

基于失稳疲劳的加筋复合材料层合板设计



王维阳*, 李伟, 吴江鹏, 刘思远, 郝欣

航空工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

摘 要: 本文根据理论分析发现在层合板失稳至出现损伤区间存在一个阶段使得复合材料层合板整体承载呈现线弹性表征阶段的力学行为比较稳定, 即使在含有预制损伤情况下仍然具有足够的疲劳安全性能。通过失稳疲劳试验验证了在加筋复合材料层合板失稳线弹性表征阶段 48000 次循环载荷的测量数据重复性良好且预制损伤未扩展。因此, 基于失稳疲劳的加筋复合材料层合板设计可以在保证结构强度设计安全前提下最大限度控制重量指标、发挥材料结构承载能力, 满足飞机使用与发展需求。

关键词: 加筋壁板; 复合材料; 后屈曲; 疲劳强度; 仿真分析

中图分类号: V223

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.012

复合材料结构具有比强度高、整体成形性好、承载效率高、连接件数量少等特点, 复合材料用量是衡量飞机先进性的重要标志之一。根据飞机设计经验, 复合材料加筋壁板结构占飞机翼面总重量的 25%~40%。复合材料加筋壁板稳定性设计水平直接影响结构承载效率、强度重量控制收益^[1-3], 是飞机翼面壁板设计的重要制约因素。

根据课题组的前期工作成果^[4], 特定结构形式及尺寸的加筋复合材料层合板临界失稳到静力失效可以达到很高的比例, 这表明作为飞机翼面壁板主要结构形式的加筋复合材料层合板具有非常高的可设计空间。然而结构失稳后的持续承载状态发生, 意味着该结构会在飞机使用中反复出现“失稳-恢复-失稳”的状态转换, 即“失稳疲劳”问题。过度挖掘层合板后屈曲承载能力而忽视失稳疲劳造成的损伤扩展将带来飞机使用安全隐患, 因此亟须发展相应的屈曲、失稳后持续承载分析和设计方法的研究。

1 加筋复合材料层合板失稳模式及损伤演化分析

帽形加筋结构形式具有稳定性好、传递纵向载荷效率高的特点, 并且较其他加筋形式, 重量更轻(较 T 形减重 12.4%)、抗冲击性更强(较 T 形提高 33%)^[5-8]。基于广义变分

原理和拟协调方法, 根据弧长法和修正的 Newton-Raphson 法求解增量迭代形式的失稳后持续承载平衡方程, 从分支点开始跟踪失稳后持续承载路径^[9-12]。自主研制专项设计程序通过有限元数值模拟计算帽形加筋复合材料壁板前屈曲状态(线性解)、临界载荷与屈曲形态、失稳后持续承载路径与层合板逐渐破坏演化过程, 预测壁板的承载能力。

帽形加筋专项设计程序计算结果表明, 加强筋条间层合板随载荷增加, 出现屈曲形态, 弯曲变形是层合板主要表现特征; 层合板挠度单调变大, 上升路径稳定平衡, 在最大载荷之前, 所有载荷步均为稳定平衡。加强筋条随载荷增加, 筋条不失稳, 压缩变形是筋条主要表现特征, 如图 1 和图 2 所示。

加筋复合材料层合板随载荷增加会出现层合板前屈曲、层合板临界失稳、层合板后屈曲且整体承载呈现线弹性表征(即复合材料层合板承载过程出现几何非线性、重复加载具有一致性、具有损伤阻抗能力/初始损伤未扩展)、层合板复合材料渐进损伤、层合板达到分层扩展门槛值并失效破坏的全阶段或者前几个阶段过程, 如图 3 所示。

2 加筋复合材料层合板失稳疲劳试验验证

通过上述研究分析, 加筋复合材料层合板从出现失稳

收稿日期: 2019-08-15; 退修日期: 2019-08-23; 录用日期: 2019-08-30

*通信作者. Tel.: 17640204601 E-mail: 34968052@qq.com

引用格式: Wang Weiyang, Li Wei, Wu Jiangpeng, et al. Buckling fatigue design for stiffened laminated composite panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 87-91. 王维阳, 李伟, 吴江鹏, 等. 基于失稳疲劳的加筋复合材料层合板设计[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 87-91.

