・计算材料学

# 复合材料薄板斜接式挖补修理稳定性优化设计

# 卢俊文 麦海波 张殊伦

(中国民用航空飞行学院,广汉 618307)

文 摘 对复合材料层合板挖补修理模型进行了稳定性优化分析。采用 ARSM 优化算法研究了挖补修 理结构失稳载荷与挖补角、胶层厚度以及补片材料与母板材料匹配对挖补修理后复合材料薄板失稳载荷大小 的影响,得到了各母板材料对应的稳定性最优挖补修理模型。结果表明,补片材料各方向上的模量匹配非常重 要,硼纤维层合板的6个方向上模量搭配最优,硼纤维层合板补片为各个修理方案中的最佳补片材料。当胶层 厚度和挖补角参数增大时,失稳载荷逐渐增大,在挖补角与胶层厚度最佳匹配范围内,失稳载荷很快达到最大。 在挖补角与胶层厚度脱离最佳匹配范围内后,失稳载荷迅速减小,进一步说明 ARSM 优化算法可以高效地完 成挖补修理结构的稳定性优化分析。

关键词 挖补修理,稳定性,优化,有限元分析 中图分类号:TB330.1 DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2018.04.003

# Optimal Stability Design of Scarf Repaired Laminated Composites

LU Junwen MAI Haibo ZHANG Shulun

(Civil Aviation Flight University of China, GuangHan 618307)

Abstract Adhesively bonded scarf repairs are the preferred method for repairing laminated composite structures, limited mainly by the amount of material removal associated with scarfing. In addition to the high strength restoration, scarf repairs also enable recovery of the original external surface as required by aerodynamic and/or external mould line considerations. In this investigation, an optimization method has been developed for determining the optimum scarf repair angles, adhesive thickness and scarf patch material for a given biaxial loading condition. The scarf angle, adhesive thickness and scarf patch material was considered by adaptive response surface method (ASRM). The optimum and near-optimum scarf repair model are presented and discussed with respect to computational model using the finite element method. As a result, boron fiber scarf patch is the best with optimal matching modulus. When the scarf angle and adhesive thickness increased, the instability load also increased, then went into their matching zone, the instability load got its maximum value quickly. Once the value of scarf angle and adhesive thickness went out of their optimal matching zone, the instability load reduced soon. Meanwhile the matching between scarf repair patch material and the parent structure material is very important. It reveals that the ASRM method can realize the stability optimization of scarf repaired laminates with high efficiency.

Key words Scarf repair, Stability, Optimization, Finite element analysis

#### 0 引言

为了减少机身结构质量,复合材料薄板结构在飞 机上应用日趋广泛,薄板结构在承受载荷时很容易出 现失稳现象。为了确保复合材料结构具有高的稳定 性,近几年来各国研究人员进行了大量的复合材料结构稳定性优化研究<sup>[1-7]</sup>,但对复合材料薄板斜接式挖补修理结构的失稳载荷影响因素的优化研究甚少。随着轻型全复合材料航空器大量投入使用以及飞机

第一作者简介:卢俊文,1985年出生,硕士,主要研究方向为复合材料结构计算与设计及航空器故障诊断与预测。E-mail:awen888@qq.com

收稿日期:2018-03-14

基金项目:民航局科技创新引导项目(MHRD20130210);中国民用航空飞行学院创新团队计划(JG2017-29)

宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2018 年 第4期

使用率的大幅度提升,挖补修理已经成为了复合材料 薄板结构的最重要修理方式之一,其修理稳定性优化 研究变的尤为重要。

本文使用商用有限元软件 ANSYS 对经过挖补后 的复合材料薄板结构的失稳载荷进行了优化分析,考 虑了挖补角、胶层厚度、补片材料与母板材料匹配对 挖补修理层合板结构失稳载荷的影响,为复合材料层 合板结构的挖补修理技术提供了一定的理论指导。

#### 1 挖补修理模型描述

# 1.1 挖补参数说明

由于挖补铺层方式对挖补修理稳定性的影响在 文献[8]中进行了详细研究,在本优化过程中未进行 详细研究,考虑了同种材料以及异种材料的挖补修理 匹配,考虑了挖补角、胶层厚度对稳定性的影响。具 体参数见表1。

