

文章编号:1674-8190(2013)01-010-07

复合材料层合板的开口补强研究进展

刘婷

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院,上海 200232)

摘要: 复合材料在航空结构中的应用越来越广,在复合材料层合板上开口对其结构力学性能的影响需引起研究人员的重视。针对国内外近十年来的研究工作,系统地回顾了复合材料层合板的开口力学性能及补强设计方法的研究进展,从开口区域应力集中、开口层板稳定性研究、失效模式及补强方法等方面做了阐述;并对未来含有开口的复合材料结构设计的研究提出了一些建议。

关键词: 复合材料层合板;开口补强;应力集中;屈曲;失效模式

中图分类号: TB332

文献标识码: A

Cutout Reinforcement Research Progress of Composite Laminates

Liu Ting

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 200232, China)

Abstract: With the increasing use of large composite components in aircraft structure, the huge effect on the mechanical performance of the composite structure when cutouts are localized on the composite laminates should draw researcher's attention and it is extremely urgent that the reinforcement concerned the cutouts should be investigated. Focused on the research efforts at home and abroad over the last decade. The recent advance in mechanical behavior of the composite structure settled a cutout consist of stress concentration around the margin of cutout, the stability and failure modes of the composite laminates is reviewed systematically, incorporating the reinforcement strategies. Furthermore, several constructive suggestions are proposed with respect to research and designing on composite structure with cutouts.

Key words: composite laminates; cutout reinforcement; stress concentration; buckling; failure modes

0 引言

先进复合材料凭借其优异特性,在航空、航天、汽车等诸多领域得到广泛应用,尤其是在航空结构上,其高比强度和高比刚度使得复合材料非常有竞争力。相同结构采用复合材料可比常规金属材料结构减重25%~30%,并可明显改善飞机气动弹性特性,提高飞行性能,这是其他常规材料所无法或者难以实现的。因此,在当代飞机结构设计中,先进复合材料在飞机上应用的部位和用量已成

为衡量飞机结构先进性的重要指标之一^[1]。

在飞机结构设计中,由于制造及使用功能上的要求,如工艺施工、检查维修、设备安装、管道通过等,在飞机使用的复合材料层合板结构件上开口通常是不可避免的。与传统的金属材料相比,复合材料结构上的开口有以下特点:①复合材料从初始承载阶段直到破坏,开口区域无明显的塑性变形;②在复合材料结构的开口边缘存在边界效应;③复合材料的开口影响区比金属结构相应的开口影响区大;④复合材料层合板的层间剪切强度和刚度比较低,开口不易补强,且补强范围应比金属结构的大。同时,结构稳定性是飞机结构设计中的重要问题,在飞机的静力试验中,全机的最终破坏大都是由局

收稿日期:2012-08-15; 修回日期:2012-11-25

通信作者:刘婷,liuting@comac.cc

部结构的稳定性丧失而引起的^[2]。因此,对复合材料层合结构开口(开孔)部位的补强显得尤为重要。与金属结构类似,对复合材料结构件,不同的开口形式对载荷的响应不同,补强方法也有差别,从而对飞机的重量、维修性、使用寿命、制造装配工艺都会产生很大影响。随着现代民用客机的复合材料使用率越来越高,对复合材料结构开口设计的要求也日趋严格。

我国航空产业发展蒸蒸日上,自 2010 年起,“大型飞机国家科技重大专项”进入了飞机全面设计工作阶段。大型客机由于其结构尺度效应明显,关键受力构件的载荷环境相对复杂,因此有必要针对大型客机复合材料结构件的开口设计、补强工艺、稳定性等进行系统地研究,以形成一套适合于大型民用飞机机翼复合材料梁结构开口设计及补强方法,为我国的大型客机设计提供技术支持。综上所述,对复合材料开口结构及补强设计方法的研究对飞行器结构设计具有重要的实际工程指导意义。

在进行开口及开口补强优化设计的工作之前,首先要对含有开口的层合板的力学性能有系统了解,这样才能做到有的放矢。开口对层合板力学性能的影响与其开口形式及其他相关参数有着极为密切的关系,满足相同功能条件下的不同形式的开口对层合板的应力/应变分布及临界屈曲载荷的影响是不同的。国外很早就已经开始对含有开口的复合材料层合板的力学性能进行研究,已完成的研究工作主要集中在开口周边应力/应变分析、结构稳定性和开口对层合板在特定载荷作用下的失效行为的影响。

