

## 复合材料加筋板长桁终止端设计与分析

刘 婷<sup>1</sup> 周凯华<sup>2</sup> 阴 悦<sup>3</sup> 陈普会<sup>4</sup>

(1. 上海飞机设计研究院结构设计部, 上海, 200232; 2. 上海飞机设计研究院适航中心, 上海, 200232;  
3. 南京航空航天大学金城学院, 南京, 211156; 4. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

**摘要:** 由于设计要求或设计限制条件, 壁板的长桁常常在翼肋或机身框附近、机翼的前后梁附近及机翼与机身的开口附近、机翼的油箱附近等部位终止。在面内载荷作用下, 截面形状突变和传载路径偏移都会造成端头处的应力集中, 极易引起缘条/蒙皮界面的脱胶。为了延缓长桁末端的缘条/蒙皮界面的起裂, 提高长桁终止端结构的失效载荷, 采用经试验验证的数值方法, 对长桁末端腹板斜削设计及长桁末端蒙皮增厚设计进行了研究。结果表明, 蒙皮增厚设计可以明显提高结构的起裂载荷。

**关键词:** 复合材料; 加筋板; 长桁终止端; 斜削设计; 增厚设计

**中图分类号:** V214.8      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2013)03-0353-07

## Design and Analysis of Laminated Stiffened Composite Panels with Stringer Terminations

Liu Ting<sup>1</sup>, Zhou Kaihua<sup>2</sup>, Yin Yue<sup>3</sup>, Chen Puhui<sup>4</sup>

(1. Structure Design Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai, 200232, China;  
2. Airworthiness Center, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai, 200232, China;  
3. Jincheng College, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 211156, China;  
4. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** In an aircraft structure, it is often necessary to run out some of the stiffeners to satisfy detailed design requirements. Depending on the structural design, stiffeners for a wing structure may terminate at a chord-wise splice, at the forward or rear spar, at a rib, or at a structural discontinuity such as an access hole. Under in-plane loads, skin/stringer interfaces at run-out tips are vulnerable areas due to stiffness discontinuities and load-path centricities. In order to postpone the interface crack initiation and increase the failure load, stiffener webs are tapered near the termination, and then the portions of the skins lying below the run-out tip are thickened locally. The results of a parametric study examining these two types of design of laminated stiffened composite panels with stringer terminations are presented. The results indicate that local reinforcement on the skin can significantly increase the initial disbond load.

**Key words:** composite; stiffened panels; stringer terminations; tapered design; thickened design

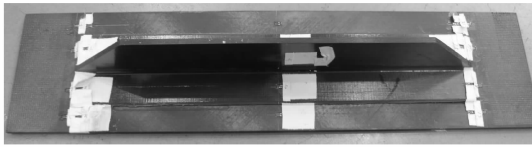
长桁终止端结构由于截面形状突变和传载路径偏移, 极易在面内载荷作用时引起端头处的应力集中, 从而造成缘条/蒙皮界面的脱胶<sup>[1-4]</sup>。如图 1 所示, 长桁终止端有 3 种典型结构形式: A 型拉伸

件(T-A)、B 型拉伸件(T-B)和压缩件(C)<sup>[5]</sup>。T-A 和 C 试件靠近终止端一侧蒙皮壁板为加载端, 另一侧固定。T-B 试件直接用试验机夹持住两侧蒙皮壁板, 一端加载。A、B 型拉伸件分别在终止端

端头中心、端头的两侧角点处首先脱胶,且均是由较大的面外剥离应力和层间剪应力导致缘条/蒙皮界面 I、II 混合型断裂。而在压缩载荷作用下,长桁终止端首先发生屈曲,会在端头中心处产生较大的层间剪应力和面外挤压应力,结构发生层间剪应力引起的缘条/蒙皮界面 II 型断裂<sup>[5-9]</sup>。



(a) T-A及C



(b) T-B

图1 长桁终止端构型图

在加筋板结构的抗分层设计中,最常用的方法是在蒙皮和缘条间安装螺栓紧固件。然而,这类增强方法只能暂时阻止裂纹的扩展,并不能抑制损伤的萌生,即无法提高结构的失效载荷<sup>[10]</sup>。目前,旨在延缓长桁末端缘条/蒙皮界面起裂的研究还相当有限。Jegley 研究了压缩载荷下长桁末端腹板斜削设计、长桁腹板厚度减薄设计、长桁末端缘条埋藏设计(埋于加强肋缘条下)以及长桁胶结于加强肋设计对失效机制及承载能力的影响<sup>[11,12]</sup>。Falzon 等人试验研究了压缩载荷下长桁末端蒙皮增厚设计对终止端结构的承载能力的影响,发现这种设计方法可以有效降低结构偏心,增加蒙皮抗失稳能力,减缓刚度变化,可以较大地提高承载能力<sup>[1]</sup>。这些研究都局限于压缩件,且只定性分析了一些典型设计方法对承载能力的影响,没有对长桁末端主要设计变量进行参数化研究,因此很难直接用于指导长桁终止端结构的设计。

