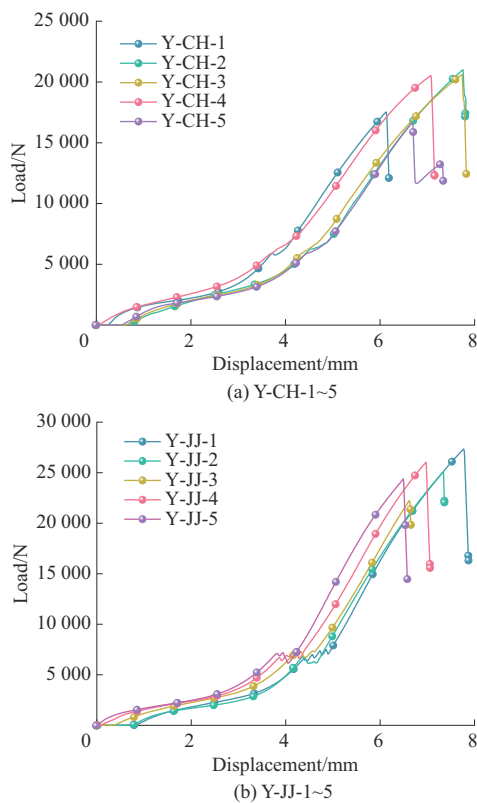


图7 硬连接结构试样的载荷-位移曲线

Fig. 7 Load-displacement curves of rigid connection structure sample (35%)。

总体而言,硬连接结构形式下,静力拉伸极限强度与承力层材料厚度的相关性较大,试样的断裂极限强度和装配存在较大的关系。图8为Y-CH的拉伸断面形貌图。由图8可以看出,断面位置PMMA出现了白色横条,这与有机玻璃受到挤压变形后裂纹发生扩展有关,裂纹方向无规律,裂纹衍生后集中扩展,长度更长,粗糙度更高<sup>[13]</sup>。值得一提的是,试样断裂时都不是试验件上的4个孔整体断裂,而是发生单侧或单孔断裂,原因与装配过程中的累积误差有关,孔的精度、衬套的厚度及装配扭矩大小都可能造成拉伸过程中的轴向偏心,而应力集中处位于孔位,因此会发生单孔断裂,对于侧孔

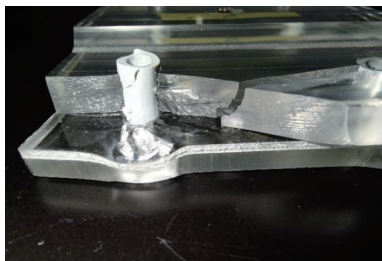


图8 Y-CH拉伸断面图

Fig. 8 Y-CH tensile section diagram

位塑性变形的情况,这在实际装配中是不可避免的,甚至可能会造成拉伸强度大幅度降低。尽管单层硬连接试样的断裂应力与层合软连接试样的断裂应力相当,但是从形变量、抗冲击等角度出发,单层硬连接结构状态的透明件优势不明显。

## 2.3 疲劳性能对比

### 2.3.1 标准样件的测试

目前主流的飞机风挡采用的是层合结构风挡,这种风挡在使用过程中会承受循环载荷,这可能引起表面或内部裂纹的生成和扩展,最终可能导致疲劳断裂。疲劳试验有助于理解在不同应力条件下,风挡的裂纹扩展行为,从而评估其在实际使用中的安全寿命。

参考GJB 2033-1994标准试样的尺寸制备了18 mm层合疲劳试验件,如图9所示。试验过程夹持段使用600目砂纸包裹夹持,减少由于试样滑脱造成的不确定性。在试验之前,将试样置于温湿度箱中在23℃、相对湿度60%的环境条件下调节1 h,在应力集中系数 $K_t=1$ 、应力比0.1、频率0.5 Hz、边缘粗糙度不高于 $R_a=0.16$ 条件下进行条件疲劳极限的摸索,预定循环次数为50 000次。

