复合材料学报 Acta Materiae Compositae Sinica
第31卷 第1期 2月 2014年
Vol. 31 No. 1 February 2014

文章编号：1000-3851(2014)01-0018-08

基于低能量冲击损伤阻抗的复合材料薄壁结构铺层顺序设计

张鹏飞[1,2]，金海波*[1]

（1. 南京航空航天大学 航空宇航学院，南京 210016；2. 上海飞机设计研究院 结构设计研究部，上海 200232）

摘　要： 建立了有效的复合材料层合板结构冲击损伤分析方法，层合板面内损伤采用改进的 Chang/Chang 失效准则做判据，得到面内各类损伤形式。层间损伤采用与 Mixed-Mode 粘接元等效的 TIEBREAK 接触模拟。利用此分析方法，从复合材料薄壁结构设计需要出发，研究了在低能量冲击下，铺层的层间角度、铺层方向、铺层重叠对层合板结构冲击损伤阻抗的影响规律，并对它们的综合影响进行了总体分析，得到了能提高层合板结构损伤阻抗的铺层顺序设计指导。最后用该设计指导对某种铺层结构进行了重新设计和有限元模拟，验证了该设计指导的可行性和有效性。

关键词： 冲击损伤；分层损伤；TIEBREAK 接触；铺层顺序；损伤阻抗

中图分类号： TB330.1　　**文献标志码：** A

Stacking sequence design of composite thin-walled structure based on low energy impact damage resistance

ZHANG Pengfei[1,2], JIN Haibo*[1]

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Structure Design and Research Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

Abstract: An effective method was established for damage analysis of composite laminated plate. Improved Chang/Chang failure criterion including all kinds of damage forms was used to model in-plate damage. TIEBREAK contact equivalent of Mixed-Mode cohesive zone model was used for modeling the regions between two layers. From composite thin-walled structure design requirement, three parameters of stacking sequence affecting impact damage resistance under low energy impact were studied with the numerical method, i. e, interface angel, ply orientation and ply grouping. After general study of the effects of stacking sequence on the impact resistance, some design guidelines to improve the impact damage resistance of composite plates were given , and the stacking sequence of a composite laminated plate was redesigned according to the guidelines. The finite element analysis shows that the guidelines are feasible and valid.

Keywords: impact damage; delamination damage; TIEBREAK contact; stacking sequence; damage resistance

复合材料结构在使用过程受到工具坠落、跑道碎石和冰雹等的冲击都可能造成损伤，而且其中的目视勉强可见的冲击损伤(BVID)会使复合材料结构的压缩强度降低60%，这就在很大程度上限制了复合材料结构设计许用值的增加[1]。但是以波音787为代表的新一代民用飞机大量采用复合材料结构作为机身的主承力结构，这样使机身结构质量减小达30%，从而给民用飞机的运营带来了效益。但是不同于机翼蒙皮结构，民用飞机机身结构的蒙皮很薄，大部分厚度不超过2～3 mm，这种厚度的层

收到初稿日期： 2013-01-27；**收到修改稿日期：** 2013-07-25；**网络出版时间：** 2013-09-14　15:58
网络出版地址： www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20130914.1558.002.html
基金项目： 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2011003)；航空科学基金(2011ZA52016)
通讯作者： 金海波，博士，副教授，研究方向为飞机结构优化设计、复合材料结构设计与分析。　E-mail: jinhb@nuaa.edu.cn

合板结构对低能量冲击损伤十分敏感，会给民用飞机的运营和维护带来很大的负担。从效益上看，采用薄壁层合板结构可以大幅度减轻结构质量，创造直接效益，但是会产生冲击损伤后的强度降低问题，增加维护成本。为了保证结构有足够的强度，简单的方法可以增加蒙皮厚度，但会降低采用先进材料的效益，复杂的方法是准确估算先进材料冲击损伤的结果，利用复合材料铺层可设计特点，提高材料在低能量冲击下的损伤阻抗。这样就可以在结构质量不显著增加的条件下，保证机身结构有足够的强度。因此，复合材料层合板的冲击损伤成为新一代民用飞机机身结构设计中需要重点考虑的问题。

由于利用试验来研究复合材料，存在着试件制作困难、试验成本较高等问题，所以很多研究者把对复合材料冲击性能的研究集中在了基于试验的理论分析和数值模拟上。针对复合材料在工程结构应用中的冲击损伤的机制，国内外的众多研究者做了很多工作，并取得了多个方面的进展，为后续的研究提供了重要参考。

Collombet 等[2]使用了最大应力阈值来作为基体损伤起始的判据。Choi 等[3]通过对低能量冲击损伤机制的分析，提出了基体拉伸失效准则。Chang F 和 Chang K[4]通过对含应力集中复合材料层合板的研究，提出了基体和纤维失效的准则。在 Chang 的二维逐渐损伤模型的基础上，Hou 等[5]提出了三维逐渐损伤的分析模型，并使用该模型模拟了层合板低速冲击过程，模拟结果与试验结果吻合得很好。

