

航空航天

# 选择性加强结构在飞机结构设计中的应用

沈培良

(上海飞机设计研究院, 上海 200232)

**摘要** 针对如何满足民用飞机高寿命低重量的设计指标问题, 引入一种在原铝合金飞机结构上固化 GLARE 条带的新型结构, 以提高疲劳和损伤容限性能。并对其疲劳和损伤容限性能以及湿热环境敏感性进行阐述, 提出适航符合性思路。

**关键词** 疲劳 损伤容限 选择性加强结构 GLARE

**中图分类号** V215.2; **文献标志码** A

随着民用航空工业的发展和民航市场需求的提高, 民用飞机的设计寿命指标在不断地提升, 而低能耗低成本的要求也在提高。市场竞争的压力迫使民机制造商和航空材料供应商不断研发各种新材料和新结构, 提高材料的强度性能尤其是疲劳和损伤容限性能。复合材料以及金属复材杂合的 GLARE 结构开始在国外民机主结构上应用, 且应用范围逐步扩大, 而对于国内民用航空领域, 复合材料和 GLARE 结构在民机主结构上的应用还处于探索阶段, 分析验证技术不成熟, 生产工艺不稳定, 很多问题还有待解决。在这种情况下, 对于熟悉金属结构领域的国内航空制造业, 一种基于金属材料的选择性加强结构的研发应用对于解决如何满足民用飞机高寿命低重量的设计指标问题是很好的帮助。

## 1 选择性加强结构介绍

民用飞机机身上壁板、机翼下壁板主要承受拉应力, 对疲劳和损伤容限性能要求较高, 在这些区域常规的设计方法是通过增加蒙皮厚度、降低应力水平, 来满足疲劳和损伤容限的设计要求, 但这样做必然会牺牲重量指标。选择性加强结构将会解

决这个矛盾, 在飞机结构高应力区域的蒙皮上胶接带有玻璃纤维的 GLARE 条带经过 120 °C 中温固化, 固化工艺见参考文献[1], 可有效提高该区域蒙皮的疲劳和损伤容限性能, 这种结构称为选择性加强结构, 其应用如图 1 所示。

这种设计思路与国外某型飞机的设计思路较为类似, 参考文献[2]提到该型飞机为提高疲劳和损伤容限性能, 在与长桁连接处机身蒙皮上胶接铝合金条带, 有一定的改善效果, 但比胶接 GLARE 条带的效果要差。

国外某研究机构曾研究过将碳纤维制成的 GLARE 条带固化在蒙皮上, 见参考文献[3], 但由于碳纤维与铝合金的热膨胀率差异较大, 在铝合金蒙皮上产生较大的残余应力。玻璃纤维的热膨胀率较之其他材料与铝合金最接近, 因此, 选择玻璃纤维制成的 GLARE 条带做增强条带是最合适的。

玻璃纤维 GLARE 条带结构示意图见图 2、图 3 所示, 玻璃纤维均为 0° 方向, 铝合金和预浸料的层数可按需增加, 图 2、图 3 显示的是 2/1 型 GLARE 条带。

## 2 原理

选择性加强结构之所以能提高疲劳和损伤容限性能, 是因为 GLARE 条带中含有的玻璃纤维在起作用。

### 2.1 疲劳性能提高原理

2012 年 3 月 28 日收到, 4 月 27 日修改

作者简介: 沈培良, 男。E-mail: shenpeiliang@comac.cc。

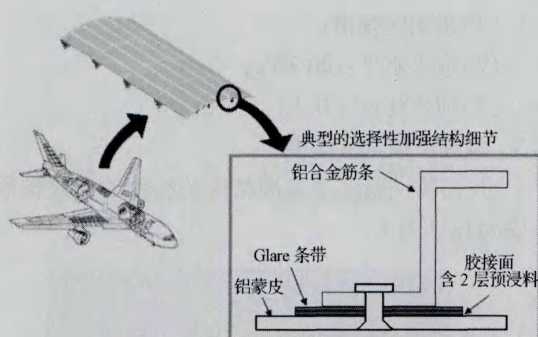


图1 选择性加强结构示意图

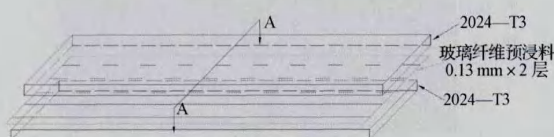


图2 GLARE 2/1 型条带

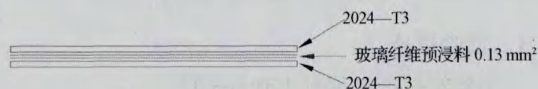


图3 A—A 截面

疲劳裂纹是从蒙皮的铆钉孔边产生的,在蒙皮上固化了GLARE条带后,再与长桁或框一起铆上铆钉,由于铆钉的干涉配合,使得纤维层产生预拉应力,而铝合金蒙皮产生预压应力,降低了铝合金蒙皮孔边拉应力,从而提高了疲劳性能。

