

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.01.007

复合材料层合板下陷区结构设计

刘 婷 葛建彪 彭国辉

(上海飞机设计研究院,上海,201210)

摘要: 复合材料层合板下陷是飞机结构中应用广泛的典型结构细节。以下陷长深比、相同方向下陷区间距、两个不同方向下陷区间距为下陷区设计变量,建立参数化有限元模型;通过下陷应力应变分布、初始失效和最终承载能力分析,确定各设计变量对下陷区结构力学性能的影响,并进行参数化设计。分析结果表明:下陷区结构最先发生损伤的部位为下陷区转折处;合理的下陷参数设计变量取值为长深比 $B/A \geq 20$ 、主受力方向上两个下陷区间距 $A/H \geq 12$ 、不同方向上两个下陷区间距 $C/A_{\min} \geq 1.5$ 。

关键词: 飞行器设计;复合材料;下陷;参数化设计

中图分类号:V229

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2019)01-0041-07

Structural Design of Composite Laminate with Joggle

LIU Ting, GE Jianbiao, PENG Guohui

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai, 201210, China)

Abstract: Composite laminates with joggles as typical design details are widely used in aircraft structures. The length to depth ratio, the same direction joggle spacing and two different direction joggle spacing are used as design verifications to establish the parametric finite element model. Through stress and strain distribution, previous failure and final loading capacity analysis, the effect of design variables on joggle structures' mechanical property is determined and the parametric design is carried out. The results indicate that the structure damage initiates at the transition of joggle; the reasonable design parameters for the joggle are $B/A \geq 20$ for length to depth ratio, $A/H \geq 12$ for spacing between two joggles in the same direction and $C/A_{\min} \geq 1.5$ for spacing between two joggles in different directions.

Key words: aircraft design; composite; joggle; parametric design

先进复合材料作为一项前沿航空技术正备受瞩目。A380所用的复合材料占其结构总重的25%;波音787的复合材料用量达到其总重的50%,其机身以碳纤维复合材料制造,取代了铝合金,成为全球首款以复合材料为主体材料的民用喷气客机^[1]。

在复合材料飞机结构设计中,“下陷”常出现在机身蒙皮胶接处或机翼长桁等结构上,是元件成型的一种偏心^[2]。当下陷区结构承受轴向拉压载荷时,下陷过渡区的应力集中、结构损伤现象非常严

重。为保证结构的使用安全,需对下陷区结构进行分析。Bigwood等^[3]采用常规非线性模型对下陷胶接接头做了有限元分析,研究了胶层厚度、填充区的属性对下陷区结构性能的影响。Taib等^[4]研究了4种胶接接头布局形式:下陷搭接接头、L形截面接头、单搭接接头和双搭接接头,通过试验比较了4种接头的力学性能,并讨论胶层厚度和填充材料对下陷区结构力学性能的影响,同时还研究了 $(\pm 45)_n$ 和 $(0/90)_n$ 织物对下陷区结构破坏载荷的影响。

在实际的机翼蒙皮与长桁组合结构中使用的

收稿日期:2018-04-09;修订日期:2018-08-03

通信作者:刘婷,女,研究员, E-mail:Liuting@COMAC.CC。

引用格式:刘婷,葛建彪,彭国辉. 复合材料层合板下陷区结构设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(1): 41-47.
LIU Ting, GE Jianbiao, PENG Guohui. Structural Design of Composite Laminate with Joggle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(1): 41-47.

下陷结构主要包含3个设计变量:下陷长深比、相同方向下陷区间距、不同方向下陷区间距。因此,基于上述3个变量对下陷区结构进行损伤分析,有助于明晰各设计变量如何影响下陷区结构的承载性能,从而为下陷区的结构设计提供参考。本文首先在商用有限元软件ABAQUS中采用连续壳单元建立分析模型,并在模型中考虑复合材料结构胶接区的分层损伤和层合板的渐进损伤;再分析下陷过渡区的应力应变分布、初始失效和最终承载能力;最后通过改变设计变量,讨论其对下陷区结构力学性能的影响,进行参数化设计,并给出合理的设计参数。

1 失效分析方法

研究复合材料层合板下陷过渡区的最终承载能力,就必须对复合材料层合板下陷过渡区进行失效分析。本节概述了复合材料单层板失效准则和复合材料层合板渐进损伤模拟,以及模拟界面失效的内聚力单元。