层合板的分层模拟是复合材料层合板冲击损伤分析中非常重要的一部分。文献[6]研究表明，复合材料受冲击后，分层损伤将导致复合材料结构剩余强度大幅降低。由于在低能量冲击中，分层是主要的损伤形式，同时也是试验中比较容易检测到的损伤，因此试验中通常将分层总面积作为损伤面积。近年来采用损伤力学与断裂力学相结合的粘结元模型来分析裂纹产生与扩展并取得了很大的发展。许多研究采用 8 节点 3D 粘接元模拟复合材料层板的层间损伤，可以较好地反应出层间的损伤过程[7]。

对复合材料冲击损伤的研究，除了研究由冲击引起损伤的机制外，更重要的是要研究复合材料层合板抗冲击的性能，即复合材料的冲击损伤阻抗。这样才能达到从材料设计到结构设计直至生产全面为结构安全服务的目的。

1 低能量冲击损伤的数值分析方法

复合材料层合板在低速冲击载荷下，主要的损伤形式有层内损伤(纤维断裂、纤维挤压、基体开裂和基体挤裂等)和层间损伤(分层损伤)。根据这两种损伤特征，用两种有限元损伤模型模拟低速冲击。层合板的每个单层都用一层 3D 实体单元模拟，层与层之间的连接使用与 Mixed-Mode 粘接元等效 TIEBREAK 接触模拟。

1.1 层内损伤模型

单层板层内的冲击损伤有基体拉伸失效、基体挤压失效、纤维压缩失效和纤维拉伸失效等形式。很多学者对复合材料单层板的失效判据做了深入的研究，文中采用的是 Hou 等[5]改进后的 Chang/Chang 失效准则。单层板结构的逐渐累积损伤分析模型可以通过考虑材料内部产生损伤并不断地降低材料的性能参数(如材料强度、弹性模量)来分析复合材料结构的动态响应。综合采用刚度退化和强度退化对受损的单层铺层进行退化，将单元失效技术扩展至三维情况，并对层合板的冲击损伤的动态扩展进行了分析。这种对冲击损伤的处理方法简单有效，同时对层合板的冲击损伤的演化能准确地模拟。在有限元分析中，结构刚度和强度的降低根据不同的失效模式，具体调整策略[8]，如表 1 所示。

表 1 材料属性调整策略

Table 1 Adjustment strategy of mechanical properties

Damage mode	Adjust method
Tensile fiber	$E_{11}=E_{22}=G_{12}=\nu_{21}=\nu_{12}=0$
Compressive fiber	$E_{11}=\nu_{21}=\nu_{12}=0$
Tensile matrix	$E_{22}=G_{12}=\nu_{21}=0$
Compressive matrix	$E_{22}=G_{12}=\nu_{21}=\nu_{12}=0$, $X_t^*=0.8X_t$, $X_c^*=2Y_c$

Note: E_{11}, E_{22} and G_{12} are modulus; ν_{21} and ν_{12} are poisson ratio; X_t and Y_c are strength; X_t^* and X_c^* are adjusted strength.

1.2 分层损伤模型

层间的分层损伤采用 LS-DYNA 软件中与 Mixed-Mode 粘接元(见图 1(b))等效的 TIEBREAK 接触(见图 1(a))来模拟。TIEBREAK 接触不需要用建立 solid 单元，而是利用上下两子层单元之间的下表面和上表面的节点建立接触来模拟层间胶结。由于不需要建立 solid 单元，使用 TIEBREAK 接触的建模和计算效率都有所提高。

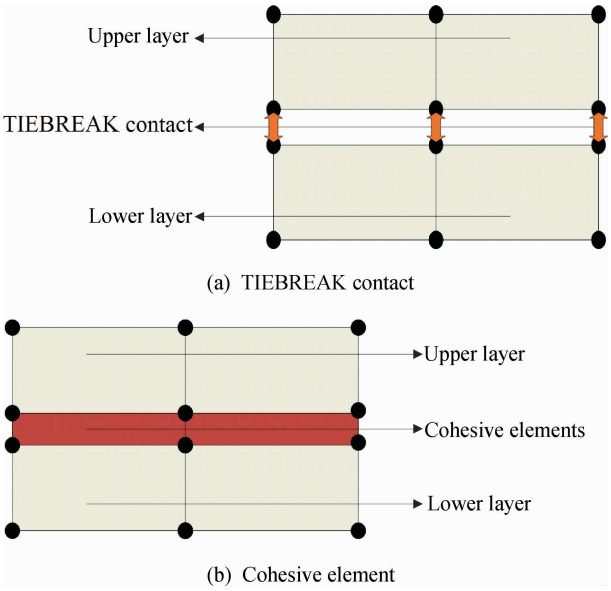

图 1　T300/BMP－316 的层间模型

Fig. 1　Interface model of T300/BMP－316

TIEBREAK 接触把传统的应力失效准则作为层间损伤起始的判据，通过能量释放率准则来预测损伤扩展过程。文中用到的是二次名义应力失效准则和混合型(Mixed-Mode)能量释放率准则[9]。