表1	材料性能参数	

材料	弹性模量/GPa	剪切模量/GPa	泊松比		
碳纤维层合板	$E_{11} = 143$	$G_{12} = G_{13} = 4.9$	$\mu_{12} = \mu_{13} = 0.306$		
	$E_{22} = E_{33} = 9.3$	$G_{23} = 4$	$\mu_{23} = 0.32$		
玻璃纤维层合板	$E_{11} = 548$	$G_{12} = G_{13} = 9.1$	$\mu_{12} = \mu_{13} = 0.25$		
	$E_{22} = E_{33} = 18.3$	$G_{23} = 9.1$	$\mu_{23} = 0.25$		
石墨纤维层合板	$E_{11} = 211$	$G_{12} = G_{13} = 2.6$	$\mu_{12} = \mu_{13} = 0.3$		
	$E_{22} = E_{33} = 5.3$	$G_{23} = 2.6$	$\mu_{23} = 0.3$		
硼纤维层合板	$E_{11} = 211$	$G_{12} = G_{13} = 7$	$\mu_{12} = \mu_{13} = 0.3$		
	$E_{22} = E_{33} = 21.100$	$G_{23} = 7$	$\mu_{23} = 0.3$		
SY-14 黏接剂	$E = 2.3 \times 10^{-3}$		$\mu = 0.35$		

#### 1.2 挖补修理结构

考虑到结构与边界条件的对称性,此处只需要建 立挖补修理结构的 1/4 模型,结构参数、边界条件、载 荷施加如图 1 所示。母板与补片通过粘接的方式连 接在一起,粘接形式为斜接,母板材料与补片材料均 为4种,分别是碳纤维、玻璃纤维、石墨纤维和硼纤维 层合板,进行自由组合后进行挖补稳定性优化分析, 胶层材料为SY-14面-面胶黏剂<sup>[9-10]</sup>。母板与补片 的铺层方式如表2所示,均为[±45/90/0<sub>2</sub>/±45/0]<sub>s</sub>, 该挖补修理机构中层合板单层厚度为0.125 mm。



#### 2 复合材料层合板稳定性计算理论

假设一块各向异性的复合材料薄板的长度为*a*, 自  $D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 4D_{16} \frac{\partial^4 w}{\partial x^3 \partial y} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + 4D_{26} \frac{\partial^4 w}{\partial x \partial y^2}$ 式中, $D_{ij}$ 为薄板的弹性刚度矩阵, $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ , $\sigma_{xy}$ 分别为板内应力分量。

对于一端固定约束的复合材料薄板,其约束方程 见式(2)。

在 **x**=0, **a** 处, 
$$w = \frac{\partial w}{\partial x} = 0$$
  
或者

宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2018 年 第4期

宽度为b,厚度为h。考虑到材料的各向异性,假设板的厚度为均厚,其控制方程见公式(1)<sup>[9]</sup>。

$$\frac{1}{y^3} + D_{22} \frac{1}{\partial y^4} = \sigma_x h \frac{1}{\partial x^2} + 2\sigma_{xy} h \frac{1}{\partial x \partial y} + \sigma_y h \frac{1}{\partial y^2} \quad (1)$$

$$\frac{1}{\partial x^2} = 0 \quad (2)$$

 $\partial^2 w$   $\partial^2 w$ 

$$dy$$
  
对于复合材料层合板刚度矩阵 $\overline{D}_{a}$ 可表示为

式(3)。

 $\partial^4 w$ 

$$\boldsymbol{D}_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{n} (\overline{Q}_{ij})_{k} (z_{k}^{3} - z_{k-1}^{3}) (i, j=1, 2, 6) (3)$$

式中,n为层合板的层数,z<sub>k</sub>和 z<sub>k-1</sub>第 k 层上下表面的 - 17 -- 坐标, $\overline{Q}_{a}$ 可以通过公式(4)计算得出。其中角  $\theta$  是纤