1.1 复合材料单层板失效准则

复合材料层合板是有限数目的正交各向异性单层板的集合,单层板有多种失效准则,本文采用被普遍认可的Hashin准则^[5]。

1.2 复合材料层合板渐进损伤

复合材料的损伤是一个渐进损伤的过程^[6],薄弱处的失效会引起载荷的重新分配,各种不同形式的损伤会造成复合材料层合板的刚度不断折减,最后达到完全破坏。其计算流程如图1所示。将当前的应力值代入失效准则,判断是否失效以及何种失效形式。若单元发生某种失效,则该单元的材料性能将出现相应退化,更新结构的刚度矩阵与应力

分布。循环判断单元是否失效、单元材料性能退化、刚度折减、应力计算这些步骤,直至没有失效发生。增加载荷,进行下一步载荷应力非线性计算,重复上述过程,直至确定最终载荷。

1.3 内聚单元

内聚单元是一种基于内聚力模型的零厚度界面元,主要用来模拟分析粘结层、复合材料界面层、补片等的破坏^[7-15]。用于模拟复合材料界面分层问题时,内聚单元是基于以下假设使用:(1)材料连续;(2)界面的分离破坏。采用强度准则判断内聚单元的损伤萌生,损伤萌生后则采用Griffith能量破坏准则,同时也可以根据应变值判断其损伤萌生及破坏过程。

为精确模拟复杂应力下结构的损伤萌生,本文采用二次名义应力强度准则,定义如下

$$d = \left(\frac{t_n}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 \begin{cases} d < 1 \\ d = 1, \text{失效} \end{cases} \quad (1)$$

式中 t_n^0, t_s^0, t_t^0 分别为对应的最大应力值。

当应力达到给定的强度准则的门槛值时,内聚单元开始损伤萌生,然后损伤扩展。分层扩展破坏准则采用混合型破坏模式

$$D = \left\{ \frac{G_I}{G_{Ic}} \right\}^\alpha + \left\{ \frac{G_{II}}{G_{IIc}} \right\}^\alpha + \left\{ \frac{G_{III}}{G_{IIIc}} \right\}^\alpha \begin{cases} D < 1 \\ D = 1, \text{破坏} \end{cases} \quad (2)$$

式中 α 为材料常数, α 通常取值为1~2。

损伤单元材料的弹性模量表示为

$$E = (1 - D)E_0, G = (1 - D)G_0 \quad (3)$$

式中 E_0 和 G_0 为材料无损伤时的杨氏弹性模量及剪切弹性模量。

2 下陷过渡区的失效分析

运用ABAQUS建立3种下陷有限元模型,在拉伸载荷作用下,对结构进行损伤分析。所用的材料体系是T700/QY8911,材料基本参数为: $E_1=135\ 000\ \text{MPa}$, $E_2=E_3=9\ 250\ \text{MPa}$, $\nu_{12}=\nu_{13}=0.31$, $\nu_{23}=0.3$, $X_t=2\ 600\ \text{MPa}$, $X_c=1\ 422\ \text{MPa}$, $Y_t=60.3\ \text{MPa}$, $Y_c=241\ \text{MPa}$, $S=108\ \text{MPa}$ 。本文共涉及3种复合材料层合板下陷过渡区设计变量。

2.1 下陷长深比对应模型的失效分析

下陷长深比:下陷过渡区的长度与下陷深度的比值,即 B/A ,如图2所示。

2.1.1 模型

本模型的结构背景是机身蒙皮胶接处采用的下陷区结构,下陷长深比 $B/A=10$ 。网格采用沿蒙皮厚度方向的扫掠网格,单元类型是连续壳单元。在下陷过渡区的转折处网格密度较大,而在模