## 2.2 损伤容限性能提高原理

初始裂纹一般发生在蒙皮的铆钉孔边,蒙皮孔边裂纹扩展的同时,由于纤维层的桥接作用,受到纤维层的约束,裂纹扩展受到阻碍,直到蒙皮与GLARE条带之间发生脱胶才摆脱这种约束。

## 3 疲劳性能比较

为了验证选择性加强结构疲劳性能的优越性,进行了一系列元件级疲劳性能对比试验。

试验件采用两种不同的宽度,试验件详细尺寸见图4。

### 3.1 基准结构试验件(单一铝合金蒙皮)

蒙皮(2524—T3,下同)厚度1.6 mm。

### 3.2 SR结构1型试验件(采用2/1 Glare2 0.4条带)

带)

蒙皮厚度1.3 mm,蒙皮和条带厚度50 mm,蒙皮和条带的胶接面采用0.26 mm预浸料胶接。

### 3.3 SR结构2型试验件(采用3/2 Glare2 0.4条带)

蒙皮厚度1.3 mm,蒙皮和条带厚度30 mm,蒙皮和条带的胶接面采用0.26 mm预浸料胶接。

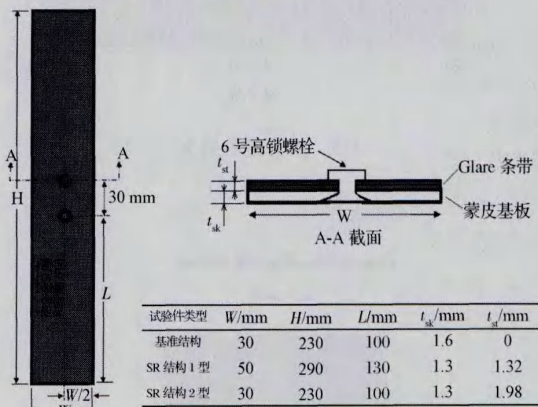


图4 疲劳性能试验件

试验在INSTRON标准试验机上进行,试验频率为低频,频率为20 Hz。

## 3.4 试验载荷

- (1) 采用等幅谱;
- (2) 3种应力水平(170,188,230 MPa);
- (3) 应力比: $R=0.1$ 。

## 3.5 试验结果对比

SR结构与铝合金结构的试验结果对比见图5。

## 3.6 试验结论

图5显示,充填孔情况下,SR结构的疲劳性能比铝合金结构好,且Glare条带越厚,SR结构的疲劳性能越好。

## 4 损伤容限性能对比

为了验证选择性加强结构优越的抗裂纹扩展性能,进行了一系列裂纹扩展性能对比试验,试验件结构形式见图6。

### 4.1 试验件类型

基准结构试验件

蒙皮(2524—T3,下同)厚度1.6 mm,宽度500



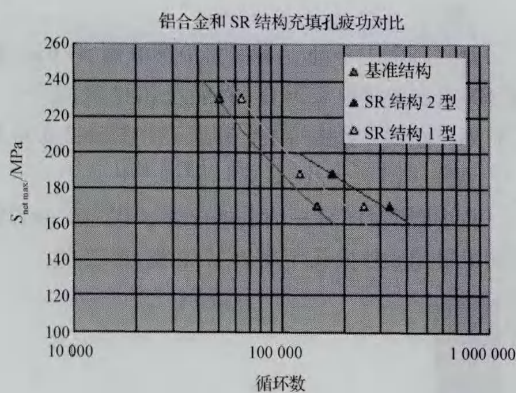


图5 疲劳试验数据

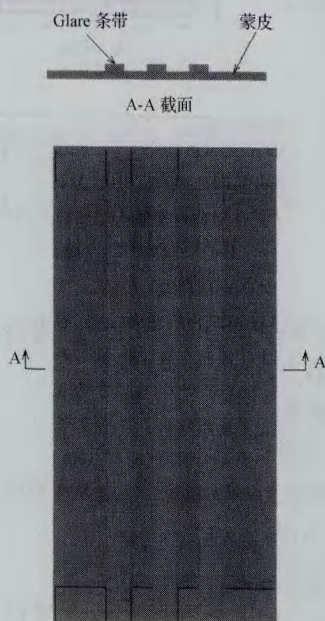


图6 裂纹扩展性能试验件示意图

mm, 增强比例 0%。

SR 结构 1 型试验件 (采用 2/1 Glare2 0.4 条带, 条带宽度 50 mm):