层间分层损伤过程可以分为分层起始和分层扩展两部分。

分层起始位移为

$$\delta^0 = \delta_{\mathrm{I}}^0 \delta_{\mathrm{II}}^0 \sqrt{\frac{1+\beta^2}{(\delta_{\mathrm{II}}^0)^2 + (\beta \delta_{\mathrm{I}}^0)^2}} \tag{1}$$

式中：$\delta_{\mathrm{I}}^0 = \frac{N}{T_{\mathrm{n}}}$；$\delta_{\mathrm{II}}^0 = \frac{S}{T_{\mathrm{s}}}$；$\beta = \frac{\delta_{\mathrm{II}}}{\delta_{\mathrm{I}}}$；$N$ 为界面法向强度；S 为界面剪切强度；T_{n} 为界面法向刚度；T_{s} 为界面切向刚度。

分层最终失效位移为

$$\delta^{\mathrm{F}} = \frac{2}{\delta^0 \left(\frac{1}{1+\beta^2} T_{\mathrm{n}} + \frac{\beta^2}{1+\beta^2} T_{\mathrm{s}} \right)} \cdot \left[G_{\mathrm{IC}} + (G_{\mathrm{IIC}} - G_{\mathrm{IC}}) \left(\frac{\beta^2 T_{\mathrm{s}}}{T_{\mathrm{n}} + \beta^2 T_{\mathrm{s}}} \right)^{\eta} \right] \tag{2}$$

式中：G_{IC}、G_{IIC} 分别为Ⅰ、Ⅱ型能量释放率；η 为B-K失效准则[10]系数。

1.3　算例分析

模拟了文献[11]中复合材料层合板在不同冲击能量(W =2.2，5.9，8.6 J)的冲击作用下的损伤，层合板的名义尺寸为 80 mm×59 mm×25 mm，四边固支。受冲击处是层合板正中心 40 mm×40 mm 的区域。冲击物锤体为圆柱形，其端部为半球形，直径为 16 mm。层合板的材料采用 T300 /BMP－316，铺层顺序为[45/－45/90/0/－45/0/45/0/90/0]$_{\mathrm{s}}$，材料参数如表 2 所示。

表 2　T300 /BMP－316 的性能参数

Table 2　Mechanical properties of T300 /BMP－316

E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa
128.8	10.1	0.355	4.1
X_{t}/MPa	X_{c}/MPa	Y_{t}/MPa	Y_{c}/MPa
1 446.51	1 171.41	69.64	187.29
S /MPa	G_{IC}/(J·m^{-2})	G_{IIC}/(J·m^{-2})	η
95.939	306	632	2

Note: X_{c}, Y_{t}, S and S are strength.

由于在低能量冲击中，只有在层合板表面的层内损伤才能通过目测的方法观测，无法看到内部的损伤状态。而分层是主要损伤形式，同时也是试验中比较容易检测到的损伤。由于分层可以通过 X 光和超声波 C 扫描等方法得到整个分层面积，因此通常用分层总面积作为冲击损伤状态的表征。文中计算得到的总分层投影大致成圆形(见图 2)，与文献[11]扫描得到的形状一致。

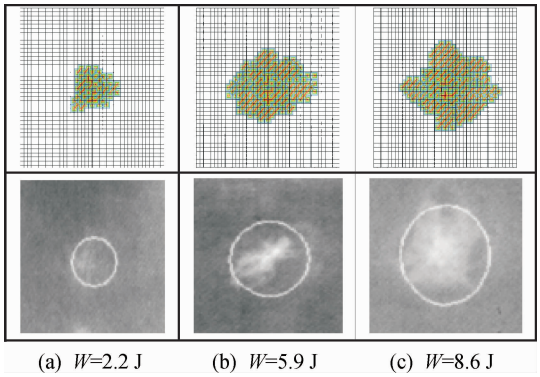

图 2　不同冲击能量下 T300/BMP－316 的总分层

Fig. 2　Delamination of T300/BMP－316 under different impact energy

表 3 给出了不同的冲击能量下，本文计算所得层合板的分层面积与文献[11]的试验与计算结果对比。由表可知，本文模型计算所得结果与试验结果符合较好，验证了此方法的准确性和合理性。

2　铺层顺序对低能量冲击损伤阻抗的影响

通常认为，低能量冲击后复合材料层合板的损伤面积与其剩余压缩强度之间存在对应关系[12]。影响复合材料层合板分层的因素有很多，从内因上看，有材料属性、各方向铺层比例和厚度、铺层的顺序以及层合板的结构布置形式；从外因上看，冲击载荷和冲击形式对分层面积也有重要影响。为了