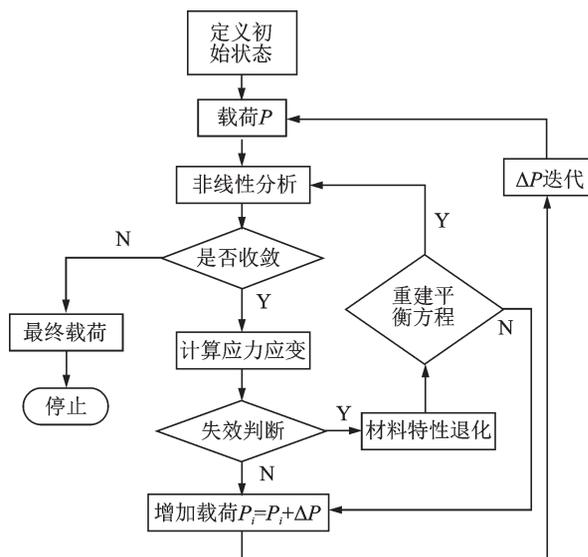


图1 渐进损伤方法失效示意图

Fig.1 Progressive damage failure diagram

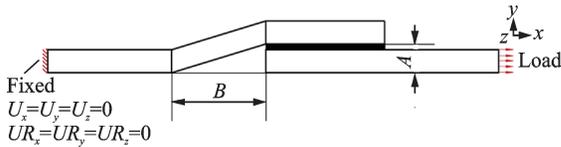


图2 下陷长深比示意图及边界条件

Fig.2 Joggle length to depth ratio and the constraints

型的平坦区域网格密度则较小,在保证分析精度的同时提高计算效率。在ABAQUS中对模型采取一端固支、一端加上均匀分布的拉伸位移载荷,如图2所示。

2.1.2 结构失效分析

首先对模型进行应力分析。图3分别给出了整体应力分布图、下陷区蒙皮应力分布图和用于模拟界面失效的内聚单元的应力分布图。

由图3可得,上下蒙皮的胶接处应力集中现象明显。此外,由图3可得,内聚单元在靠近下陷区转折处一侧应力集中程度较高,因此在这一侧应先发生起裂破坏。

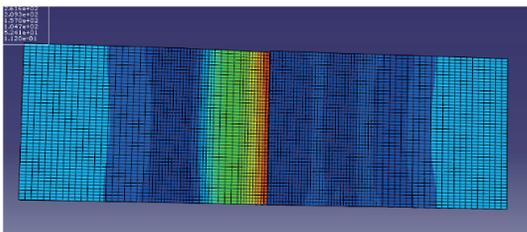
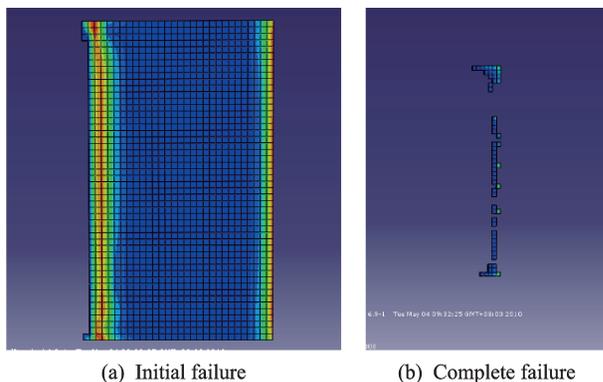


图3 下陷长深比对应模型应力分布云图

Fig.3 Joggle length to depth ratio model and its stress distribution

在分析模型的应力集中,并得出模型最先失效的部位后,将进行模型的失效分析,得出结构最大可承受的载荷。图4和5分别给出了内聚单元的失效图和结构整体的失效图。

由图4和5可以看出,内聚单元在靠近下陷区转折处最先失效(图4(a)),上下蒙皮之间界面开始出现脱粘损伤,脱粘损伤向内扩展,直至上下蒙



(a) Initial failure (b) Complete failure

图4 内聚单元失效图

Fig.4 Failures of cohesive element

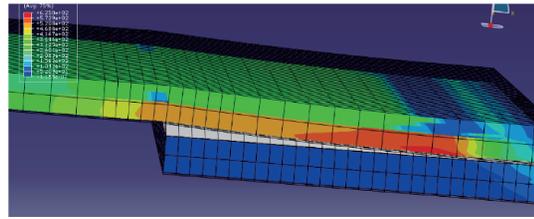


图5 机身蒙皮下陷结构整体失效图

Fig.5 Overall failure of fuselage skin joggle

皮完全分离,结构失去承载能力(图4(b)和图5)。

图6给出了结构的载荷位移曲线,该曲线分为线性段和非线性段。当线性段结束时,结构发生初始损伤,载荷继续增加,损伤开始扩展,直至结构完全失效。结构所能承受的最大载荷为7.9 kN。