采用 ABAQUS 软件中的内聚单元模拟脱胶界面,预测的终止端结构脱胶起始载荷、最大承载能力以及失效机理均与试验结果吻合良好<sup>[5]</sup>。本文对 3 种典型的结构形式,运用该经试验验证的数值计算方法,研究了长桁末端腹板斜削角度以及长桁末端蒙皮增厚设计对结构承载能力的影响,给出了具有应用价值的设计建议。

## 1 有限元模型

采用经试验验证的有限元方法进行研究<sup>[5]</sup>。3

种构型的复合材料体系为 T700/QY8911,单层材料性能及铺层信息分别见表 1 和表 2。典型件尺寸见表 3,A 型拉伸件和压缩件尺寸相同,B 型拉伸件的长度是它们的 2 倍。

表1 单层板材料属性

属性	数值
纵向模量 $E_{11}$ /GPa	135
横向模量 $E_{22}$ /GPa	9.25
面内剪切模量 $G_{12}$ /GPa	4.24
泊松比 $\nu_{12}$	0.3
单层厚度/mm	0.12

表2 典型件的铺层

元件	铺层
蒙皮	[+45/-45/0/90/0 <sub>2</sub> /-45/+45/0 <sub>2</sub> /90/0 <sub>2</sub> +45/-45/0] <sub>s</sub>
缘条	[0/90/0 <sub>2</sub> /-45/0 <sub>2</sub> +45/0 <sub>2</sub> -45/0/+45/0 <sub>2</sub> /90/0 <sub>2</sub> /90/0]
填充区	单向预浸带

表3 典型件的特征尺寸

试件	元件	尺寸(L×W×H)
T-A,C	蒙皮	440 mm×120 mm×7.68 mm
	胶膜	400 mm×60 mm×0.1 mm
	长桁	400 mm×60 mm×60 mm
T-B	蒙皮	880 mm×120 mm×7.68 mm
	胶膜	800 mm×60 mm×0.1 mm
	长桁	800 mm×60 mm×60 mm

蒙皮、突缘及腹板均用线性减缩积分的连续壳单元 SC8R 模拟,填充区用体元 C3D6 模拟。采用内聚单元模拟缘条/蒙皮界面,即在筋条与蒙皮之间加入一层内聚层<sup>[13]</sup>,选择 COH3D8 单元,通过捆绑(Tie)约束将蒙皮和缘条接触面与内聚单元连接。由于结构和载荷的对称性,T-A 及 C 件取 1/2 模型,T-B 件取 1/4 模型作为分析对象,T 型筋条简化为 L 型半筋条,利用 ABAQUS 建立有限元模型,见图 2,T-A、T-B 及 C 件的有限元模型完全相同。

由于结构均是发生界面的基体开裂,内聚层参数采用基体 QY8911 的性能参数。因为内聚层为假设层,故弹性常数取值很大,为尽量减小其变形,接近真实结构变形,一般取为  $E_{33} = G_{13} = G_{23} =$

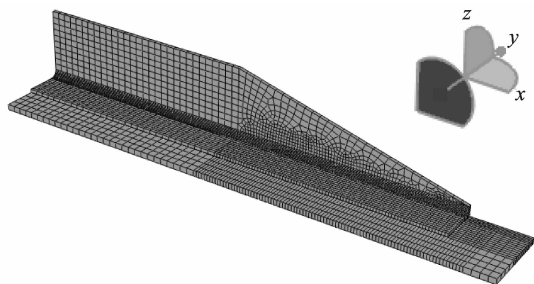


图 2 模型示意图

1 000 GPa;内聚层强度<sup>[14]</sup>及能量参数见表 4,采用 BK<sup>[15]</sup>准则,  $\eta=2$ 。

表 4 蒙皮/缘条界面属性

参数	数值
$\sigma_{0I}$ /MPa	49
$\sigma_{0II}$ /MPa	44.4
$\sigma_{0III}$ /MPa	56.5
$G_{Ic}$ /( $N \cdot mm^{-1}$ )	0.317
$G_{IIc}$ /( $N \cdot mm^{-1}$ )	0.555
$G_{IIIc}$ /( $N \cdot mm^{-1}$ )	0.555