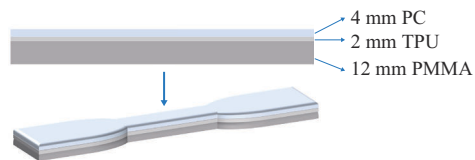


图9 标准疲劳试验件结构示意图

Fig. 9 Schematic diagram of standard fatigue test sample structure

试样的破坏形式为PC发生蠕变破坏,如图10a所示,疲劳过程中试样3层均承力,在疲劳循环载荷的周期性变化下,PC分子链和链段的伸长和收缩往复运动,导致受阻的分子链松动活化,促进了微裂纹的产生,同时长时间周期性的往复运动会使试样内部温度升高,加剧应力集中和裂纹扩展,最终导致PC层发生破坏,通过数字图像相关分析也能看出标准疲劳试验件的应变分布情况,如图10b所示,可以发现中间位置为应变最大区域。

根据条件疲劳极限计算公式(1),可以计算得到条件疲劳极限。

$$S_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^m V_i S_i \quad (1)$$

式中: $S_n$ 为条件疲劳极限; $m$ 为应力水平级数; $n$ 为有效试样总数; $S_i$ 表示第*i*级的应力值; $V_i$ 表示在第*i*级应力下 $S_i$ 试验的试样数。

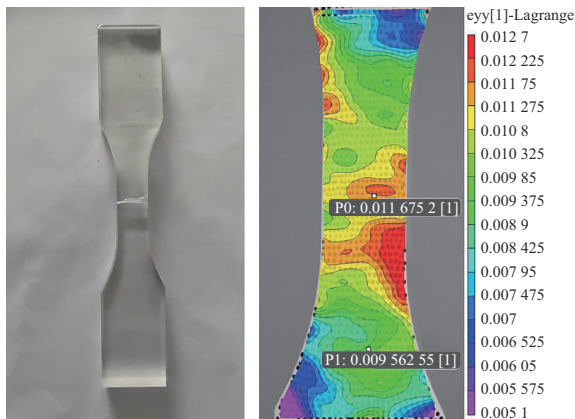


图10 标准疲劳试验件疲劳断裂状态及应变分布情况

Fig. 10 Fatigue fracture state and strain distribution of standard fatigue test samples

试验测得的标准层合疲劳试验件试验结果如图11所示,根据条件疲劳极限计算公式可得标准疲劳试验件的条件疲劳极限为41.3 MPa。

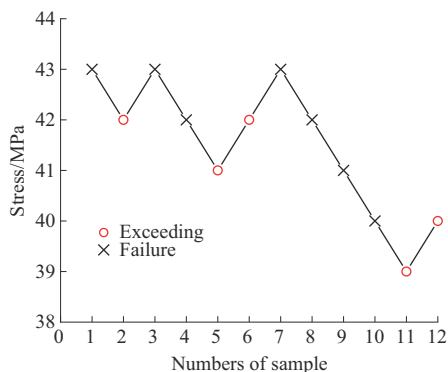


图11 标准疲劳试验件试验结果

Fig. 11 Test results of standard fatigue test samples

在条件疲劳极限的基础上选取4个应力水平用成组试验法测定疲劳寿命,试验结果和应力-寿命(S-N)拟合曲线如图12所示,得到拟合公式为  $S = 99.737\ 72\ N^{-0.087\ 11}$ 。

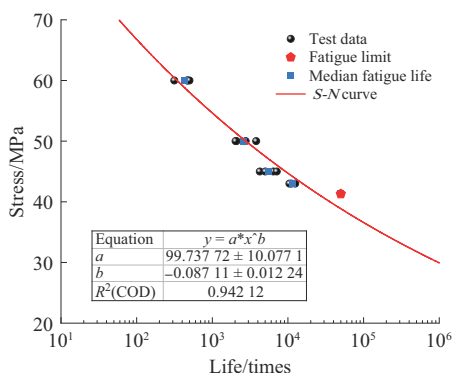


图12 标准疲劳试验件成组试验法试验结果和S-N曲线

Fig. 12 Test results of standard fatigue test samples with group test method and S-N curve