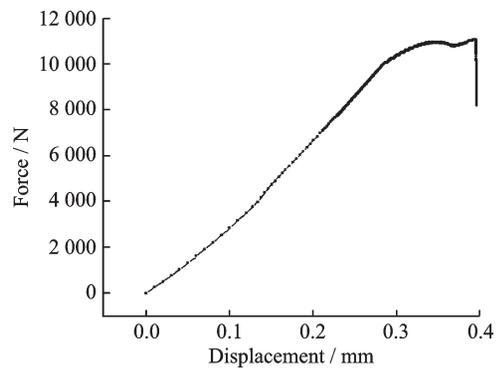


图6 机身蒙皮胶接处下陷结构的载荷位移曲线

Fig.6 Load-displacement curve of fuselage skin bonding joggle

此外,上蒙皮(曲折板)在受拉的过程中会由曲折板向直板变形。由于层合板的面内刚度高于面外刚度,在被拉直的过程中,结构的刚度会变大。当结构由于上蒙皮被拉直引起的刚度增大程度高于由于界面损伤引起的刚度降时,载荷位移曲线的斜率再次增大。这是图6中出现凹点的原因。

2.1.3 下陷长深比参数化设计

为减少计算量,本文限定B值不变,仅改变A值,从而使B/A值在一定范围内变化,进行参数化设计,取B/A值分别为5,10,15,20,25。图7给出了相同载荷下,最大应力随B/A值的变化趋势。

由图7可知,最大应力随B/A值的增大而减小。当B/A值从10到15变化时,应力有较大幅度下降。同时,当B/A值大于20时,最大应力的降低变得较为平缓。因此,从应力角度考虑,建议取: $B/A \geq 20$ 。

结构承载能力是飞行器结构设计时需要考虑的重要因素,图8给出了下陷区结构承载能力随B/A值的变化趋势。由图可得,下陷区结构的承载能力随B/A值的增加而不断提高,而且当B/A值从15到20变化时,载荷增加很大。因此,从结

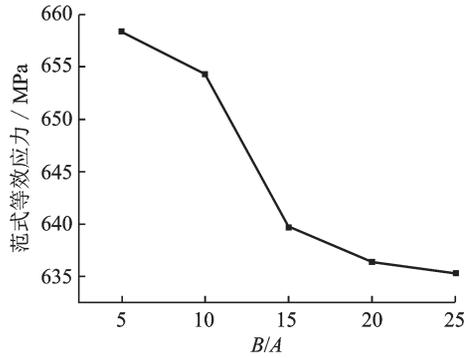


图7 最大应力随B/A斜的变化趋势

Fig.7 Change of max stress with B/A value

构的承载能力角度考虑,建议下陷区设计时取: $B/A \geq 20$ 。

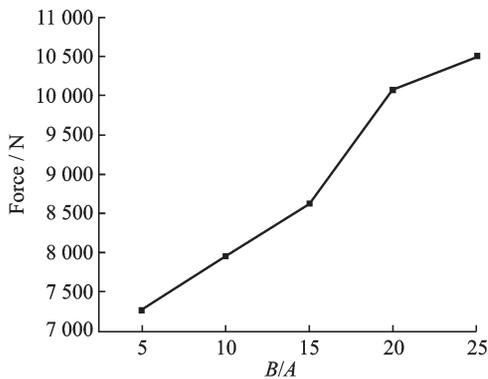


图8 下陷区结构的承载能力随B/A值的变化

Fig.8 Change of joggle area structure load capacity with B/A value

综上可得,复合材料层合板下陷过渡区设计时,取 $B/A \geq 20$ 。

2.2 相同方向下陷区间距对应模型的失效分析

相同方向上存在多个下陷过渡区时,定义下陷区的间距,即图9中的A值。为了参数化设计的需要,本文将此设计变量量化一,限定下陷深度H不变,用A/H的变化表示间距A值的变化。

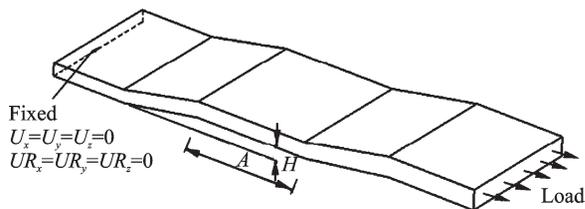


图9 相同方向上存在多个下陷过渡区时的间距示意图及边界条件

Fig.9 Space between two neighbor joggles and constraints along one direction

2.2.1 模型

本模型存在两个长度均为60 mm下陷过渡区,两个过渡区之间为一平坦区域, $A/H=5$ 。此模型的网格同样采用沿蒙皮厚度方向的扫掠网格,

单元类型是连续壳单元。采用位移加载,如图9所示,一端固支,一端加上均匀分布的拉伸位移载荷。

2.2.2 结构失效分析

由图10所示的应力分布可得,在两个下陷过渡区各自的转折处是应力集中的区域,所以此区域应最先发生失效。

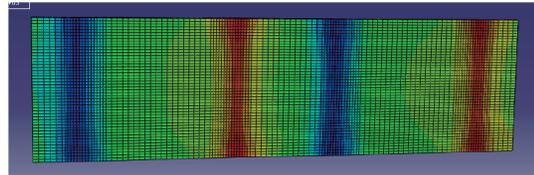
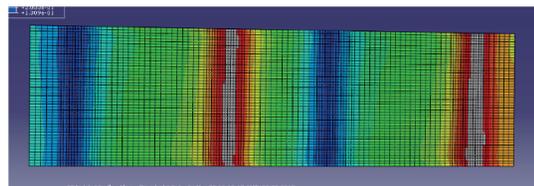