## 2 长桁末端腹板斜削设计

为了使长桁末端附近的弯曲与轴向刚度的变化平缓、结构偏心程度减弱,可以对长桁末端腹板进行斜削,减缓长桁末端附近的刚度变化,从而实现长桁末端载荷从蒙皮向长桁逐渐平缓地传递。采用 ABAQUS 建模,取长桁残留高度 10 mm 进行斜削,对 3 种构型终止端结构的斜削角度进行参数化分析,共计算了斜削角为 90°,60°,45°,30°,15°及 8°六种情形。

### 2.1 A 型拉伸

如图 3 所示,斜削角大于等于 15°时,各个结构

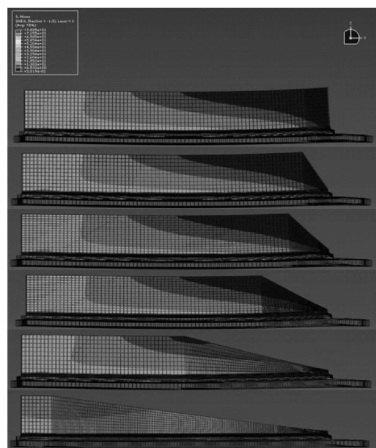


图 3 斜削角度对 A 型拉伸件应力云图的影响

的应力分布基本相同,此时仅仅消除了冗余部分,即消除部分的腹板几乎不参与受力;当斜削角为 8°时,结构的载荷重新进行了分配,应力分布发生了明显的变化。

图 4 和图 5 分别给出了腹板斜削角度对 A 型拉伸件起裂处的层间应力及失效载荷(起裂载荷)的影响,可以得到以下结果:(1)斜削后,结构仍在端头中心处产生 I、II 混合型断裂;(2)斜削角大于 15°时,由于仅仅消除了本就不参与受力的冗余腹板,而且由于斜削造成的截面抗弯模量降低,反而会使端头的局部弯曲加剧, $\sigma_{13}$  及  $\sigma_{33}$  均略有增大,失效载荷略有降低;(3)当斜削角为 15°时,端头处  $\sigma_{13}$  及  $\sigma_{33}$  又降至未斜削时的水平,失效载荷与未斜削时相当;(4)斜削角为 8°时,消除了受力区腹板,载荷重新分配,端头处  $\sigma_{13}$  及  $\sigma_{33}$  均有明显的减小,结构失效载荷提高较大,约为 20%。