表 3　不同冲击能量下 T300/BMP－316 的损伤面积对比

Table 3　Contrast of damage area of T300/BMP－316 under different impact energy

Impact energy/J	Damage area/mm			Error/%	
	Ref.[11](real)	Ref.[11](predicted)	This work(predicted)	Ref.[11](predicted)	This work(predicted)
2.2	133	128	126	−3.8	−5.3
5.9	338	315	358	−6.8	−5.9
8.6	406	369	423	−9.1	4.2

便于比较研究，一般根据统计规律，可以把外因的冲击载荷和冲击形式等效为端部为半球形的相应质量的冲击锤在相应的速度下的冲击载荷。

在标准冲击载荷作用下，层合板的分层面积主要与结构和材料属性有关，在材料属性和结构总体布置参数已确定的条件下，减小分层面积的主要措施是改进层合板的铺层顺序，提高层合板抵抗冲击损伤的阻抗[13]。本文将从层间角度[13]、铺层方向[14]和铺层重叠[15]三个影响因素研究铺层顺序对复合材料层合板抗冲击性能的影响。

2.1　冲击损伤有限元模型

飞机机身上广泛采用薄壁加筋板结构，本文主要研究加筋板结构中两筋条之间的层合板结构，所以将模型做了简化。分析的模型尺寸为 240 mm×60 mm×2 mm，16 层，初始铺层顺序为$[-45/0/45/90]_{2s}$。冲击区域为中间 40 mm×40 mm 的网格加密区域，材料参数见表 2。根据文献[16]以及低能量冲击损伤阻抗设计要求，冲击物的直径为 12.7 mm，冲击能量选用 7 J。

2.2　铺层顺序对分层面积的影响

2.2.1　层间角度的影响

采用表 4 所示的铺层方案研究相邻两层夹角对分层面积的影响规律，其中中间铺层从 15°开始，每隔 15°递增一次，一直变化到 90°。

表 4　层间角度对 T300/BMP－316 分层面积影响的研究方案

Table 4　Layup code of research on effect of interface angle of T300/BMP－316

Layup code	Stacking sequence	Interface angle/(°)
L1.1	$[0_3/15_2/0_3]_s$	15
L1.2	$[0_3/30_2/0_3]_s$	30
L1.3	$[0_3/45_2/0_3]_s$	45
L1.4	$[0_3/60_2/0_3]_s$	60
L1.5	$[0_3/75_2/0_3]_s$	75
L1.6	$[0_3/90_2/0_3]_s$	90

层合板的分层特征为分层面积在中间界面处较大，靠近两表面的界面分层面积较小[17]，所以这里选取了每种铺层方案的第 5 层间和第 11 层间的分层面积来作对比。

由于基体的拉伸和压缩强度相差较大，层合板上下部分的受载模式不一样，所以层内损伤模式和层间损伤模式也有差异。

图 3(a)为层合板上半部分第 5 层的分层面积。这部分主要受压，单层板的层内损伤主要是基体压缩失效。层间角度 90°的分层面积最小，45°次之。

图 3(b)为层合板下半部分第 11 层的分层面积。这部分主要受拉，单层板的层内损伤主要是基体拉伸失效。层间角度为45°时分层面积最大，随

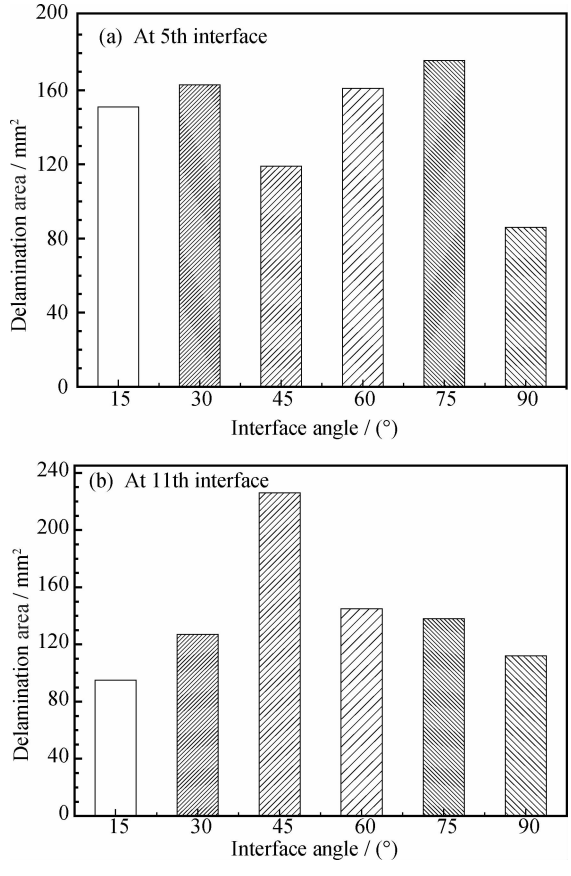

图 3　不同层间角度的 T300/BMP－316 铺层方案第 5 层和第 11 层的分层面积

Fig. 3　Delamination area at 5th and 11th interface with different interface angles of T300/BMP－316