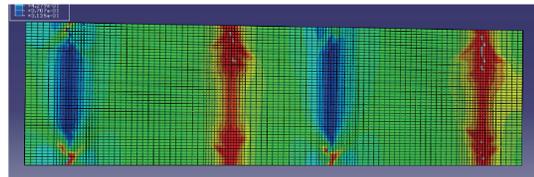
图10 模型的应力分布图

Fig.10 Stress distribution in model

采用Hashin准则进行渐进损伤失效分析,如图11所示。由图可知,层合板的基体和纤维初始失效都发生在下陷区域的转折处,即应力集中的区域。结构最终失效时,两个下陷过渡区的基体拉伸损伤贯穿整个蒙皮宽度方向,纤维拉伸损伤情况与基体类似。



(a) Matrix tension failure



(b) Fiber tension failure

图11 包含两个同方向下陷的结构失效图

Fig.11 Joggle structure failure along two same directions

采用Hashin准则对模型进行渐进损伤分析,得出结构的载荷位移曲线(图12),结构所能承受

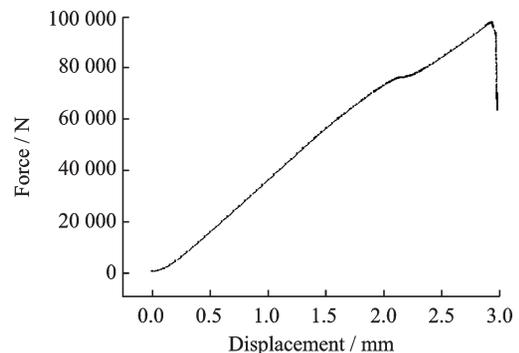


图12 包含两个同方向下陷结构的载荷位移曲线

Fig.12 Load-displacement curve of the Joggle along two same directions

的最大载荷为 97.8 kN。当载荷达到结构初始失效载荷时,结构发生损伤,刚度降低。同时,结构发生损伤后,加载位移急剧增大,结构由曲折板向直板变形的程度明显,结构刚度进一步增大。随着损伤的扩展,结构最终失去承载能力。

2.2.3 相同方向下陷区间距的参数化设计

当相同方向上存在多个下陷区时,相邻两个下陷区之间的间距是值得关注的,下文将研究此间距对下陷区结构的力学性能的影响。此处 A/H 分别取 3,5,8,10,12,15。图 13 给出了相同载荷下结构最大应力随 A/H 值的变化趋势。

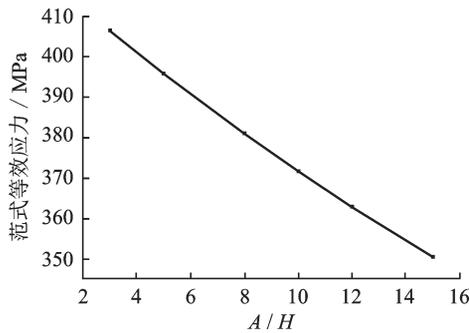


图 13 最大应力随 A/H 值的变化趋势
Fig.13 Change of max stress with A/H value

由图 13 可得,最大应力随 A/H 值的增大而减小。因此,从应力角度考虑,当相同方向上出现多个下陷区时,应尽可能增加两下陷区之间的间距。

结构发生破坏时的位移是结构设计时需要考虑的一个重要因素,图 14 给出了结构破坏时的位移随 A/H 值的变化趋势。

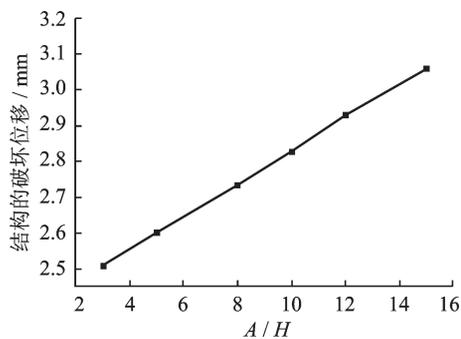


图 14 结构的破坏位移随 A/H 值的变化趋势图
Fig.14 Change of structure damage displacement with A/H value