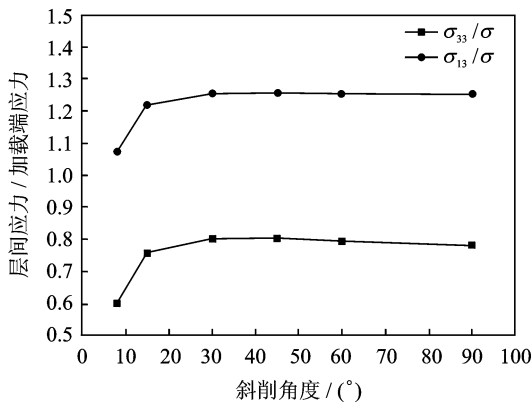


图 4 斜削角对 A 型拉伸件层间应力影响

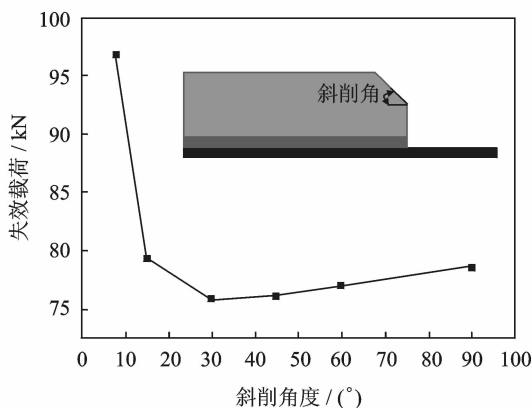


图 5 斜削角度对 A 型拉伸件失效载荷的影响

### 2.2 B 型拉伸

如图 6 所示,所有斜削角下,模型的应力分布基本相同,这主要是因为消除部分的腹板几乎不参与受力。

图 7 和图 8 分别给出了腹板斜削角度对 B 型拉伸件起裂处的层间应力及失效载荷的影响,可以

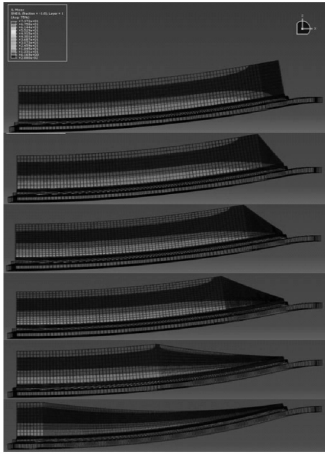


图6 斜削角对 T-B 件应力云图的影响

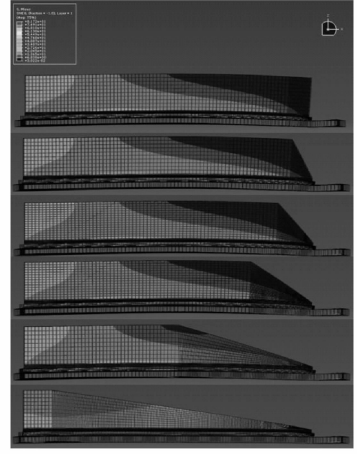


图9 斜削角对压缩件应力云图的影响

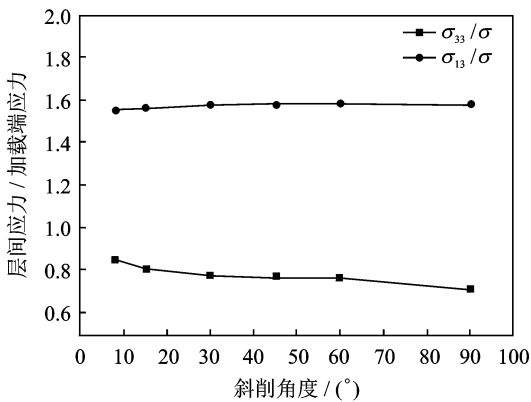


图7 斜削角度对 B 型拉伸件层间应力的影响

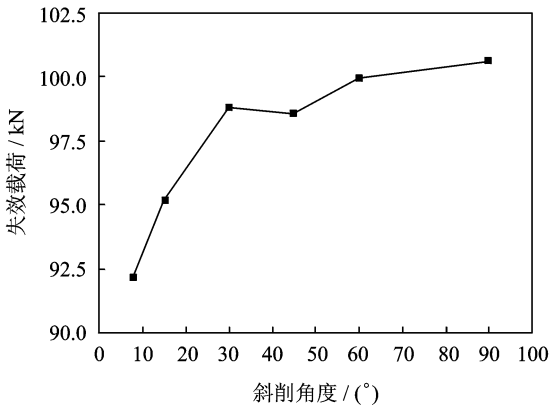


图8 斜削角度对 B 型拉伸件失效载荷的影响

布的影响同 A 型拉伸结构类似,当斜削角度为  $8^\circ$  时,结构载荷才重新进行了分配,应力分布发生了明显的变化。

图 10 和图 11 分别给出了斜削角度对压缩件起裂处的层间应力及失效载荷的影响,可以得到以下结果:(1)斜削后,结构仍在端头中心处发生 II 型断裂;(2)斜削角大于等于  $15^\circ$  时,由于仅仅消除了本就不参与受力的冗余腹板,而且由于斜削造成的