### 2.3.2 软连接边缘连接结构疲劳性能

以软连接的拉伸断裂强度的60%为基础,将安全系数设为1.5进行条件疲劳极限起始载荷的设定。试验条件为:起始载荷5 760 N,应力比0.1,频率0.5 Hz,极限寿命50 000次。通过升降法得到层合软连接试样的条件疲劳极限为10.15 MPa,单层软连接试样的条件疲劳极限为10.52 MPa。

升降法疲劳试验后层合软连接疲劳试验件照片如图13所示,5万次疲劳试验后,密封胶被拉脱,疲劳试验过程中主要是边缘黏接的涤丝带发生变形及恢复,进而导致试样周围的密封胶脱胶,峰值载荷越大,涤丝带被拉开得越多。当峰值载荷逐级增加时,试样破坏存在两种情况。第1种是拉伸疲劳过程PC发生断裂,试验继续。原因是在拉伸疲劳过程中,涤丝带发生拉伸变形,PC与PMMA承受剪切力,而PC与涤丝带胶黏剂为环氧胶膜,这是一种热固性胶黏剂,其与PC的拉伸弹性模量不同,会在PC黏接区与非黏接区位置形成应力集中区,在低频次的往复循环过程中,该位置产生局部微裂纹,微裂纹长度开始达到一定临界值进入快速扩展阶段,最终导致PC层的宏观破坏<sup>[14]</sup>。图14为PC层的断面形貌分析FESEM照片。可以看出,本实验条件下PC只存在一个裂纹源区,裂纹引发后,由于PC不会发生脆断,因此会在往复载荷下继续扩展且不产生脆断,对应图14a中的环状波纹,待裂纹稳定

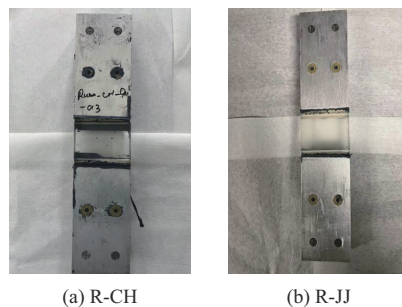
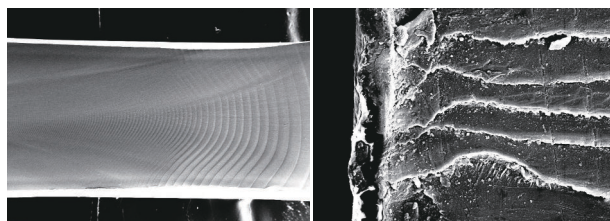


图13 层合软连接试样和单层软连接试样疲劳试验后照片

Fig. 13 Photos of laminated soft connection sample and single-layer soft connection sample after fatigue testing



(a) Circular ripple after fatigue testing (b) Rough uplift after fatigue testing

图14 PC层断面形貌分析FESEM照片

Fig. 14 FESEM photos of PC layer cross-sectional morphology analysis

扩展后,裂纹进入失稳扩展区,这时断面展现出粗糙隆起,原因是裂纹失稳扩展过程中试样被迅速拉断,导致其表面形貌变得粗糙,对应图14b。试样的第2种破坏情况为有机玻璃发生部分断裂,原因是环氧胶膜与有机玻璃存在拉剪力,两者模量不同,而有机玻璃表面可能存在细微缺陷,这就导致在疲劳过程中缺陷扩展,达到有机玻璃的破坏极限后试样破坏,试验停止<sup>[15]</sup>。

试验可得单层软连接试样的条件疲劳极限比层合软连接试样的条件疲劳极限高,原因是层合软连接结构的中间层TPU结构不承力,实际承力厚度最厚处仅为16 mm,厚度较薄,且有机玻璃的刚度较PC层高,而在循环载荷较小的情况下,拉伸疲劳受力为软连接疲劳试样的主要受力状态,PMMA层能在这种载荷条件下保持稳定。因此单层软连接试样比层合软连接试样的条件疲劳极限高约3.6%。