蒙皮厚度 1.27 mm, 宽度 500 mm, Glare 条带厚度 1.06 mm, 增强比例 20%。

SR 结构 2 型试验件 (采用 3/2 Glare2 0.4 条带, 条带宽度 30 mm):

蒙皮厚度 1.27 mm, 宽度 500 mm, Glare 条带厚度 1.78 mm, 增强比例 20%。

#### 4.2 试验载荷

- (1) 采用等幅谱;
- (2) 应力水平: 100 MPa;
- (3) 应力比:  $R = 0.1$ 。

#### 4.3 裂纹扩展试验结果

SR 结构试验件与基准结构试验件的裂纹扩展寿命对比见图 7。

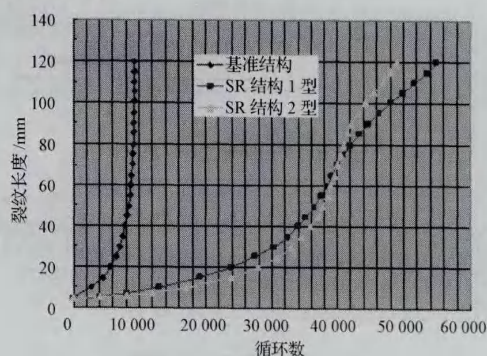


图7 三种试验件裂纹扩展寿命对比图

#### 4.4 试验结论

半裂纹长度扩展至 120 mm 时,

Glare2 3/2 30 mm SR 结构件 (预浸料连接) 的裂纹扩展寿命为基准结构件的 5.3 倍;

Glare2 2/1 50 mm SR 结构件 (预浸料连接) 的裂纹扩展寿命为基准结构件的 5.9 倍。

SR 结构比单一的铝合金结构有较好的抗裂纹扩展性能, 且 SR 条带的宽度越宽、厚度越厚, 抗裂纹扩展性能越好。

#### 5 湿热环境敏感性研究

为了研究湿热环境是否影响 SR 结构的疲劳性能, 进行了一系列湿热环境下的疲劳性能试验。

试验件设计同第 3 节中的疲劳试验件尺寸相同, 所不同的是本试验件均为开孔 (带埋头窝) 试验件, 另外是试验环境不同, 本节中的试验考虑了以下两种情况:

(1) 分别在  $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$  和  $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$  的环境下进行疲劳试验;

(2) 在 85% RH,  $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$  的环境下曝晒 1 000 h 后进行疲劳试验。

##### 5.1 $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的环境与室温环境下的试验



### 结果对比

3/2 型 SR 结构开孔(带埋头窝)试验件在  $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$  和室温三种温度环境下应力比  $R=0.1$ 、最大应力  $170\text{ MPa}$  的疲劳寿命对比见图 8。

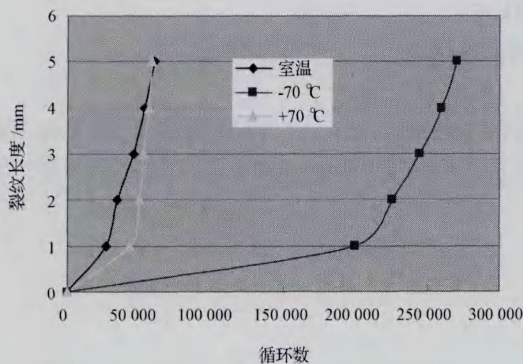


图 8 选择性加强结构试验件在  $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$  和室温三种温度环境下疲劳性能对比

### 试验结论:

- 1) SR 结构试验件在  $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$  和  $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$  的温度下疲劳性能都没有退化;
- 2) 温度提高后 SR 结构试验件的疲劳寿命与室温情况是相当的;
- 3) 温度降低后 SR 结构试验件的疲劳寿命比室温情况提高了。

### 5.2 85%RH, $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的环境下曝晒 1 000 h 后与室温环境下的试验结果对比

3/2 型 SR 结构试验件曝晒与不曝晒的试验结果对比见图 9。

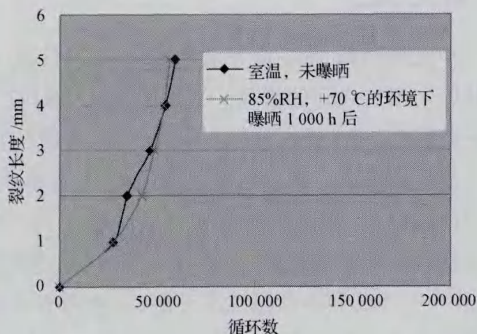


图 9 选择性加强结构试验件在湿热环境下曝晒后与室温环境下疲劳性能对比

### 试验结论:

SR 结构试验件在 85% RH,  $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$  的环境下曝晒 1 000 h 后与未经曝晒的试验件的疲劳性能相当, 由此可知, SR 结构对湿热环境不敏感。