1 含开口复合材料层合板的力学性能

1.1 开口区应力集中

对于各向同性材料,一般用应力集中因子(scf)来描述其结构的应力/应变集中程度,具体表达如下

$$K_T = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_n} \quad (1)$$

式中: σ_{\max} 为集中点的应力最大值; σ_n 为基准应力,又称作远场应力。

很多学者在研究复合材料应力/应变集中现象时,也沿用这种描述方法^[3]。要想准确描述开口周边应力/应变集中程度,关键是要准确测量和计算开口边缘应力/应变值。

Lotfi Toubal 与 Moussa Karama^[4]利用试验研究了含有圆孔的开口层合板在拉伸状态下的应力集中情况,试验采用电子散斑图案干涉技术(ESPI)对开孔周边的变形情况进行了较为精确的测量,测量结果与理论模型符合;并将试验结果与由 Lekhnitskii's 方程^[5]及利用 Abaqus 商用有限元软件得到的计算结果进行了对比分析,取得了良好的效果。

韩小平等^[6]针对含有小孔的有限宽复合材料层合板的应力集中问题,提出了一种新颖的层合板孔边应力分布及应力集中因子近似计算方法:首先利用经典层板理论,忽略层合板拉伸-一弯曲耦合作用,将复合材料层合板近似看作为均质的各向异性板,然后将各向异性板等效为偏轴拉伸载荷的单向纤维层板,最后利用含孔偏轴单向板的孔边应力计算公式来分析一般铺层层合板孔边应力集中情况,得到的无限宽含孔单向层合板偏轴拉伸应力集中因子为

$$K^{\infty} = \frac{E_{\varphi}}{E_1} [k(k+n)\sin^4\theta + (1+n) \cdot \cos^4\theta + (n^2 + n + kn - 2k)\sin^2\theta\cos^2\theta] \quad (2)$$

式中: θ 为拉伸方向与层板主方向之间夹角; E_1 为层合板主方向拉伸模量; E_{φ} 为极角为 φ 且与孔边相切方向上的杨氏模量,取最小截面处 $\varphi = \theta + 90^\circ$ 。

最后利用 Tan 给出的宽度修正公式,便可得到有限宽含孔层合板孔边应力集中系数 K 。

$$\frac{K_T^{\infty}}{K_T} = \frac{3(1-d/\omega)}{2+(1-d/\omega)^3} + \frac{1}{2} \left(\frac{d}{\omega} M \right)^6 \cdot (K_T^{\infty} - 3) \left[1 - \left(\frac{d}{\omega} M \right)^2 \right] \quad (3)$$

$$M^2 = \frac{\sqrt{1-8 \left[\frac{3(1-d/\omega)}{2+(1-d/\omega)^3} - 1 \right]} - 1}{2(d/\omega)^2} \quad (4)$$

式中: d/ω 为开孔孔径和层合板板宽的比值; M 为放大因子。

另外,一些学者^[7-13]分别应用试验或者数值分析方法,如有限元方法(Finite Element Method, 简

称 FEM), 针对开口参数对层合结构力学性能的影响进行研究, 并得出一些有意义的结论: ①在开口面积相同的情况下, 开口相对集中的开口形状要优于开口比较细长的形状, 开口圆角对于减弱应力集中程度有较显著的效果; ②开口角度对开口形状集中的层合板影响不是很明显, 但对开口形状相对细长分散的层合板, 开口位置对其承载能力有着显著的影响; ③在开口面积不变的情况下, 开口的形状与开口方位角对结构稳定性的影响较小。

1.2 开口对结构稳定性的影响

受压或受剪的薄壁构件在承载过程中很容易发生失稳, 当在此类构件上设置了开口后, 其稳定性承载能力将大大降低, 甚至会导致结构的提前破坏。目前, 对含有开口的层合板的屈曲问题, 尚没有解析求解方法, 国内外对其屈曲和后屈曲问题, 在理论上一直没有实质性的突破, 大部分研究都集中在数值仿真和试验测试阶段。