维方向与 x 轴的逆时针夹角,参考坐标如图 2 所示。

$$\begin{split} \overline{Q}_{11} &= Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta + Q_{22}\sin^4\theta \\ \overline{Q}_{22} &= Q_{11}\sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta + Q_{22}\cos^4\theta \\ \overline{Q}_{12} &= \overline{Q}_{21} = (Q_{12} + Q_{22} - 4Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta + Q_{12}(\cos^4\theta + \sin^4\theta) \\ \overline{Q}_{66} &= (Q_{12} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta + Q_{66}(\cos^4\theta + \sin^4\theta) \\ \overline{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66})\cos^3\theta\sin\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta \\ \overline{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\cos^3\theta\sin\theta \end{split}$$
(4)

公式(4)中,Q<sub>ii</sub>(i, j=1,2,6)由公式(5)来计算。

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{(1 - \mu_{12}\mu_{21})}$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{(1 - \mu_{12}\mu_{21})}$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \mu_{21}Q_{11} = \mu_{12}Q_{22}$$

$$Q_{66} = G_{12}$$
(5)

式中,  $E_{11}$  为第一方向上的弹性模量,  $E_{22}$  为第二方向上的弹性模量,  $G_{12}$  为剪切模量,  $\mu_{12}$  和 $\mu_{21}$  分别为泊松比, 他们之间的关系见公式(6)。

$$\frac{\mu_{12}}{E_{11}} = \frac{\mu_{21}}{E_{22}} \tag{6}$$

最后通过矩阵计算简化后得出求解失稳载荷的 方程:

$$\left(\left[\boldsymbol{K}\right] + \lambda\left[\boldsymbol{S}\right]\right) \left\{\boldsymbol{\psi}\right\} = 0 \tag{7}$$

式中, [K]表示结构刚度矩阵, [S]为初始应力刚度 矩阵,  $\{\psi\}$ 为位移特征值矢量,  $\lambda$ 为失稳载荷。



Fig.2 Coordinate reference

# 3 优化分析

### 3.1 优化分析实现

本优化设计是通过不同材料的母板与补片匹配、 胶层厚度以及挖补角三个因素来实现挖补修理结构 稳定性最优化,属于单目标优化,采用 ANSYS 中"optiSLang"优化插件调用 APDL 程序中参数来实现,采 用"optiSLang"优化插件中的自适应响应面法(Adaptive Response Surface Method,简称 ARSM)。可以通 过 $f(x_1, x_2, ..., x_k) \rightarrow \max$ 来表述。

在本优化中,其中胶层厚度、挖补角通过"optiS-Lang"优化插件来实现自动优化,母板材料与补片材料的匹配是通过修改 APDL 程序中的材料参数匹配 来实现。

— 18 —

### 3.2 优化分析流程

在整个优化过程中,四种材料的层合板自由搭 配,涉及16种补片与母板搭配方案,调用了16个 APDL程序,每一种方案的优化过程中产生的优化点 在20~90个左右,不同材料匹配模型的优化点数不 同。具体的优化方案见图3,流程见图4。首先确定 输入参数的初始设计范围(Design of Experiments,简 称 DOE),在满足实际修理可行的前提下,这里规定 胶层厚度范围为0.1~0.6 mm,挖补角范围为3°~ 60°。然后采用 ARSM 算法,经过前期几个设计点计 算,ARSM 算法会自动缩小 DOE 范围,可以很快地逼 近最优解。



#### 4 优化结果分析

通过对挖补修理结构的稳定性优化分析,得出了 结构在4种母板材料下,结构最优失稳载荷随着补片 材料、挖补角、胶层厚度的变化情况,并做了比较与分 析,如图5~图8所示。

宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2018 年 第4期















图 8 基体材料为碳纤维层合板的挖补修理失稳载荷变化图 Fig.8 Instability loads for scarf repaired carbon fiber laminates

对于玻璃纤维复合材料层合板挖补修理,最优挖 补修理方案为:胶层厚度 0.481 mm,挖补角为 5°,补 片材料为硼纤维层合板,失稳载荷可以达到 3.355 MPa。

对于硼纤维复合材料层合板挖补修理,最优挖补修理方案为:胶层厚度 0.457 mm,挖补角为 60°,补片材料为硼纤维层合板,失稳载荷可以达到7.067 MPa。

对于石墨纤维复合材料层合板挖补修理,最优挖 补修理方案为:胶层厚度 0.111 mm,挖补角为 13°,补 片材料为硼纤维层合板,失稳载荷可以达到 5.579 MPa。