## 6 适航符合性验证思路

选择性加强结构中虽含有玻璃纤维材料,但其作用是对其金属层中的裂纹起到止裂作用,验证对象还是其中的金属层,因此,选择性加强结构的试验符合性验证方法按金属结构的符合性方法进行。

选择性加强结构的适航符合性验证思路如下。

### 6.1 制造工艺标准和检验标准制定

通过工艺试验制定制造工艺标准和检验标准。

### 6.2 分析评定

通过试验和研究得到选择性加强结构的分析评定方法,试验要考虑不同 Glare 宽度、Glare 层数、紧固件形式的结构因素以及谱载、温度、湿度等载荷环境因素,对飞机上运用选择性加强结构的部位进行分析评定。

### 6.3 试验验证

通过全尺寸疲劳试验对飞机上运用选择性加强结构的部位进行试验验证,验证其疲劳性能是否满足参考文献<sup>[4]</sup>CCAR-25-R4 第 25.571 条的规定;通过组件级损伤容限试验(预制损伤)对运用选择性加强结构的部位进行试验验证,验证其损伤容限性能是否满足参考文献<sup>[4]</sup>CCAR-25-R4 第 25.571 条的规定。

## 7 结论

选择性加强结构与单一铝合金结构相比,有着较好的疲劳性能和抗裂纹扩展性能,在飞机使用中可能遇到的高温和低温情况下,选择性加强结构的疲劳性能不低于室温情况下的疲劳性能,对湿热环境也不敏感。

综上所述,选择性加强结构有着较好的应用前景,后续通过制造工艺标准、检验标准的制定以及分析评定方法的研究,可实现其在飞机结构上的应用。

(下转第 5411 页)

数,但是抗背压性能较差,在较低背压下才能达到极限引射系数。收缩构型引射系数较小,但是抗背压性能最好,在较高背压下即可达到极限引射系数。等截面构型性能居中。从混合性能来讲扩张构型混合性能最差,收缩构型混合性能最好,等截面构型居中。从以上分析可以看出在引射模态下收缩构型具有良好的工作性能。对于单独的引射模态来讲收缩构型是最佳选择,但是从整个弹道来讲,收缩构型不利于超燃模态。

### 参 考 文 献

- 1 黄生洪,何洪庆. 火箭基组合动力循环(RBCC)推进系统概念设计模型. 推进技术,2003;24(1):1—5
- 2 霍超,何国强,吕翔,等. RBCC 发动机初步设计 CAD 系统研究. 固体火箭技术,2010;33(1):71—75
- 3 吕翔,何国强,刘佩进,等. RBCC 发动机性能分析模型改进方法研究. 固体火箭技术,2010;33(4):11—22
- 4 张建东,王占学,张蒙正,等. 火箭冲压组合循环推进系统混合参数研究. 空气动力学学报,2010;28(2):222—225

## Analysis of Rocket-based Combined Cycle Engine Ejector Mode Performance on Different Structures of Mixer

CHEN Hui-jie, AN Jia-ning

(92419 Unit of PLA, Xingcheng 125106, P. R. China)

**[Abstract]** Numerical simulation was carried out to investigate the influence on the ejector performance of different structures of RBCC mixer. Flow structure, performance of ejecting and mixing were analyzed. Result shows that under the same condition and inlet cross section area of the mixer, the diffusive structure has the highest ejector coefficient and the lowest anti-backpressure ability. The contraction structure has the lowest ejector coefficient and the highest anti-backpressure ability. The constant area structure is medium in performance.

**[Key words]** RBCC ejector mode structures of mixer ejector coefficient

(上接第 5407 页)

### 参 考 文 献

- 1 Zhang X, Figueroa-Gordon D, Boscolo M, *et al.* Improving fail-safety of aircraft integral structures through the use of bonded crack retarders. In: 24th Symposium of International Committee of Aeronautical Fatigue, ICAF 2007, Naples;2007
- 2 Damage Tolerance Assessment Handbook. Federal Aviation Administration,1993
- 3 Baker A A, Jones R. Bonded repair of aircraft structures. published by Martinus Nijhoff 1988
- 4 CCAR—25—R4, 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准. 中国民用航空局,2011—11—7

## Selective Reinforcement Structure Application in Aircraft Structural Design

SHEN Pei-liang

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, P. R. China)

**[Abstract]** For meeting the design objective about long life and low weight civil aircraft, a new kind of structure is introduced, which is advanced in damage tolerance & fatigue with GLARE strip solidified onto original aluminum aircraft structure, and expatiated its damage tolerance & fatigue capability, and susceptibility to high humidity & high temperature environment. A means of certification compliance is given.

**[Key words]** fatigue damage tolerance selective reinforcement structure GLARE