Dinesh Kumar 等^[14-19]在开口尺寸、开口形状、开口圆角半径及层合板铺层等相关参数对含有开口层合板屈曲和后屈曲行为的影响方面做了很多探索工作, 得出了一致的结论: ①开口尺寸对结构临界屈曲因子的影响很大, 屈曲载荷随着开口尺寸的增大而显著减小; ②开口方向与开口圆角半径对层合板稳定性有一定影响, 但并不明显; ③不同的模型边界条件会导致结构稳定性的差异, 固支边界条件结构的稳定性承载力远大于简支边界条件结构。另外, 层合板的铺层顺序和角度也会对结构屈曲承载力产生影响, 这成为对含开口的层合板进行铺层优化设计以达到屈曲载荷最大化的先决条件。

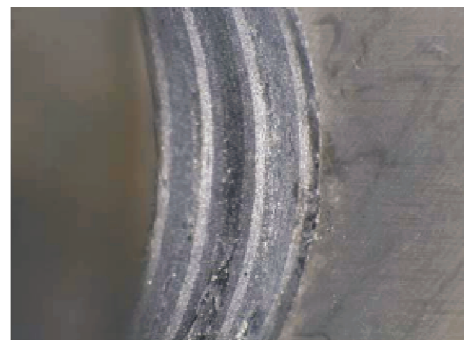
1.3 含开口层合板的失效研究

复合材料结构的破坏模式有纤维断裂、基体开裂、纤维基体剪切分离、层间剪切破坏等, 一般来说, 这几种破坏模式并不是独立发生的, 而是两种或者多种相伴出现。复合材料结构的破坏是渐进发展的, 损伤开始产生时, 结构还有一定的承载能力, 只要出现损伤的铺层仍旧埋在层合板内部, 它就能继续对层合板的刚度有贡献。由于含有开口的层合板较特殊, 破坏的形式和过程则更为复杂。

强度预测中, 失效判定准则的选取对预测结果影响较大。现有渐进损伤分析模型中的损伤判定, 主要采用如最大应力(应变)准则、Hashin 准则、Chang 准则、Hoffman 准则、Tsai-Wu 张量准则等。De Xie 和 Sherrill B. Biggers Jr^[20]将 Hashin 准则与 Chang 准则组合, 通过有限元软件预测了含有开口的层合板的渐进损伤过程, 研究中引入了刚度退化模型^[21], 使得破坏仿真更接近真实过程。现在, 复合材料层合板的损伤模型中较多选用 Hashin 准则, 其优势在于能区分复合材料的破坏模式, 应用时可考虑到各种破坏模式的区别以及在损伤扩展时的相互影响。刚度折减法可以模拟复合材料结构渐进损伤, 贴近真实破坏过程, 在预测含有开口的复合材料层合板强度时, 应用非常普遍。采用刚度折减方法预测复合材料结构失效过程, 需要根据具体材料和结构, 选取合适的材料刚度退化变量, 这些损伤变量的计算和选取需要通过大量试验和研究者的经验来确定。P. Maimi^[22]从材料 Gibbs 自由能密度出发, 通过理论推导得到复合材料损伤软化的本构模型; 以连续介质损伤理论模型为框架, 对复合材料开口结构的损伤破坏进行了数值模拟, 取得了理想的模拟结果。

P. P. Camanho 等^[23]提出了一种基于有限断裂力学理论的层合板开口失效预测算法。当失效极限应力和极限应变能达到时, 判定开口层合板结构破坏, 这种方法对预测复合材料脆性破坏有一定的参考价值。

H. Suemasu 等^[24]进行了含有开口直径为 6.35 mm 圆孔的不同复合材料层合板的压缩试验, 研究并评价了试验件的破坏模式, 试验件破坏形貌^[16]如图 1 所示。



(a) 微小损伤



(b) 最终破坏

图 1 试验件破坏形貌

Fig. 1 Damage appearance of the test pieces

从图 1(a)可明显看出,最先产生的损伤是由于 0 度层口边微小局部的纤维发生屈曲断裂,随着纤维断裂损伤的积累,结构刚度下降,并逐渐发生层间分离;从图 1(b)可以看出,层合板的破坏形式是非常复杂的,多种破坏模式相伴出现。