着层间角度向 0°方向递减和 90°方向递增，分层面积也相应递减。

2.2.2　铺层方向的影响

与层合板的边界条件相关的铺层方向会影响层合板的弯曲属性，从而影响层合板的应力和分层面积。下文研究了铺层方向对分层面积的影响，研究所用的铺层方案如表 5 所示。铺层角度均选用工业上常用的 0°、45°、－45°和 90°的单层板。铺层方案 L2.1～L2.6 全是准正交各向同性铺层，层间角度都为 45°。L2.7～L2.9 为三种正交铺层方案。

表 5　铺层方向对 T300/BMP－316 分层面积影响的研究方案

Table 5　Layup code of research on effect of ply orientation of T300/BMP－316

Layup code	Stacking sequence
L2.1	$[-45/0/45/90]_{2s}$
L2.2	$[0/45/90/-45]_{2s}$
L2.3	$[45/90/-45/0]_{2s}$
L2.4	$[90/-45/0/45]_{2s}$
L2.5	$[-45/90/45/0]_{2s}$
L2.6	$[45/0/-45/90]_{2s}$
L2.7	$[\pm 45]_{4s}$
L2.8	$[0/90]_{4s}$
L2.9	$[90/0]_{4s}$

图 4 为 T300/BMP－316 铺层方案 L2.1～L2.6和 L2.7～L2.9 的分层面积。从图 4(a)中可以看出，L2.1、L2.2 和 L2.6 的分层面积分别比 L2.5、L2.4 和 L2.3 的分层面积要小。L2.1、L2.2 和 L2.6 的 0°层比 90°层更靠近表面，并且与层合板的长轴方向一致，而 L2.5、L2.4 和 L2.3 的正相反。

从图 4(b)中可以看出，由于层间角度都为 90°及铺层比例改变了刚度，正交铺层的 L2.7、L2.8 和 L2.9 比 L2.1～L2.6 的分层面积都有显著减小。其中 L2.8 的分层面积小于 L2.9，与上一段的描述的规律一样。而 L2.7 的分层面积又比 L2.8 和 L2.9 的小。

这说明层合板表面的单层板的铺层方向会影响分层面积。在其他铺层位置相同、层间角度相同的情况下，层合板表面附近布置与层合板长轴方向一致的单层板可以减小分层面积。同时±45°铺层更加有利于减小分层面积。

2.2.3　铺层重叠的影响

铺层重叠的影响是研究相同纤维方向的单层板

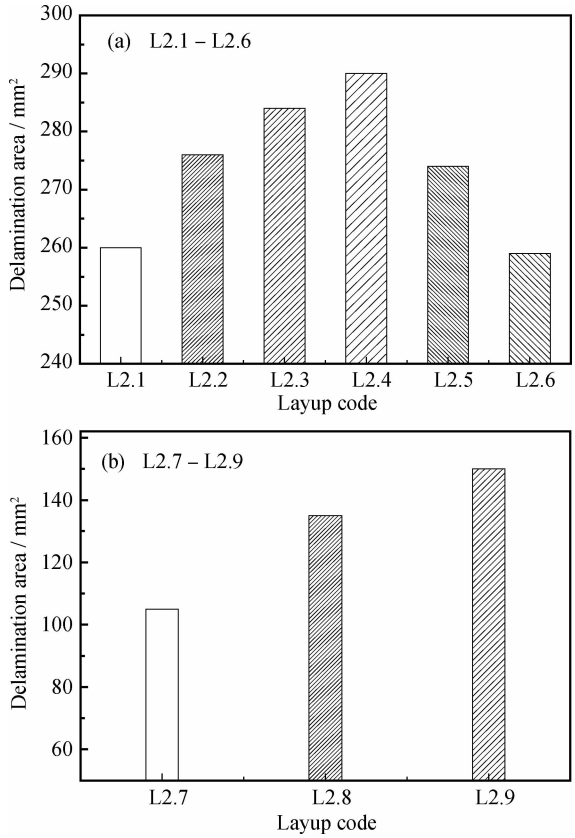

图 4　T300/BMP－316 铺层方案 L2.1～L2.6 和 L2.7～L2.9 的分层面积

Fig. 4　Delamination area of layup code L2.1－L2.6 and L2.7－L2.9 of T300/BMP－316

重叠对分层面积的影响。铺层重叠可以减小层合板的制造成本，所以在层合板的设计中也是重要的参考因素。

(1) 铺层重叠位置的影响

研究所用铺层方案如表 6 所示。铺层角度也是选用工业上常用的 0°、45°、－45°和 90°的单层板，层间角度都是 45°。将没有铺层重叠的准各向同性层合板 L2.1 作为基准，用来对比分层面积。