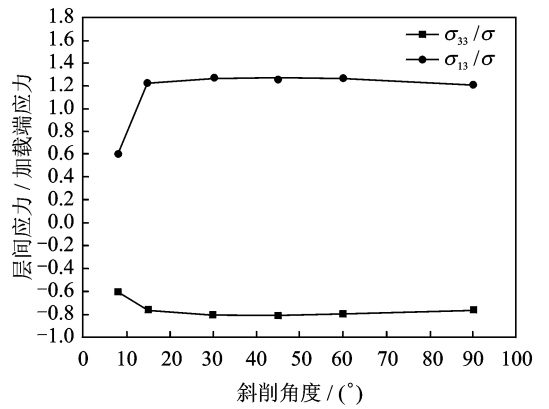


图10 斜削角度对压缩件层间应力的影响

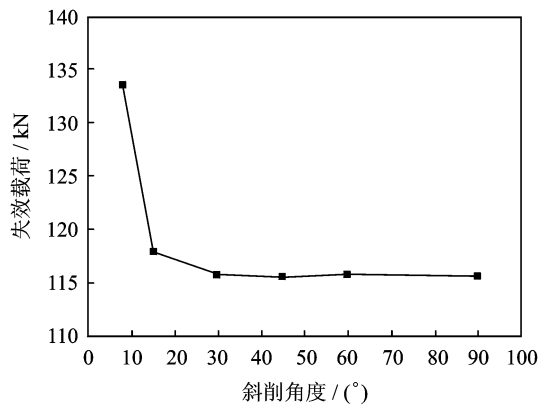


图11 斜削角度对压缩件失效载荷的影响

得到以下结果:(1)斜削后,结构仍在端头两侧角点发生 I、II 混合型断裂;(2)由于消除部分的腹板几乎不参与受力,斜削造成了截面抗弯模量降低,所有角度的斜削后,端头处的  $\sigma_{13}$  几乎不变,  $\sigma_{33}$  随着斜削角的增加而略有增大,结构失效载荷随着斜削角的增加而降低,但降幅都不大。

### 2.3 压 缩

观察图 9 发现,斜削角度对压缩件结构应力分

截面抗弯模量降低,反而会使端头的局部弯曲加剧,端头处  $\sigma_{13}$  及  $\sigma_{33}$  均略有增大,结构失效载荷几乎没有提高;(3)斜削角为  $8^\circ$  时,消除了受力区腹板,载荷重新分配,端头处  $\sigma_{13}$  及  $\sigma_{33}$  均有明显的减小,失效载荷提高较大,约为 15%。

### 3 长桁末端蒙皮增厚设计

如图 12 所示,蒙皮厚度在长桁末端处线性增加,使蒙皮的横截面积增大,这类设计能够降低结构偏心,增加蒙皮抗失稳能力,减缓刚度变化。本节模型中,蒙皮线性增厚区域的跨度为 160 mm,从距固支端 100 mm 开始,蒙皮厚度从 7.68 mm 线性增加至 15.36 mm。

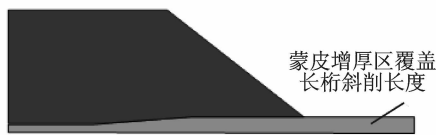


图 12 蒙皮局部增厚

#### 3.1 A 型拉伸

由图 13 发现,A 型拉伸件采用末端蒙皮增厚设计后,蒙皮也有局部弯曲,端头处蒙皮朝向长桁一侧鼓起,其面外位移  $U_3$  约为所加载拉伸位移的 10%,相较于蒙皮未增厚时的 30%减小很多,这主要是因为蒙皮增厚设计减缓了刚度变化并提高了截面弯曲刚度。