另外,文献[25-26]也列出了一些含开口复合材料结构在特定载荷下的试验结果,具有一定的参考价值。

2 复合材料开口补强研究

通过前人的研究可以看出,开口对结构承载能力和使用寿命的影响是非常显著的,开口边缘的自由边界效应,使构件很容易发生分层失效,因此,对开口进行补强至关重要。对结构进行补强的目的是提高开口构件的刚度、强度,减小口边应力集中,抑制开口边缘分层破坏以提高结构整体承载能力。开口补强设计与开口尺寸密切相关,开口按其几何尺寸,大致可分为小开口、开口、大开口三种类型^[2],三者受力特点不同,补强要求亦不相同。目前,在复合材料结构设计中应用较多的补强措施有两种:补片补强与口框补强。其他还有包边、缝纫补强^[27]等较为常用的开口边缘加固方法。

2.1 补片补强

补片补强是板式构件开口补强最常用的一种方式,简单说来就是为开口结构设置补强贴片,以达到提高承载力的目的。补强片材料有金属、有机玻璃或者与开口层板相同材料的复合材料板等。补强片与被补强层合板的连接方式有螺栓连接、胶

接、二次固化以及缝纫连接等。补片补强由于其工艺要求简单,可操作性强而被广泛采用。S. J. Guo 等^[28-30]通过有限元手段与试验研究了四种补强方式的补强效果,分别为金属片单面补强、金属片双面补强、翻边补强和翻边补强与金属片单面补强联合使用。研究结果显示,四种补强方式中,开口翻边补强的补强效率最高,但加工不方便且对结构承载力提高有限;金属片双面补强结构对称,避免了对结构产生偏心而带来的拉剪耦合且实现起来较为容易,是比较好的补强手段。T. D. Breitzman 等^[31-32]分别对设置了补强片和未设置补强片的层合板试验件进行拉伸试验,且在仿真分析时引入了胶层失效准则以模拟通过胶接方式连接的开口补强结构在承载过程中常见的补强片脱胶;同时,还对补强片的铺层方向和补片形状进行了优化设计,取得了良好的效果。郭章新等^[33-34]研究了缝纫补片补强的计算模型,并进行了试验研究,通过仿真结果与试验结果对比,得到了适合缝合线仿真的相关弹性常数,仿真与试验结果均显示:不同的针距、行距以及边距对孔边应变集中都有很大影响。

插层补强是补片补强的一种特殊形式,补强层与结构一起铺贴,共固化成型,保证补强效果。商霖^[35]对复合材料层合板开口非对称补强进行了研究,对比了顺层补强和插层补强的效果,结果表明:非对称补强在很大程度上降低了层合板开口区的应力集中,插层补强方式的补强效果优于顺层补强。插层补强方式对层合板加工成型及固化工艺要求较高,但由于规避了复合材料母板与补强片的二次连接,从而避免了结构在使用过程中由于补强片的脱离而发生危险。插层补强方式主要用于小开口补强。姚辽军等^[36]利用基于 CDM 理论构架的数值方法^[37]对复合材料层合板插层补强的强度进行了分析研究,建立了复合材料插层补强三维非线性渐进损伤模型;并利用该模型对复合材料插层补强层合板的损伤破坏进行了预测。对插层补强方式的研究,重点集中在插层材料铺层比例和补强半径两个设计参数对补强效果的影响,得到了复合材料开口层合板理想的插层材料铺层比例及补强半径范围,另外,从模型破坏模拟过程还可以看出,插层补强后,厚度过渡区是容易发生损伤破坏的区域。

2.2 口框补强

开口下陷和加强槽最初被应用在金属构件的开口上,以增强板材刚度和稳定性。口框补强的主要方式有边缘加筋、金属口框和组合补强三种。民用飞机的机身结构上需要布置一些中、大开口,如货舱门、应急舱门和登机门等,这类开口长度和宽度都较大。对于这类中、大开口,一般采用口框补强方式,既能达到对开口的补强效果,又能对复合材料开口口边起到防护冲击损伤的作用。飞机结构中最常见的维修人员通过口就是典型的大开口结构,中央翼后梁腹板是飞机结构中受力严重的主承力构件。Boeing 787 梦想飞机是美国波音公司研制的新一代主力客机,该机中央翼后梁维护口所用补强方式为金属片与口框联合补强^[38],其后梁开口补强方案如图 2 所示。