表 6　铺层重叠位置对 T300/BMP－316 分层面积影响的研究方案

Table 6　Layup code of research on effect of ply grouping's location of T300/BMP－316

Layup code	Stacking sequence
L2.1	$[-45/0/45/90]_{2s}$
L3.1	$[-45_2/0_2/45/90/45/90]_s$
L3.2	$[-45_2/0/45/0/45/90_2]_s$
L3.3	$[-45/0/-45/0/45_2/90_2]_s$

图 5 为表 6 中 T300/BMP－316 铺层方案的分层面积。从图 5 中可以看出，与铺层方案 L2.1 相比，有铺层重叠的分层面积都有增加。铺层重叠位于层合板表面的分层面积增加显著。

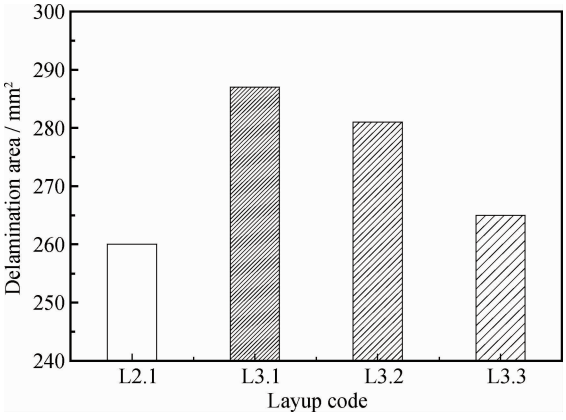

图 5　T300/BMP－316 铺层方案 L2.1、L3.1～L3.3 的分层面积

Fig. 5　Delamination area of layup code L2.1，L3.1－L3.3 of T300/BMP－316

（2）铺层重叠厚度的影响

下文研究了铺层重叠厚度对分层面积的影响，研究所用铺层方案如表 7 所示。铺层角度也是选用工业上常用的 0°、45°、－45°和 90°的单层板。

表 7　铺层重叠厚度对 T300/BMP－316 分层面积影响的研究方案

Table 7　Layup code of research on effect of ply grouping's thickness of T300/BMP－316

Layup code	Stacking sequence
L3.4	$[-45/0/90/0/45/0_3]_s$
L3.5	$[-45/45/90/0_5]_s$

图 6 给出了铺层方案 L3.4 和 L3.5 的第 3 层和第 13 层分层面积以及总的分层面积的对比。由图可以看出相比于铺层方案 L3.4，L3.5 在相同层间角度、相同位置的分层面积和总的分层面积都有所增加。

由于分层通常只发生在铺层角度不同的相临层的层间，所以铺层重叠会使能产生分层的层数减少。而分层损伤起到吸收冲击能量的作用，因此，不能分层的层数的增多会导致剩下的可以分层的分层面积更大。而且铺层重叠距离冲击正面和背面越近对分层面积影响越大。

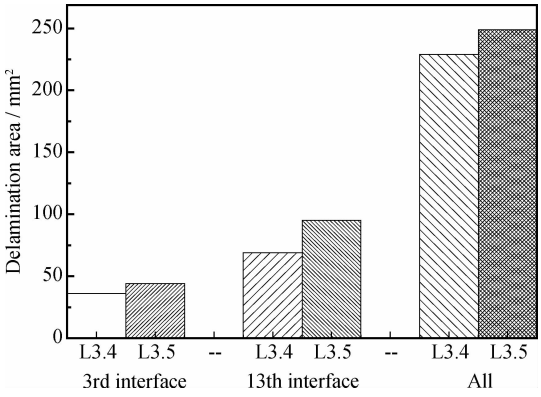

图 6　T300/BMP-316 铺层方案 L3.4 和 L3.5 的第 3 层、第 13 层和总的分层面积

Fig. 6　Delamination area at 3rd，13th interface and all of layup code L3.4 and L3.5 of T300/BMP-316

2.3　铺层顺序对分层面积影响的综合研究

在 2.2 中，对三种铺层因素对分层面积的影响进行了研究。每个铺层因素都进行了单独的研究。但是这三种因素是相互关联的，在同一种铺层中可能出现多种不同的影响因素，每种影响因素的影响大小也有区别，并且影响因素之间也会有影响。因此，下文对几种涉及了多种影响因素的铺层方案进行了综合研究。铺层方案及要研究的影响因素如表 8 所示。铺层角度也是选用的工业上常用的 0°、45°、－45°和 90°的单层板。铺层方案 L2.1、L4.1～L4.4 中四个方向的单层板的比例相同。L4.5 和 L4.6 中增加了±45°铺层的比例。