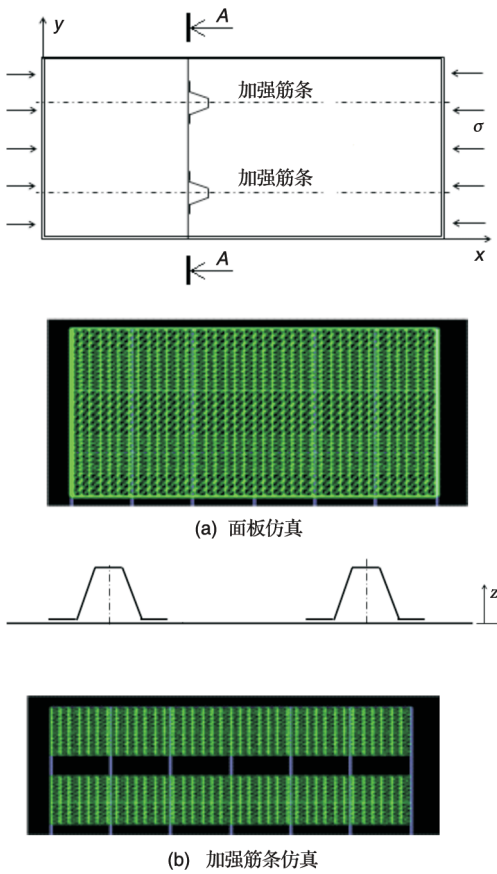


图1 帽形加筋专项分析模型

Fig.1 The analysis model of hat-stiffened panel

直至承载失效呈现多个力学行为阶段,且图3的c阶段使得复合材料层合板仅出现几何非线性表征,其材料本身未出现损伤且具有损伤阻抗能力。为了验证c阶段的失稳疲劳安全性能,开展加筋复合材料层合板失稳疲劳试验。图3中,a阶段为复合板未失稳,b阶段为复合板临界失稳,c阶段整体承载呈现线弹性表征,d阶段复合板渐进损伤,e阶段达到分层扩展门槛值或失效循环。

为了满足飞机研制规范及适航性需求^[13,14]并凸显复合材料常见的分层损伤扩展情况,在层合板中心预制损伤,验证预制损伤是否扩展。在疲劳试验件的重复失稳过程中,根据试验结果,试验测量数据重复性良好且预制损伤未扩展,加筋复合材料层合板线弹性失稳阶段损伤阻抗的疲劳性能,见表1、表2和图4。

试验结果表明,当施加载荷超过临界失稳载荷时,壁板发生失稳现象,壁板应变数值发生明显分叉。所有的试验件都在疲劳试验中损伤的形状、损伤的面积、损伤的凹坑深度在疲劳循环开始前以及48000次疲劳载荷后都没有明显变化,因此该结构形式有很好的抗疲劳性能。