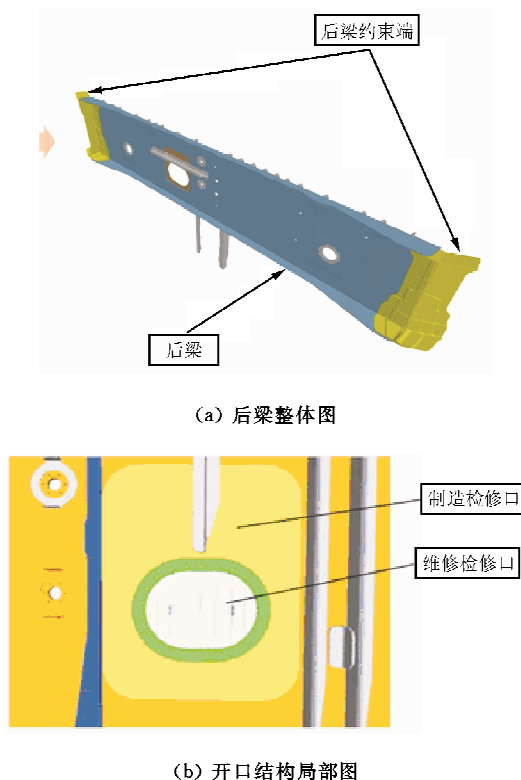


图 2 Boeing 787 后梁开口补强方案

Fig. 2 Reinforcement for cutouts in rear spar of Boeing 787

Shi Shanshan 等^[39]研究了含开口复合材料层合结构在栅格补强方式下的屈曲和破坏行为,并比较了不同开口形状下栅格补强的补强效果,发现并不是每一种开口形状都适合进行栅格补强,因为栅

格补强能有效地提高口边的弯曲刚度,但对开口周边的应力集中并没有明显的缓解作用。

X. J. Shao 和 Z. F. Yue^[40]对层合板矩形开口的翻边补强进行了试验研究,试验中的翻边补强方式破坏了层合板结构原有的对称性,使得构件发生面外翘曲。结构失效首先发生在翻边补强过渡区圆角部位,然后初始裂纹沿着与压缩载荷垂直的方向向板边缘扩展,而且在翻边补强圆角部位出现了明显的分层现象。所以在对补强效果进行评估时,是否抑制结构分层失效,是一个重要的判定指标。

3 结束语

飞行器结构上的开口是非常普遍的,但学术界对含有开口的复合材料层合板失效过程和破坏机理的认识还不够明确,且并没有发展形成一种公认有效的、准确的开口层合板强度预测方法,所以对于这方面的研究工作应该引起研究人员的高度重视。

对开口结构的补强方法,国外已经有了较为成型的设计方法,并且通过几十年的研究,积累了丰富的理论基础和试验经验;而我国由于航空产业起步较晚,对补强设计方案的最优化设计还没有突破。未来,对含开口的复合材料层合板补强优化设计方法的探究,会显著促进先进复合材料结构的应用,并对大型民用飞机的轻量化设计具有重大意义。

参考文献

- [1] 杨乃宾. 新一代大型客机复合材料结构[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 701-706.
Yang Naibin. Composite structures for new generation large commercial jet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 701-706. (in Chinese)
- [2] 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 structure design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [3] Chung-Hyun Ryu, Young-Shin Lee, Myoung-Hwan Choi, et al. A Study on stress analysis of orthotropic composite cylindrical shells with a circular or an elliptical cutout[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2004, 18 (5): 808-813.