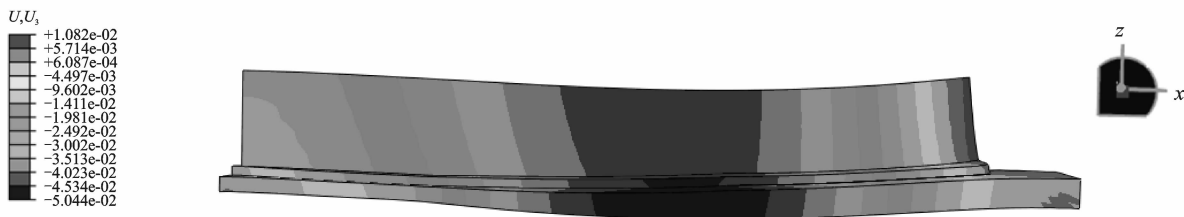


图 13 A 型拉伸件(增厚)的面外位移  $U_3$  云图

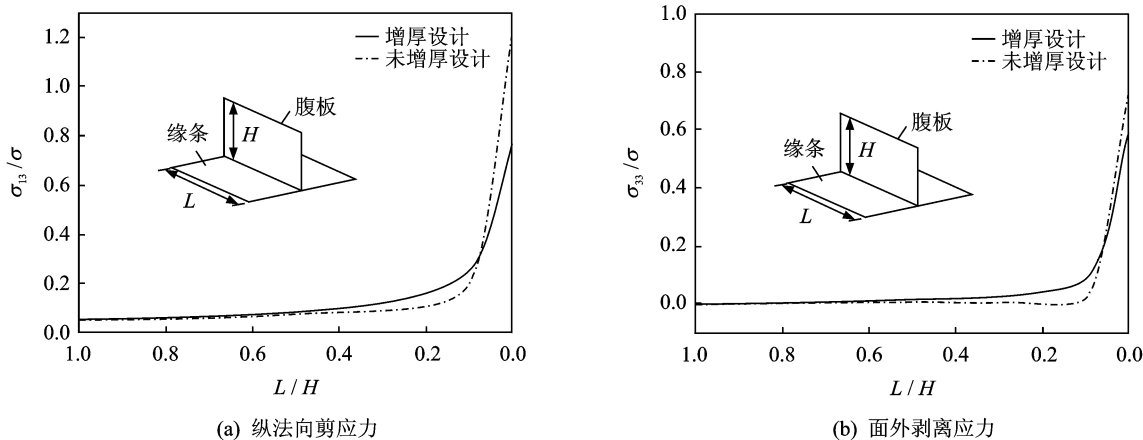


图 14 蒙皮增厚设计对 A 型拉伸件层间应力分布的影响

图 14 给出了采用末端蒙皮增厚设计前后,T-A 件蒙皮施加  $\sigma$  拉伸载荷,两种结构蒙皮/筋条界面的纵法向剪应力和面外剥离应力沿纵向的分布规律(未脱胶情况),可见当末端蒙皮增厚后,失效机理不变,端头中心处  $\sigma_{33}$  略有减小, $\sigma_{13}$  则下降了 40%。

采用蒙皮增厚设计后结构失效载荷为 135.4 kN,相比未采用蒙皮增厚设计的 75.9 kN 提高了约 78%,起裂位置仍在端头中心处。

因此,对于 A 型拉伸终止端结构采用末端蒙皮增厚设计能够降低结构偏心,增加截面弯曲刚度,减小局部弯曲,大大降低了界面纵法向剪应力,结构失效载荷提高较大。

#### 3.2 B 型拉伸

由图 15 发现,B 型拉伸件采用末端蒙皮增厚设计后,蒙皮仍没有明显的局部弯曲,端头处面外位移约为所加载拉伸位移的 0.7%。

由图 16 可得,B 型拉伸件采用蒙皮增厚设计后失效机理不变;相比未采用蒙皮增厚设计的结构,端头中心处  $\sigma_{33}$  下降了 25%, $\sigma_{13}$  则下降了 50%。