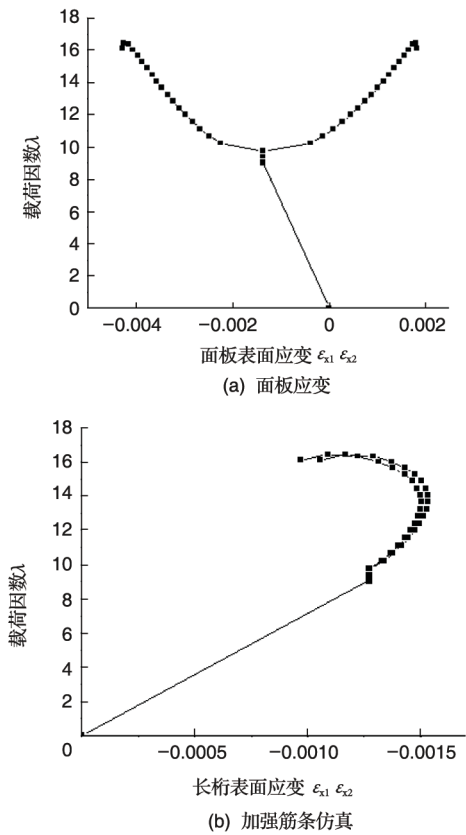


图2 某单元表面应变

Fig.2 Surface element stress

表1 加筋复合材料层合板后屈曲承载能力

Table 1 The post-buckling load carrying capacity of composite stiffened laminated panels

试验件	试件号	壁板临界失稳载荷/kN	最大施加载荷/kN	壁板失效载荷/壁板临界失稳载荷百分比/%
含中央冲击损伤加筋试验件(疲劳)	01	30	96	320
	02	25	96	384
	03	25	96	384
	04	25	96	384
	05	25	96	384

表2 加筋复合材料层合板冲击损伤面积表

Table 2 The impact damaged area of composite stiffened laminated panels

试验件	试件号	预制分层试验前/mm ²	预制分层试验后/mm ²	变化百分比/%	循环加载次数
含中央冲击损伤加筋试验件(疲劳)	01	392.7	416.9	6.2	48000
	02	489.3	490.5	0.2	48000
	03	634	635.4	0.2	48000
	04	652.8	655.4	0.4	48000
	05	560.5	567.7	1.3	48000

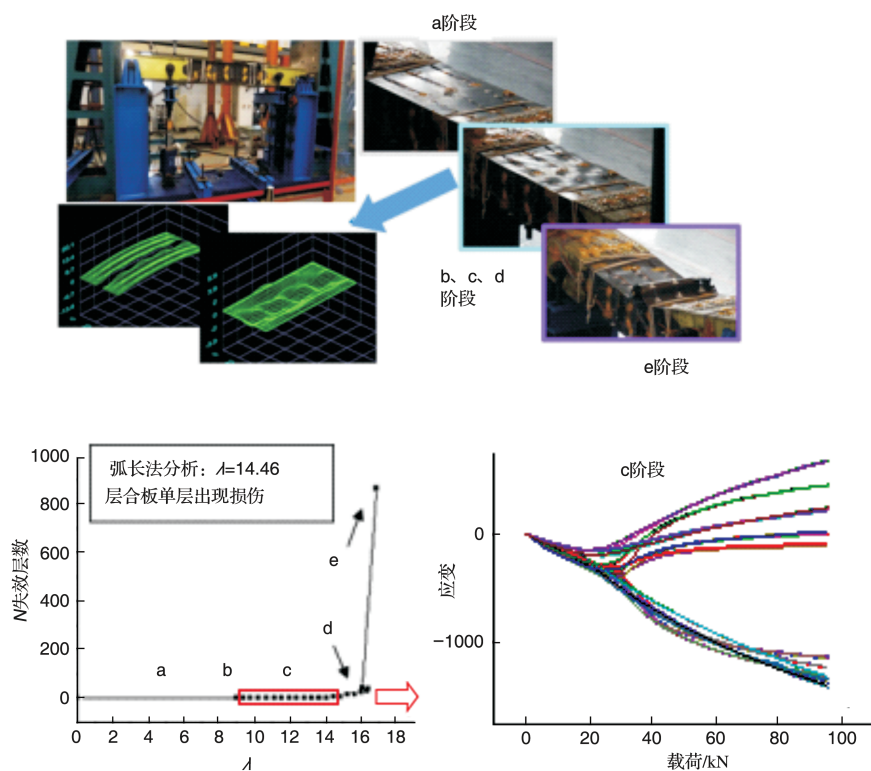


图3 加筋复合材料层合板后屈曲力学行为研究与试验验证

Fig.3 The damage evolution analysis and test verification of hat-stiffened panel

3 结论

通过理论分析模拟加筋复合材料层合板在受压情况下的失效模式及损伤演化过程,发现在层合板失稳至出现损伤区间存在一个使得复合材料层合板整体承载呈现线弹性表征阶段。该阶段的力学行为比较稳定,即使在含有预制损伤情况下仍然具有足够的疲劳安全性能,因此,本文认为掌握加筋复合材料层合板线弹性失稳阶段的力学行为特征,并模拟分析其失效模式及损伤演化过程的关键技术可以得到显著的减重收益、发挥材料结构承载能力,满足飞机使用与发展需求。