图 7 给出了各个铺层方案的分层面积对比。由图可知：

表 8　铺层顺序对 T300/BMP－316 分层面积影响的研究方案

Table 8　Layup code of research on effect of stacking sequence of T300/BMP－316

Layup code	Stacking sequence	Effect studied
L2.1	$[-45/0/45/90]_{2s}$	Base layup
L4.1	$[\pm45/0/90]_{2s}$	±45°plies at surface，multiple interface angles
L4.2	$[0/90/\pm45]_{2s}$	0°/90°plies at surface，multiple interface angles
L4.3	$[\pm45_2/0_2/90_2]_s$	±45°plies at surface，multiple interface angle，ply grouping
L4.4	$[(0/90)_2/\pm45_2]_s$	0°/90°plies at surface，multiple interface angle，ply grouping
L4.5	$[\pm45/0/\pm45/90/\pm45]_s$	Add ±45°plies；±45°plies at surface
L4.6	$[\pm45_2/0/\pm45/90]_s$	Add ±45°plies；±45°plies at surface，ply grouping

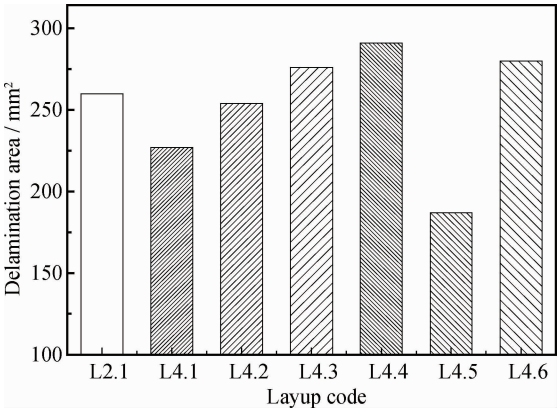

图 7　T300/BMP－316 铺层方案 L2.1、L4.1～L4.6 的分层面积

Fig. 7　Delamination area of layup code L2.1，L4.1－L4.6 of T300/BMP－316

(1) 铺层方案 L4.1 相对于方案 L2.1，将±45°铺层布置在层合板的表面并混杂了 45°和 90°两种层间角度。L4.1 的分层面积相对 L2.1 有了很大程度的减小。

(2) 铺层方案 L4.2 与 L4.1 一样混杂了 45°和 90°两种层间角度，但将 0°/90°铺层布置在层合板表面。L4.2 的分层面积比 L4.1 大了 11.2%，稍小于 L2.1 的分层面积。铺层方案 L4.4 比 L4.3 的分层面积有所增加，这个铺层方案 L4.2 的分层面积比 L4.1 的有所增加的规律是一致的。同时，由于 L4.3 和 L4.4 有了铺层重叠，它们的分层面积比 L4.1 和 L4.2 都有较大幅度的增加。

(3) 铺层方案 L4.5 和 L4.6 增加了±45°的比例。铺层方案 L4.5 的分层面积相对于其他铺层方案是最小的。而铺层方案 L4.6 由于在层合板表面有铺层重叠，分层面积相对于其他没有铺层重叠的方案反而是最大的。综合上文也可以看出±45°的铺层比例和铺层重叠的位置对层合板的分层面积都有着很大的影响。

2.4　基于冲击损伤的薄壁结构铺层顺序设计指导

根据 2.2 节和 2.3 节关于铺层顺序对复合材料抗冲击性能的研究，得出以下几点可以提高复合材料的损伤阻抗的设计指导：

(1) 层合板铺层中间部分的层间角度应尽量选取 90°。

(2) 层合板的表面单层板应选取±45°铺层，靠近表面单层板还应尽量选择方向与层合板长轴方向一致的单层板。另外还可以增加±45°铺层的比例。

(3) 尽量避免使用同方向的单层板铺层重叠，尤其是在层合板表面。

3　基于冲击损伤的铺层顺序设计

利用 2.4 节的设计指导对文献[11]中的层合板的铺层顺序进行了重新设计，并与原铺层顺序的结果进行了对比。

文献[11]中的层合板冲击损伤试验所用的模型尺寸为 240 mm×45 mm×2.5 mm，25 层，四边固支。受冲击处是层合板正中心 40 mm×40 mm 的区域。冲击物锤体为圆柱形，其端部为半球形，直径为 16 mm，冲击能量分别为 2.2 J、5.9 J 和8.6 J。层合板的材料采用 T300/BMP－316，铺层顺序为$[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]_s$，材料性能参数参见表 2。

在层合板厚度和铺层比例不变的情况下，根据基于冲击损伤的薄壁结构铺层顺序设计方法，重新设计上述试验中的铺层顺序冲击。将±45°铺层和 0°铺层铺在靠近层合板表面，并在中间区域多使用 90°的层间角度，避免铺层重叠，得到新的铺层顺序为$[45/-45/0/45/-45/0/90/0/90/0]_s$。