由图 14 可得,破坏位移随着 A/H 值的增大而增大。因此,从破坏位移的角度考虑,当相同方向上出现多个下陷区时,应尽可能增加两下陷区之间的间距,使结构能承受更大的变形。

由图 15 可得,相同方向上存在多个下陷过渡区时,结构的承载能力随 A/H 值的增加而提高。当 A/H 值从 8 增至 12 时,结构的承载能力急剧增

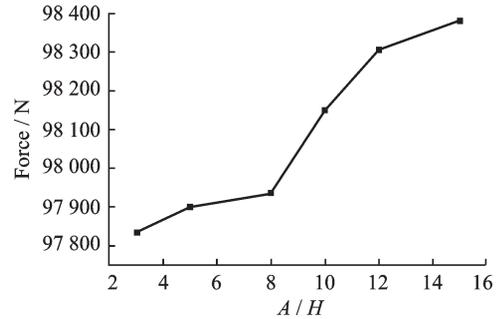


图 15 下陷区结构的承载能力随 A/H 值的变化趋势
Fig.15 Change of joggle area structure load capacity with A/H value

大,而当 A/H 值大于 12 时,承载能力的增加变得较为平缓。因此,从结构的承载能力角度考虑,建议在设计相同方向上存在多个下陷过渡区的结构时,取 $A/H \geq 12$ 。

综上所述可以得出,当相同方向上存在多个下陷过渡区时,应取 $A/H \geq 12$ 。

2.3 不同方向下陷区间距对应模型的失效分析

两个不同方向上有两个下陷过渡区时的间距,如图 16 所示,图中 A 和 B 分别是两个不同方向上的两个下陷区的长度, C 是两个下陷区之间的间距。

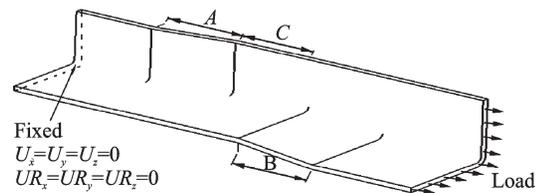


图 16 两个不同方向上有两个下陷过渡区时的间距示意图
Fig.16 Space between two neighbor joggles and constraints along two different directions

2.3.1 模型

此结构在两个不同方向上都存在下陷过渡区,两个下陷区的长度分别为 40 mm 和 60 mm,两个下陷区的间距为 60 mm。模型的网格采用沿厚度方向的扫掠网格;而模型中有不同方向的厚度,需定义各自的局部坐标系,否则复合材料的铺层就会沿着整体坐标系下的厚度方向铺层,与实际结构不符。图 17 中,网格密度大的区域是两个下陷区,而密度小的区域则是平坦区域。

2.3.2 结构的失效分析

由图 18 给出的应力分布可知,在两个下陷过渡区各自的转折处是应力集中的区域,并且在下陷区长度较小的那一端应力较大,所以此区域应最先生失效。

采用 Hashin 准则对模型进行渐进损伤分析。如图 19 所示,两个不同方向存在两个下陷过渡区

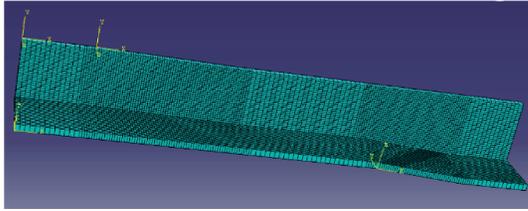


图17 不同方向上有两个下陷过渡区时的模型网格分布图

Fig.17 Meshing of the joggle along different directions

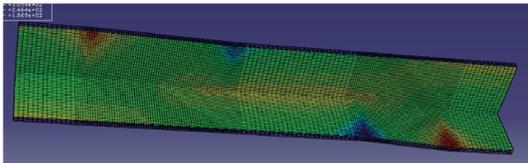
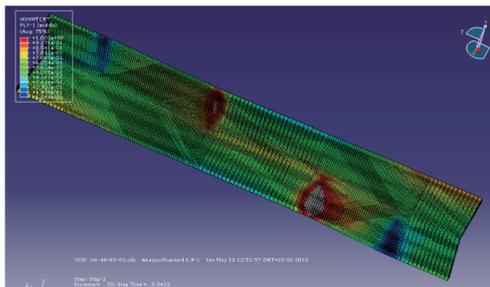
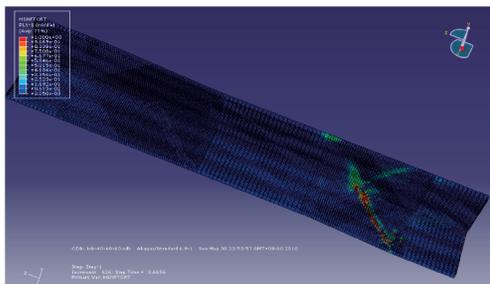