AST

参考文献

- [1] 张庆余,何景武.大展弦比复合材料机翼结构后屈曲分析[J]. 飞机设计, 2008(1):28-32.
Zhang Qingyu, He Jingwu. Post buckling analysis of high ratio composite material wing[J]. Aircraft Design, 2008(1): 28-32. (in Chinese)
- [2] 李婷,郝雪萍,赵洁.飞机典型复合材料加筋壁板结构稳定性及破坏强度分析[J]. 飞机设计, 2013(6):38-42.
Li Ting, Hao Xueping, Zhao Jie. Stability analysis and failure intensity of composite stiffened wing panels[J]. Aircraft Design, 2013(6):38-42. (in Chinese)
- [3] 刘莹. 复合材料加筋壁板结构的承载能力研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2008.
Liu Ying. The bearing capacity of composite stiffened laminated panel[D]. Shenyang: Northeastern University, 2008. (in Chinese)
- [4] 王维阳,李东,李伟. 加筋复合材料壁板失稳后持续承载能力研究[J]. 飞机设计, 2019(1):19-22.
Wang Weiyang, Li Dong, Li Wei. Study on the post-buckling load carrying capabilities of stiffened composite panel[J]. Aircraft Design, 2019(1):19-22. (in Chinese)
- [5] 李洪哲. Ω 长桁和 T 长桁的工艺对比分析研究[J]. 航空工程进展, 2015(6):82-86.
Li Hongzhe. Analysis and research of Ω stringer and T stringer process comparison[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015(6):82-86. (in Chinese)
- [6] 吴承恩. 复合材料帽形长桁承载能力研究[J]. 装备制造技术, 2013(6):38-42.