采用蒙皮增厚设计后结构失效载荷为 206.6 kN,相比未采用蒙皮增厚设计的 100.6 kN 提高了约一倍,起裂位置仍在端头两侧角点处。

因此,对于 B 型拉伸终止端结构采用末端蒙皮增厚设计能够降低结构偏心,增加截面弯曲刚度,

减小局部弯曲,大大降低了界面剥离应力及纵法向剪应力,结构失效载荷提高较大。

### 3.3 压缩

通过图 17 所给出的变形云图可以发现,端头处有较明显的局部弯曲,终止端中心处蒙皮向远离

长桁一侧下凹,面外位移约为所施加的压缩位移的 10%,相较于蒙皮未增厚时的 36%减小很多,这主要是因为蒙皮增厚设计减缓了刚度变化并提高了截面弯曲刚度。

由图 18 可得,压缩件采用蒙皮增厚设计后失

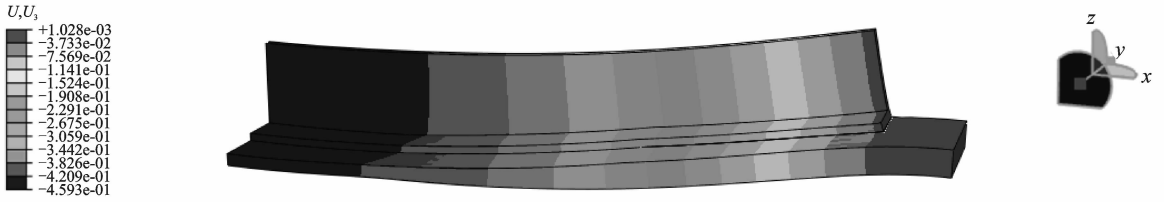


图 15 B型拉伸件(增厚)的面外位移  $U_3$  云图

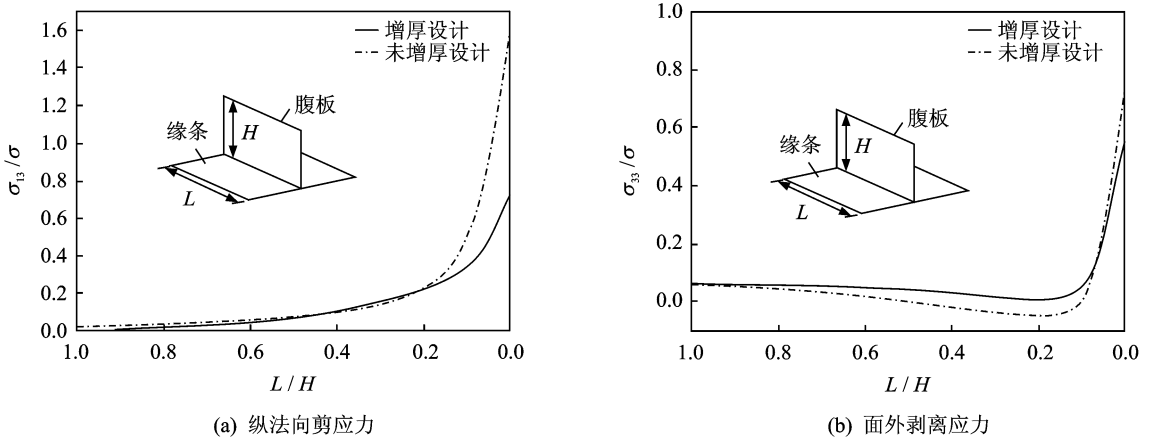


图 16 蒙皮增厚设计对 B 型拉伸件层间应力分布的影响

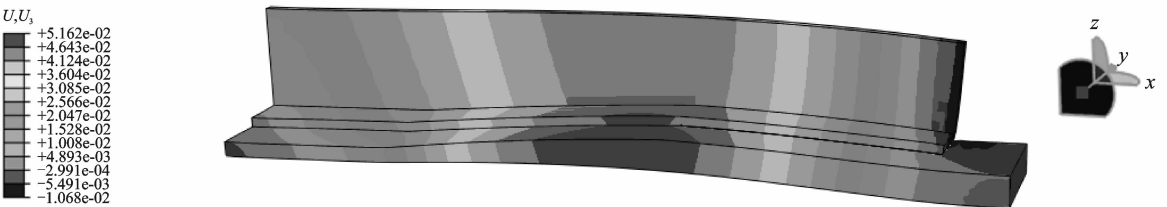


图 17 蒙皮增厚压缩件(增厚)的面外位移  $U_3$  云图

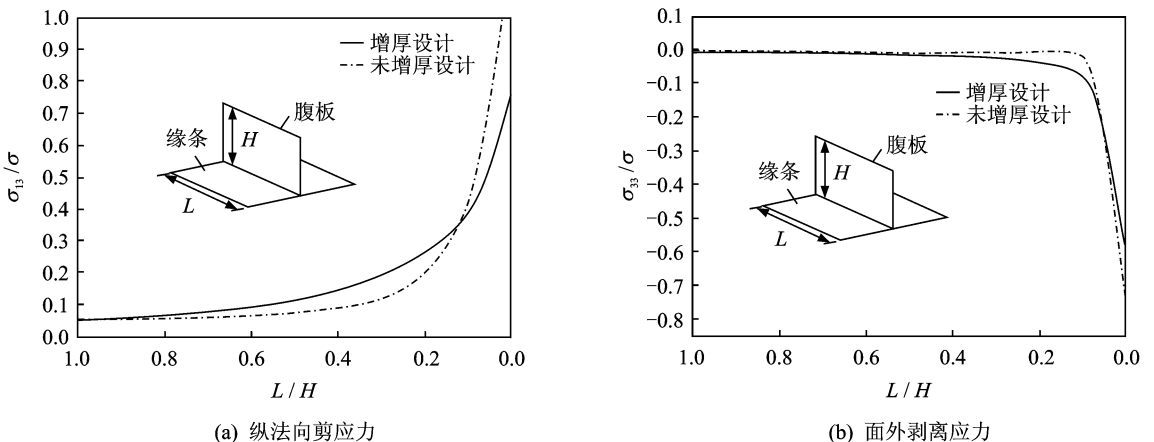


图 18 蒙皮增厚设计对压缩件层间应力分布的影响

效机理不变;相比未采用蒙皮增厚设计的结构,端头中心处 $\sigma_{33}$ 对初始失效仍无贡献, $\sigma_{13}$ 则下降了40%。

结构初始欧拉屈曲的位移载荷为7.584 9 mm(未增厚时为3.721 mm),结构发生界面初始脱胶失效的位移载荷为0.598 4 mm,失效载荷为232.8 kN,较未采用蒙皮增厚设计的结构提高约82%,起裂位置仍在端头中心处。