- [4] Lotfi Toubal, Moussa Karama. Stress concentration in a circular hole in composite plate[J]. *Composite Structures*, 2005(68): 31-36.
- [5] Lekhnitskii S G, Tsai W S, Cheron T. *Anisotropic Plates* [M]. New York: Gordon and Breach Science Publishers, 1968.
- [6] 韩小平, 郭章新, 朱西平, 等. 含孔复合材料层合板孔边的应力集中[J]. *复合材料学报*, 2009, 26(1): 168-173.
Han Xiaoping, Guo Zhangxin, Zhu Xiping, et al. Stress distribution near the opening and stress concentration for composite laminates with a circular opening[J]. *Acta Materialia Composita Sinica*, 2009, 26(1): 168-173. (in Chinese)
- [7] Giulio Romeo. Analytical and experimental behaviour of laminated panels with rectangular opening under biaxial tension, compression and shear loads[J]. *Journal of Composite Materials*, 2001(35): 639-664.
- [8] Hwai-Chung Wu, Bin Mu. On stress concentrations for isotropic/orthotropic plates and cylinders with a circular hole [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2003(34): 127-134.
- [9] Murat Yazici, Resat Ozcan, Sedat Ulku. Effect of hole parameters on the elastic-plastic stress distribution of square perforated thermoplastic composite plates[J]. *Science and Engineering of Composite Materials*, 2007(14): 67-83.
- [10] 袁伟, 王志瑾. 受剪复合材料层合板开口应力应变分析研究[J]. *飞机设计*, 2010, 30(3): 11-17.
Yuan Wei, Wang Zhijin. Study of stress and strain for composite laminated plates with cutout subjected to shear load [J]. *Aircraft Design*, 2010, 30(3): 11-17. (in Chinese)
- [11] Zhao G H, Tong J W, Shen M. Numerical analysis and experimental validation of interlaminar stresses of quasi-isotropic APC-2/AS-4 laminate with a central hole loaded in tension[J]. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2010(23): 413-433.
- [12] Chung-Li Hwan, K. -H. Tsai, Wen-Liang Chen, et al. Strength prediction of braided composite plates with a center hole[J]. *Journal of Composite Materials*, 2011(45): 1991-2002.
- [13] Egan B, McCarthy C T, McCarthy M A, et al. Stress analysis of single-bolt, single-lap, countersunk composite joints with variable bolt-hole clearance[J]. *Composite Structures*, 2012, 94(3): 1038-1051.
- [14] Dinesh Kumar, Singh S B. Postbuckling strengths of composite laminate with various shaped cutouts under in-plane shear[J]. *Composite Structures*, 2010, 92(12): 2966-2978.
- [15] Dinesh Kumar, Singh S B. Effects of boundary conditions on buckling and postbuckling responses of composite laminate with various shaped cutouts [J]. *Composite Structures*, 2010, 92(3): 769-779.
- [16] Mevlüt Tercan, Mehmet Aktas. Buckling behavior of 1×1 rib knitting laminated plates with cutouts[J]. *Composite Structures*, 2009, 89(2): 245-252.
- [17] Murat Yazici. Influence of cut-out variables on buckling behavior of composite plates[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2009(28): 2325-2339.
- [18] M Aydin Komur, Faruk Sen, Akin Atas, et al. Buckling analysis of laminated composite plates with an elliptical/circular cutout using FEM[J]. *Advances in Engineering Software*, 2010, 41(2): 161-164.
- [19] Payal Jain, Ashwini Kumar. Postbuckling response of square laminates with a central circular/elliptical cutout [J]. *Composite Structures*, 2004, 65(2): 179-185.
- [20] De Xie, Sherrill B. Biggers Jr. Progressive damage arrest mechanism in tailored laminated plates with a cutout[J]. *Acta Mechanica Solida Sinica*, 2008, 21(1): 62-72.
- [21] Daxu Zhang, Jianqiao Ye, Dennis Lam. Ply cracking and stiffness degradation in cross-ply laminates under biaxial extension, bending and thermal loading[J]. *Composite Structures*, 2006, 75(1-4): 121-131.
- [22] Maimi P, Camanho P P, Davila C G. Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics[J]. *Composites Science and Technology*, 2007, 67(13): 2715-2727.
- [23] Camanho P P, Ercin G H, Catalanotti G, et al. A finite fracture mechanics model for the prediction of the open-hole strength of composite laminates[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2012, 43(8): 1219-1225.
- [24] Suemasu H, Takahashi H, Ishikawa T. On failure mechanisms of composite laminates with an open hole subjected to compressive load[J]. *Composites Science and Technology*, 2006, 66(5): 634-641.
- [25] Fuat Okumus. Experimental and comparative study of different fibers on the strength and failure of quasi-isotropic plastic composite with a hole[J]. *Mathematical and Computational Applications*, 2011, 16(2): 404-413.
- [26] A. Movaghar, G. I. L'vov. Experimental investigation of the fatigue strength of STEF-1 fiberglass composite[J]. *Strength of Materials*, 2012, 44(2): 218-225.
- [27] Arief Yudhanto, Yutaka Iwahori, Naoyuki Watanabe, et al. Open hole fatigue characteristics and damage growth of stitched plain weave carbon/epoxy laminates[J]. *International Journal of Fatigue*, 2012(43): 12-22.
- [28] Guo S J, Zhou L, Cheung C W. Cutout reinforcements for shear loaded laminate and sandwich composite panels[J]. *Int J Mech Mater Des*, 2008(4): 151-171.
- [29] Guo S J. Stress concentration and buckling behaviour of shear loaded composite panels with reinforced cutouts[J]. *Composite Structures*, 2007, 80(1): 1-9.
- [30] Guo S J, Morishima R, Zhang X, et al. Cutout shape and reinforcement design for composite C-section beams under shear load[J]. *Composite Structures*, 2009, 88(2): 179-187.
- [31] Breitzman T D, Iarve E V, Cook B M, et al. Optimization