图18 不同方向上有两个下陷过渡区时模型的应力分布
Fig.18 Stress distribution of the joggle along different directions

时,基体和纤维的初始拉伸失效都发生在长度较小的下陷过渡区的转折处,与上述应力分析的结果吻合。当结构失去承载能力时,基体拉伸损伤贯穿一侧的蒙皮,纤维拉伸损伤由边界呈45°向内扩展至蒙皮转折圆角处。



(a) Matrix tension failure



(b) Fiber tension failure

图19 包含两个不同方向下陷的结构失效图
Fig.19 Structure failure of the joggle along two different directions

图20为结构的载荷位移曲线。由图可知,结构所能承受的最大载荷为96 kN。

2.3.3 不同方向下陷区间距的参数化设计

当两个不同方向上存在两个下陷过渡区时,需考虑相邻两个下陷区的间距对下陷区结构力学性能的影响。此处 C 分别取 20, 30, 40, 50, 60 和

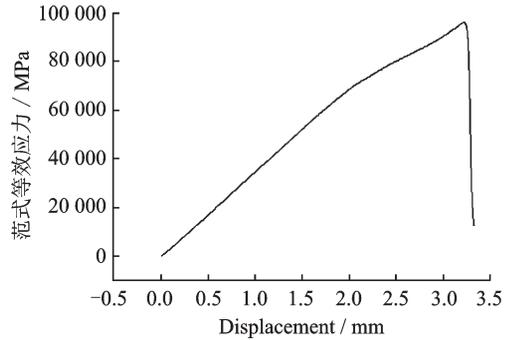


图20 包含两个不同方向下陷的结构载荷位移曲线
Fig.20 Load-displacement curve of the joggle along two different directions

70 mm。

由图21可得,最大应力随 C 值的增大而减小,且 C 值从 40 mm 到 60 mm 变化时,应力值下降的幅度较大。因此,从应力角度考虑,当不同方向上出现两个下陷区时,应使 $C \geq 60$ mm,即 $C/A_{min} \geq 1.5$ 。

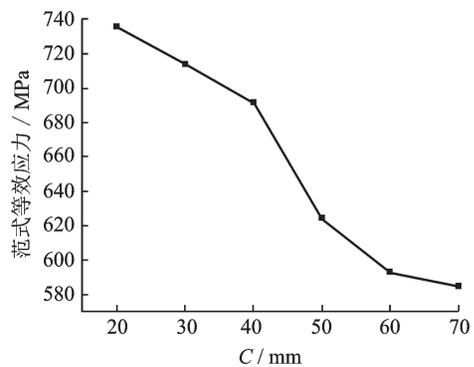


图21 最大应力随间距 C 的变化趋势
Fig.21 Change of max stress with space C

由图22可得,破坏位移随 C 值的增大而增大。因此,从破坏位移角度考虑,当不同方向上出现两个下陷区时,应尽可能增加两下陷区之间的间距 C 的大小,这样可以保证结构能承受更大的变形。

由图23可得,不同方向上有两个下陷过渡区时,结构的承载能力随间距 C 值的增加而提高,且

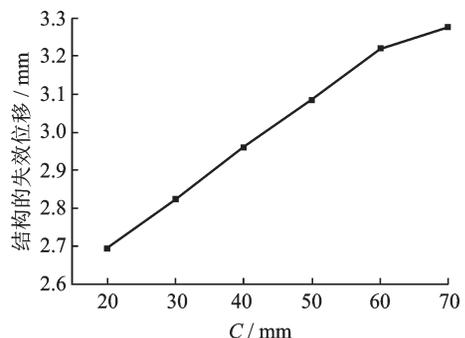
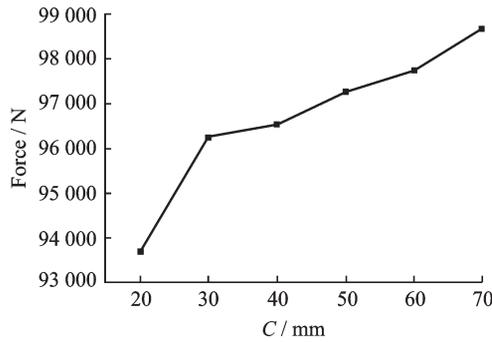