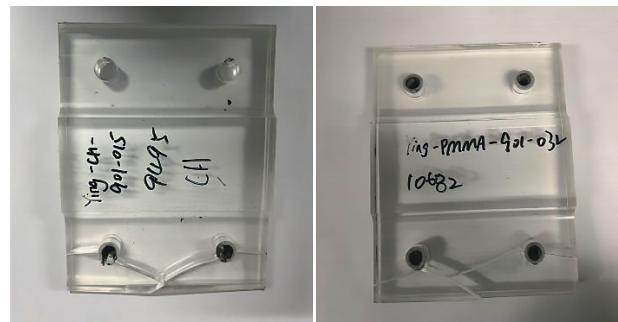
### 2.3.3 硬连接边缘连接结构疲劳性能

硬连接试样的疲劳测试起始载荷以其拉伸强度的70%为限,将安全系数设为1.5进行试验,起始载荷8 256 N,应力比0.1,频率0.5 Hz,极限寿命为50 000次。通过升降法获得层合硬连接试样的条件疲劳极限为8.01 MPa,单层硬连接试样的条件疲劳极限为9.77 MPa。

对于层合硬连接试样,受力状态发生变化,试样打孔处出现应力集中,PC韧性强,因此在受到拉伸疲劳载荷时,会发生蠕变,同时,层合结构试样由于界面效应,在黏接处会积热,温度升高会导致应力集中,诱导因素叠加至超过PC的极限后,PC发生塑性变形<sup>[16]</sup>。而PMMA的刚度比PC的高,因此在PC发生蠕变过程中,PMMA承受更大的载荷,当超过极限载荷后,PMMA发生脆断,试验停止。与拉伸情况不同的是,PMMA的脆断不是一个孔边缘脆断,而是同侧双孔发生连续断裂,原因是拉伸疲劳过程中单孔玻璃出现裂纹并缓慢扩展,而同侧的另一个孔能在这段时间内承受相同载荷直至该侧有机玻璃破坏,因此表现为同侧双孔断裂,如图15所示。单层硬连接试样的条件疲劳极限大于层合硬连接试样,原因是单层试样的有机玻璃更厚,承载能力更强,条件疲劳极限相对提升22%,断裂形式与层合硬连接试样类似。

## 3 结论

(1)根据试验结果,单层硬连接、层合硬连接、单



(a) Y-CH

(b) Y-JJ

图15 疲劳试验后的层合硬连接和单层硬连接试样破坏照片

Fig. 15 Failure photos of laminated rigid connection sample and single-layer rigid connection sample after fatigue testing

层软连接和层合软连接试样的拉伸断裂应力分别为21.55, 16.55, 17.58, 21.5 MPa。单层硬连接和层合软连接拉伸应力相当,但硬连接的极限载荷与孔的加工精度、装配应力有关,若不能使所有的螺栓孔同步受力,会导致实际边缘采用硬连接形式时极限载荷降低。而层合软连接试样拉伸断裂应力大于层合硬连接,原因是软连接试样黏接区主要受拉剪力,与材料韧性相关性较大,同时层合结构中间层TPU不承力,硬连接拉伸受力状态仅为两侧PMMA和PC承力。

(2)疲劳试验中单层软连接、硬连接和层合软连接、硬连接试样的条件疲劳极限分别为10.52, 9.77, 10.15, 8.01 MPa,从破坏形式和疲劳载荷极值,并结合实际工程应用中飞机抗鸟撞性能的情况,软连接试样疲劳性能优于硬连接试样。

(3)实际装配过程孔位、加工精度误差、衬套的厚度、装配力矩大小、胶垫、密封胶的厚度都会对飞机的实际装配过程造成影响,引起偏心及孔位内应力增大,增加透明件被破坏的风险,因此在装配过程中需要对装配方式、装配精度、使用材料进行标准化规定,确保装配过程的可操作性和标准化,以提升座舱盖的使用性能。

### 参考文献

- [1] 黄宝臣,杨旭.风挡和座舱盖透明件边缘连接设计[J].飞机设计,2014,34(4):37-41.  
HUANG Baochen, YANG Xu. Design of the edge joints for wind shield and canopy transparency[J]. Aircraft Design, 2014, 34(4): 37-41.
- [2] 赵景云,颜悦,厉蕾,等.边缘结构材料对透明件疲劳寿命的影响及优化[J].材料科学与工程学报,2018,36(3):347-351.  
ZHAO Jingyun, YAN Yue, LI Lei, et al. Effects of edge joint material on fatigue life of transparent parts and optimization[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2018, 36(3):347-351.