因此,对于压缩终止端结构采用末端蒙皮增厚设计能够降低结构偏心,增加截面弯曲刚度,减小局部弯曲,增加蒙皮抗失稳能力,大大降低了界面纵法向剪应力,结构失效载荷提高较大。

## 4 结 论

通过上述研究,得到以下结论:

(1)对于3种构型的终止端结构,采用末端腹板斜削设计后,其失效机理不变;T-A和C两种构型取较大(大于 $15^\circ$ )斜削角度及T-B构型任意角度斜削后,由于仅仅消除了本就不参与受力的冗余腹板,而且由于斜削造成的截面抗弯模量降低,反而可能使端头的局部弯曲加剧, $\sigma_{13}$ 及 $\sigma_{33}$ 增大,无法提高失效载荷;但T-A和C两种构型取较小(小于 $15^\circ$ )斜削角斜削后,消除了受力区腹板,载荷重新分配,端头处 $\sigma_{13}$ 及 $\sigma_{33}$ 有明显的减小,结构失效载荷提高较大,约为15%~20%。

(2)对于3种构型的终止端结构,采用末端蒙皮增厚设计后,其失效机理不变,但是可以降低结构偏心,增加截面弯曲刚度,减小局部弯曲,增加蒙皮抗失稳能力,有效降低了层间应力,结构失效载荷可以提高约80%~100%,设计效果非常明显。

## 参考文献:

- [1] Falzon B J, Davies G A O. The behaviour of compressively loaded stiffener runout specimens—Part I: Experiments[J]. *Journal of Composite Materials*, 2003,37(5):381-400.
- [2] Falzon B G, Davies G A O, Greenhalgh E. Failure of thick-skinned stiffener runout sections loaded in uniaxial compression[J]. *Composite Structures*, 2001, 53(2):223-233.
- [3] Falzon B G, Hitchings D. The behaviour of compressively loaded stiffener runout specimens—Part II: finite element analysis[J]. *Journal of Composite Materials*, 2003,37(6):481-501.
- [4] Falzon B G. Numerical analysis of stiffener runout sections[J]. *Appl Compos Mater*, 2007,14(2):145-158.
- [5] 周凯华,陈普会,柴亚南. 复合材料加筋板长桁终止端失效机理[J]. *复合材料学报*, 2012,29(6):212-218. Zhou Kaihua, Chen Puhui, Chai Yanan. Failure mechanism at stiffener runout in stiffened composite panels[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(6):212-218.
- [6] Cosentino E, Weaver P M. A non-linear analytical approach for sizing of discrete composite stringer terminations[J]. *AIAA Journal*, 2009,47(3):606-617.
- [7] Greenhalgh E, Huertas Garcia M. Fracture mechanics and failure processes at stiffener run-outs in polymer matrix[J]. *Composites Part A*, 2004,35(12):1447-1458.
- [8] Cosentino E, Weaver P M. Approximate non-linear analysis method for debonding of skin/stringer composite assemblies[J]. *AIAA Journal*, 2008,46(5):144-1159.
- [9] Flesher N D, Herakovich C T. Predicting delamination in composite structures[J]. *Composites Science and Technology*, 2006,66(6):745-754.
- [10] Imperiale V A, Cosentino E, Weaver P M, et al. Compound joint: A novel design principle to improve strain allowables of FRP composite stringer run-outs [J]. *Composites Part A*, 2010,41(4):521-531.
- [11] Jegley D C. Behavior of compression-loaded composite panels with stringer terminations and impact damage[J]. *Journal of Aircraft*, 1998,35(6):942-948.
- [12] Jegley D C. Parametric study of the behavior of graphite/epoxy panels with stiffener terminations[J]. *Journal of Aircraft*, 1999,36(6):1048-1054.
- [13] Davila C G, Ambur D R. Numerical simulation of delamination growth in composite materials [R]. NASA/TP-211041, 2001.
- [14] Ye Qiang, Chen Puhui. Prediction of the cohesive strength for numerically simulating composite delamination via CZM-based FEM[J]. *Composites Part B*, 2011,42(5):1076-1083.
- [15] Hibbit, Karlsson and Sorensen Inc. ABAQUS/Standard: User's Manual[M]. Version 6.10. USA, Rhode Island: Hibbit, Karlsson and Sorensen Inc, 2010.