对于碳纤维复合材料层合板挖补修理,最优挖补修理方案为:胶层厚度 0.450 mm,挖补角为 4°,补片材料为硼纤维层合板,失稳载荷可以达到 4.975 MPa。

分析上面数据得出以下结论:

4 种挖补修理的最优方案,补片材料的本身的弹 性与剪切模量的大小对挖补修理的稳定性影响最大, 通过优化计算得出硼纤维层合板的 6 个方向上模量 搭配最优,硼纤维层合板补片明显增强了挖补修理结 构的稳定性。

对于母板为硼纤维层合板挖补修理结构,胶层厚 度和挖补角均大于其他修理方案,这与硼纤维层合板 本身的模量特性有关。对于母板为玻璃纤维、石墨纤 维层合板挖补修理结构,经过一定周期的优化计算 后,很快趋于最优解附近。对于碳-碳挖补修理结 构,结构稳定性受胶层厚度影响很大,随着胶层厚度 的增加,失稳载荷很快地近线性减小。对于硼-碳挖 补修理结构,失稳载荷随着胶层厚度的增加,很快地 近线性增大。

#### 5 结论

经过斜接式挖补修理层合板的稳定性优化分析, 研究了补片材料、挖补角、胶层厚度与挖补修理结构 失稳载荷的关系,同时得出了理论最优的挖补修理模 型。下面进行分析结果的总结:

(1)补片材料的各方向上的模量特性对挖补修 理结构稳定性影响显著,各个方向上模量的增大在一 定范围内会明显提高挖补修理结构的稳定性。

(2) ARSM 优化算法可以很好地适用于两参数的 挖补修理稳定性优化分析,同时很快地搜索出最优修 理方案。 (3)胶层厚度与挖补角对挖补修理结构稳定性 的影响与补片和母板材料有着密切的联系,材料不 同,造成的影响不同。

通过有限元与 ARSM 相结合的优化方法,可以 很方便的实现挖补修理结构稳定性的优化。下面对 今后的研究提出一些展望:

(1)需要进一步研究补片材料的各个模量参数 对挖补修理稳定性影响的机理。

(2)需要将补片形状参数考虑进来,研究补片形状对挖补修理结构稳定性的影响,并实现补片形状优化。

(3)需要进一步探明胶层厚度、挖补角与挖补修 理结构中材料模量特性的关系。

#### 参考文献

[1] AUZINS J, JANUSHEVSKIS A, JANUSHEVSKIS J, et al. Software EDAOpt for experimental design, analysis and multiobjective robust optimization [J]. Publication Edition Name, 2014: 101-123.

[2] BARKANOV E, EGLĪTIS E, ALMEIDA F, et al. Optimal design of composite upper covers of lateral wings with the effect of rib attachment to stiffener webs[J]. Mechanics of Composite Materials, 2013, 49(3):285-296.

[3] LIU W, BUTLER R, MILEHAM A R, et al. Bilevel optimization and postbuckling of highly strained composite stiffened panels[J]. Aiaa Journal, 2006, 44(11):2562-2570.

[4] MYERS R H, MONTGOMERY D C. Response surface methodology: process and product in optimization using designed Experiments[J]. Technometrics, 2009, 38(3):284-286.

[5] TODOROKI A, SEKISHIRO M. Modified efficient global optimization for a hat-Stiffened composite panel with buckling constraint[J]. Aiaa Journal, 2008, 46(46):2257-2264.

[6] HERENCIA J E, HAFTKA R T, Weaver P M, et al. Lay-up optimization of composite stiffened panels using linear approximations in lamination space [J]. Aiaa Journal, 2008, 46 (9):2387-2391.

[7] BARKANOV E, et al. Optimal design of composite lateral wing upper covers. part I: linear buckling analysis[J]. Aerospace Science & Technology, 2016, 51:87–95.

[8] 卢俊文,王倩营,朱新宇,等. 复合材料层合板斜接式 挖补修理稳定性分析[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(6): 24-26.

[9] WANG X. Differential Quadrature and Differential Quadrature Based Element Methods[M]. 2015.