- [3] 高宗战,何新党,姜志峰,等.有机玻璃边缘连接结构疲劳寿命可靠性分析[J].材料工程,2010(5):20-24.  
GAO Zongzhan, HE Xindang, JIANG Zhifeng, et al. Reliability analysis of fatigue life for polymethyl methacrylate with edge joint structure[J]. Journal of Materials Engineering, 2010(5):20-24.
- [4] 邸祥发,王佳莹.边缘软连接座舱盖及外场使用检查[J].飞机设计,2006(3):35-39,47.  
DI Xiangfa, WANG Jiaying, Failure detection and analysis for cockpit canopies with flexible connection between plexiglass and frame[J]. Aircraft Design, 2006, 26(3):35-39, 47.
- [5] AKPINAR S, AYDIN M D, ÖZEL A. A study on 3-D stress distributions in the bi-adhesively bonded T-joints[J]. Applied Mathematical Modelling, 2013, 37(24):10 220-10 230.
- [6] BAVI O, BAVI N, SHISHESAZ M. Geometrical optimization of the overlap in mixed adhesive lap joints[J]. The Journal of Adhesion, 89(12):948-972.
- [7] 高翔,胡建冬,吕晓雷,等.教练机活动舱透明件故障分析研究[J].教练机,2015(3):53-57.  
GAO Xiang, HU Jiandong, LYU Xiaolei, et al. Research on failure analysis of canopy transparency of trainer[J]. Trainer, 2015(3): 53-57.
- [8] 冯海兵.美国五代战斗机座舱透明件技术的应用进展[J].科技导报,2021,39(9):24-35.  
FENG Haibing. Application progress for technology of American fifth generation fighter's cockpit transparency parts[J]. Science & Technology Review, 2021, 39(9):24-35.
- [9] MEKALINA I V, YAKOVLEV N O, KHARITONOV G M, et al. Prospects for using different types of transparencies in the manufacture of aircraft canopies[J]. Glass and Ceramics, 2018, 74(9-10): 367-371.
- [10] DE BRUYN NETO M, DE CASSIA MENDONCA SALES R, IHA K, et al. Reinforced transparencies for aerospace application-Case description[J]. Journal of Aerospace Technology and Management, 2016, 8(1):49-54.
- [11] 杨佳,孙佳思,郑飞,等.有机玻璃断裂韧性的断面形貌分析[J].玻璃,2017,44(12):36-38.  
YANG Jia, SUN Jiasi, ZHENG Fei, et al. Analysis of section morphology for organic glass fracture toughness[J]. Glass, 2017, 44(12):36-38.
- [12] LI H Y, WANG X S, YUAN S J, et al. Typical stress states of tube hydroforming and their distribution on the yield ellipse[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 151(1-3):345-349.
- [13] 颜悦,厉蕾.航空座舱透明材料应用研究新进展[M].北京:国防工业出版社,2011.  
YAN Yue, LI Lei. New progress on the application study of transparent materials for aviation cockpit[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011.
- [14] 张晓雯,吴南,张旋,等.透明聚碳酸酯材料疲劳断裂行为[J].材料工程,2017,45(11):30-35.  
ZHANG Xiaowen, WU Nan, ZHANG Xuan, et al. Fatigue fracture behaviors of transparent polycarbonate materials[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(11):30-35.
- [15] 王元清,郑宝锋,舒赣平,等.结构用有机玻璃的力学性能及其工程应用[J].建筑结构,2023,53(8):1-6,35.  
WANG Yuanqing, ZHENG Baofeng, SHU Ganping, et al. Mechanical properties and engineering application of structural acrylic[J]. Building Structure, 2023, 53(8):1-6, 35.
- [16] XU X T, WANG T, SUN Q W, et al. The effect of notch and molecular weight on the impact fracture behavior of polycarbonate [J]. Polymers, 2024, 16(8). DOI:10.3390/polym16081072.