表 9 给出了 T300/BMP－316 原铺层和新的铺层在不同冲击能量下的损伤面积对比。由表可以看出，新的铺层在各个冲击能量下的损伤面积都有了

表 9　不同冲击能量下 T300/BMP－316 的两种铺层方案的损伤面积对比

Table 9　Contrast of damage area of two layup codes of T300/BMP－316 under different impact energy

Impact energy/J	Damage area/mm²		
	$[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]_s$		$[45/-45/0/45/-45/0/90/0/90/0]_s$
	Real	Predicted	Predicted
2.2	90	83	70
5.9	246	238	205
8.6	310	325	282

较大幅度地减小。

4 结 论

从复合材料机身薄壁结构设计需要出发，研究了薄壁层合板结构在低能量冲击下，提高自身损伤阻抗的层合板铺层设计方法。该研究的重要贡献在于：

(1) 采用 LS-DYNA 软件中的 TIEBREAK 接触对复合材料层合板结构在低能量冲击载荷作用下的分层损伤进行了有限元模拟。

(2) 分别从铺层的层间角度、铺层方向和铺层重叠三个影响因素研究了铺层顺序对复合材料层合板抗冲击性能的影响规律，并提出了相应的铺层设计指导。

(3) 用文中提出的铺层顺序设计指导对某种铺层结构进行了重新设计，并分析了该铺层结构在三种冲击能量载荷下的冲击损伤，分析结果表明，重新设计的铺层结构能有效地降低分层面积，达到了预期的研究目标。

参考文献：

[1] 沈 真，刘 峰. 新的韧性复合材料评定技术 623S-200101-114[R]. 西安：中国飞机强度研究所，2001.
Shen Zhen, Liu Feng. New toughness composite evaluation technology. 623S - 200101 - 114 [R]. Xi'an: Aircraft Strength Institute of China, 2001.

[2] Collombet F, Lalbin X, Bonini J, et al. Damage criteria for the study of impacted composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(5): 679-686.

[3] Choi H Y, Wang H S, Chang F K. Effect of laminate configuration and impactor's mass on the initial impact damage of graphite/epoxy composite plates due to line-loading impact[J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(6): 804-827.

[4] Chang F K, Chang K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21(9): 834-855.

[5] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C, et al. Prediction of impact damage in composite plates[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(2): 273-281.

[6] Caprino G. Residual strength prediction of impacted CFRP laminates [J]. Journal of Composite Materials, 1984, 18(6): 508-518.

[7] Camanho P P, Dávila C G. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials [J]. NASA - Technical Paper, 2002, 211737(1): 33.

[8] Hallquist J O. LS-DYNA keyword user's manual[M]. Volume I and II, Version 971 R6.0.0. California: Livermore Software Technology Corporation, 2012: 246-249.

[9] Camanho P P, Davila C G, de Moura M F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 2003, 37(16): 1415-1438.

[10] Benzeggagh M L, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(4): 439-449.

[11] 温卫东，崔海坡，徐 颖. T300/BMP-316 复合材料板冲击损伤研究[J]. 航空动力学报，2007，22(5)：749-754.
Wen Weidong, Cui Haipo, Xu Yin. Research on impact damage of T300/BMP-316 composite laminates [J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(5): 749-754.

[12] Prandy J, Boyd J, Recker H, et al. The effect of absorbed energy on the CAI performance for composite materials [C]// Proceedings of 36th International SAMPE Symposium and Exhibition, 1991, 36: 901-911.

[13] Fuoss E, Straznicky P V, Poon C. Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates: Part 1—Parametric study [J]. Composite Structures, 1998, 41(1): 67-77.

[14] Hitchen S A, Kemp R M J. The effect of stacking sequence on impact damage in a carbon fibre/epoxy composite[J]. Composites, 1995, 26(3): 207-214.

[15] González E V, Maimí P, Camanho P P, et al. Effects of ply clustering in laminated composite plates under low-velocity impact loading [J]. Composites Science and Technology, 2011, 71(6): 805-817.

[16] 沈 真，张子龙，王 进，等. 复合材料损伤阻抗和损伤容限的性能表征[J]. 复合材料学报，2004，21(5)：140-145.
Shen Zhen, Zhang Zhilong, Wan Jin, et al. Characterization of damage resistance and damage tolerance behaviour of composite laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2004, 21(5): 140-145.

[17] 程小全，张子龙，吴学仁. 小尺寸试件层合板低速冲击后的剩余压缩强度[J]. 复合材料学报，2002，19(6)：8-12.
Cheng Xiaoquan, Zhang Zilong, Wu Xueren. Post-impact compressive strength of small composite laminate specimens [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002, 19(6): 8-12.