- of a composite scarf repair patch under tensile loading[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2009, 40(12): 1921-1930.
- [32] Soutis C, Duan D M, Goutas P. Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches[J]. Composite Structures, 1999, 45(4): 289-301.
- [33] Zhangxin Guo, Xiaoping Han, Xiping Zhu, et al. Numerical analysis of composite laminates stitched around a circular hole[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2011, 30(3): 278-284.
- [34] 韩小平, 曹效昂, 朱西平, 等. 孔口缝合补强对含孔层板应变集中影响的实验研究[J]. 复合材料学报, 2006, 23(4): 169-174.
Han Xiaoping, Cao Xiao'ang, Zhu Xiping, et al. Experimental investigation on strain concentration in composite laminates with a circular hole[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2006, 23(4): 169-174. (in Chinese)
- [35] 商霖. 复合材料层合板开口的非对称补强研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(4): 40-43.
Shang Lin. Research on asymmetric reinforcement of opening in composite laminate[J]. Missiles and Space Vehicles, 2009(4): 40-43. (in Chinese)
- [36] 姚辽军, 赵美英, 李沛城. 基于CDM的复合材料层合板插层补强强度分析[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(5): 794-798.
Yao Liaojun, Zhao Meiyang, Li Peicheng. Applying proved methods to reinforcement design of 3-D CDM(Continuum Damage Model) for notched composite laminate[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(5): 794-798. (in Chinese)
- [37] Since Kachanov. Time of the rupture process under creep conditions[J]. IVZ Akad Nauk SSR Otd Tech Nauk, 1958(8): 26-31. (in Russian)
- [38] Boeing 787 Structures Working Group. Boeing 787 technology/document[M]. Chicago: The Boeing Company, 2006.
- [39] Shanshan Shi, Zhi Sun, Mingfa Ren, et al. Buckling response of advanced grid stiffened carbon-fiber composite cylindrical shells with reinforced cutouts[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 44(1): 26-33.
- [40] Shao X J, Yue Z F. Damage simulation of repaired composite laminate with rectangular cut-out[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2007, 48(1): 82-88.

作者简介:

刘婷(1981-),女,工程师。主要研究方向:复合材料结构设计。

(编辑:马文静)

(上接第9页)

- Zhang Huajun, Liang Dewang. Analysis of suction roles for supersonic inlet on combined engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(5): 577-582. (in Chinese)
- [64] 王卫星, 袁化成, 黄国平, 等. 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 918-924.
Wang Weixing, Yuan Huacheng, Huang Guoping, et al. Impact of suction position on starting of hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 918-924. (in Chinese)
- [65] Paynter G, Mayer D, Tjonneland E. Flow stability issues in supersonic inlet flow analyses[R]. AIAA-93-0290, 1993.
- [66] 常军涛, 鲍文, 崔涛, 等. 抽吸对高超声速进气道抗反压能力的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 505-509.
Chang Juntao, Bao Wen, Cui Tao, et al. Effect of suction on maximum backpressure ratios of hypersonic inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 505-509. (in Chinese)
- [67] Drummond J P, Cockrell C E, Pellett G L, et al. Hypersonic airbreathing propulsion—an aerodynamics, aerothermodynamics, and acoustics competency white paper[R]. NASA TM-211951, 2002.

作者简介:

赵斌(1983-),男,博士,工程师。主要研究方向:推进系统气动热力学。

弓志强(1980-),男,博士,高级工程师。主要研究方向:推进系统气动热力学、压气机稳定性控制及扩稳。

黄生勤(1980-),男,博士,高级工程师。主要研究方向:推进系统气动热力学。

邹学奇(1965-),男,硕士,研究员。主要研究方向:推进系统气动热力学。

(编辑:张杰)