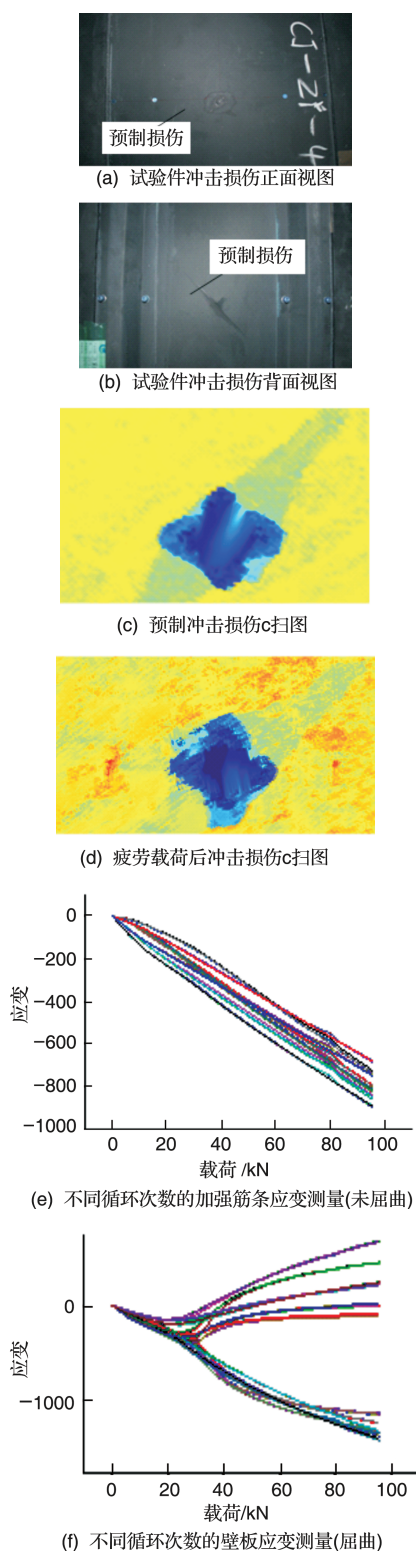


图4 预制冲击损伤的加筋复合材料层合板失稳疲劳试验

Fig.4 The buckling fatigue test of prefabricated impact damaged composite stiffened laminated panels

2016(2):155-158.

Wu Chengen. The bearing capacity of hat-stiffened composite stiffened panel[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2016 (2):155-158. (in Chinese)

[7] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.

Chinese Aeronautical Establishment. Composite structural design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)

[8] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.

Yang Naibin, Zhang Yining. Composite aircraft structural design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)

[9] 刘军,黄宝宗,李英梅. 损伤对复合材料层板层间裂纹奇异性的影响[J]. 东北大学学报, 2004(8):812-815.

Liu Jun, Huang Baozong, Li Yingmei. Effect of damage on interlaminar crack singularity of composite laminae[J]. Journal of Northeastern University, 2004(8):812-815. (in Chinese)

[10] 宁晋建,章怡宁,黄宝宗. 复合材料加筋壁板的失稳后持续承载逐步损伤及承载能力研究[J]. 飞机设计, 2006(3): 7-10.

Ning Jinjian, Zhang Yining, Huang Baozong. Study on the post-buckling behavior and load carrying capabilities of stiffened composite panels[J]. Aircraft Design, 2006(3): 7-10. (in Chinese)

[11] 刘均,黄宝宗. 复合材料壁板中长桁的胶接应力分析[J]. 辽宁工程技术大学学报, 2007(5):678-681.

Liu Jun, Huang Baozong. Analysis of adhesive stress of stiffeners in stiffened composite panels[J]. Journal of Liaoning Technical University, 2007(5):678-681. (in Chinese)

[12] 黄宝宗. 张量和连续介质力学[M]. 北京:冶金工业出版社, 2001.

Huang Baozong. Tensor and continuous medium mechanics [M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2001. (in Chinese)

[13] 彭明玉. 飞机复合材料损伤机理及适航评定技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.

Peng Mingyu. Research on damage mechanism of aircraft composite material and airworthiness evaluation technology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[14] 冯康军. 飞机复合材料结构损伤容限评定及适航审定技术研

究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.

Feng Kangjun. Research on damage tolerance evaluation and airworthiness of composite aircraft structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese) (责任编辑 王为)

作者简介

王维阳(1982—)男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度研究。

Tel: 17640204601 E-mail: 34968052@qq.com

李伟(1979—)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度研究。

吴江鹏(1974—)男,硕士,研究员。主要研究方向:飞机结构强度研究。

刘思远(1983—)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度研究。

郝欣(1988—)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构强度研究。

Buckling Fatigue Design for Stiffened Laminated Composite Panels

Wang Weiyang*, Li Wei, Wu Jiangpeng, Liu Siyuan, Hao Xin

AVIC Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: According to the theoretical analysis, it is found that there is a stage between instability and damage of composite panel, which makes composite panel show only geometric nonlinear characterization. The composite panel post-buckling with linear elastic loading characterization is relatively stable, even existing pre-damage. Meanwhile, the buckling fatigue experiments are used to verify the good repeatability of the measurement data, and the pre-fabricated damage is not expanded. Consequently, the technology of the stiffened laminated composite panels design using buckling fatigue influence analysis, can help designers effectively control weight index, make the load-bearing panels work at full capacity, meet the aircraft usage and development requirements.

Key Words: stiffened panel; composite; post-buckling; buckling fatigue; simulation analysis

Received: 2019-08-15; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author. Tel.: 17640204601 E-mail: 34968052@qq.com