图22 结构的破坏位移随间距 C 的变化趋势
Fig.22 Change of structure damage displacement with space C

图 23 结构的承载能力随间距 C 的变化趋势Fig. 23 Change of joggle area structure load capacity with space C

当 C 从 20 mm 到 30 mm 变化时,结构的承载能力有较大幅度的提高。因此,从结构的承载能力角度考虑,设计不同方向上存在两个下陷过渡区的结构时,应取 $C \geq 30$ mm,即 $C/A_{\min} \geq 0.75$ 。

综上可得,当不同方向上有两个下陷过渡区时,应使两下陷区之间的间距 $C \geq 60$ mm,即 $C/A_{\min} \geq 1.5$ 。

3 结 论

本文首先对复合材料层合板的失效准则、渐进损伤分析方法和用于模拟界面失效的内聚单元进行简述;然后运用有限元软件 ABAQUS,采用连续壳单元建立分析模型,分析复合材料下陷区结构的应力集中现象,初步得到结构最先失效的部位,再对模型进行渐进损伤分析,得到结构最终的承载能力;接下来对下陷过渡区的设计变量进行参数化分析,根据参数化分析结果给出复合材料下陷过渡区的设计建议。通过研究得出如下结论:

(1) 复合材料层合板下陷过渡区的转折处是最先发生损伤的部位;

(2) 复合材料层合板下陷过渡区的长深比应取 $B/A \geq 20$;

(3) 当相同方向上存在多个下陷区时,两个下陷区之间的间距 $A/H \geq 12$;

(4) 当不同方向上有两个下陷区时,两个下陷区之间的间距 $C/A_{\min} \geq 1.5$,其中 $A_{\min} = \min[A, B]$ 。

参考文献:

[1] 马立敏,张嘉振,岳广全,等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2):317-322.
MA Limin, ZHANG Jiazhen, YUE Guangquan, et al. Application of composites in new generation of large civil aircraft[J]. Acta Materiae Composites Sini-

ca, 2015, 32(2):317-322.
[2] 牛春匀. 实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2008.
NIU Chunyun. Airframe structural design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008.
[3] BIGWOOD D A, CROCOMBE A D. Nonlinear adhesive bonded joint design analyses[J]. Int J Adhes Adhes 1990, 10:31-41.
[4] TAIB A A, BOUKHILI R. Bonded joints with composite adherends. Part I: Effect of specimen configuration, adhesive thickness, spew fillet and adherend stiffness on fracture[J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2006, 26:226-236.
[5] HASHIN Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1981, 47(4):329-334.
[6] ENGELSTAD S P, EDDY J N, NIGHT N F. Postbuckling response and failure prediction of graphite-epoxy plates loaded in compression[J]. AIAA Journal, 2012, 30(8):2106-2113.
[7] DUGDALE D S. Yielding of steels containing slits[J]. Mech Phys Solids, 1960, 8:100-104.
[8] BARENBLATT G. The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture[J]. Advances in Applied Mechanics, 1962, 7:55-129.
[9] BLACKMAN B R K, HADAVINIA H, KINLOCH A J, et al. The use of a cohesive zone model to study the fracture of fibre composites and adhesively-bonded joints[J]. International Journal of Fracture, 2003, 119(1):25-46.
[10] ZHENG R, LIN J, WANG P C, et al. Effect of adhesive characteristics on static strength of adhesive-bonded aluminum alloys [J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2015, 57:85-94.
[11] WISNOM M R. Modelling discrete failures in composites with interface elements [J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2010, 41(7):795-805.
[12] ELICES M, GUINEA G V, GÓMEZ J, et al. The cohesive zone model: Advantages, limitations and challenges [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2002, 69(2):137-163.
[13] CORNEC A, SCHEIDER I, SCHWALBE K H. On the practical application of the cohesive model [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2003, 70(14):1963-1987.
[14] YANG Q, COX B. Cohesive models for damage evolution in laminated composites [J]. International Journal of Fracture, 2005, 133(2):107-137.
[15] CHEN E, LEUNG C K Y. Displacement discontinuity method for cohesive crack propagation [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2019, 190:319-330.

