

长桁-翼肋连接对复合材料单加筋板压缩性能的影响

周睿¹, 关志东^{*1}, 黎增山¹, 卓越¹, 张洪峰², 薛斌²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 采用试验和有限元方法研究了复合材料含翼肋单加筋板试验件的压缩性能, 试验件包括带有长桁-翼肋连接和不含长桁-翼肋连接 2 种类型。试验和数值计算研究结果表明: 与不含长桁-翼肋连接的试验件相比, 带有长桁-翼肋连接的试验件具有较高的刚度和较高的临界屈曲失稳载荷, 在后屈曲承载过程中具有较小的变形和较小的最终破坏载荷。试验件的最终破坏模式总是长桁与蒙皮间的界面脱粘, 这表明长桁-翼肋连接对加筋板试验件的最终破坏模式无影响。在复合材料翼面结构设计中, 需要综合考虑长桁-翼肋连接对加筋板初始临界失稳载荷、后屈曲变形和结构承载能力等方面的影响。

关键词: 复合材料; 加筋板; 连接; 屈曲和后屈曲; 有限元方法

中图分类号: TB330.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2015)02-0491-10

随着航空结构减重及使用效率要求的提高, 复合材料加筋板被越来越广泛地应用于航空结构中。当承受轴向压力时, 复合材料加筋板在局部失稳后仍具有较强的后屈曲承载能力, 充分利用这一特性可以大幅提高结构的承载效率^[1-3]。

为确定复合材料加筋板临界屈曲载荷及其后屈曲承载特点, 国内外学者做了大量研究工作。Flaz-on 和 Koundouros 等^[4-5]通过对复合材料加筋板进行轴压试验, 指出复合材料加筋板节点线与反节点线处产生很大弯矩, 这是影响后屈曲承载能力的薄弱环节。孔斌等^[6]研究了复合材料加筋板在轴压下的后屈曲传载机制, 进一步指出 M_y 力矩是反节点线位置失效的主要诱因。刘从玉等^[7]对复合材料加筋板屈曲及后屈曲能力进行了考虑脱粘的数值分析, 通过有限元计算验证了脱粘是导致加筋板破坏的重要因素。已有的研究工作^[8-11]大多以加筋板为研究对象, 而在实际结构中加筋板往往与横向支撑结构(框或肋)一起使用, 而横向支撑结构往往对加筋板压缩力学性能有重要影响。因此开展横向支撑对加筋板压缩性能影响的研究具有重要工程应用价值。目前, 对于复合材料加筋板横向支撑特别是长桁-翼肋连接对加筋板压缩性能的影响研究工作开

展极少, 相关研究鲜见报道。

本文以含翼肋单加筋板的压缩试验为基础, 结合有限元模拟研究了长桁-翼肋连接对加筋板结构在轴向压载下的屈曲失稳载荷、后屈曲变形、后屈曲承载能力等压缩性能的影响。

1 试验对象及方法

1.1 试验对象

复合材料加筋板为单加筋结构形式, 构型为工型的筋条与蒙皮通过共固化工艺粘接, 加筋板与模拟翼肋的复合材料肋弯边通过铆钉连接。图 1(a)所示为试验所用两类复合材料加筋板试验件。带有长桁-翼肋连接的试验件通过角片连接长桁与翼肋, 连接角片由复合材料制成, 通过铆钉与筋条和肋弯边分别连接。图 1(b)为铆钉连接细节。

复合材料加筋板采用 T800 级高温固化的中模高强碳纤维增韧环氧树脂单向带铺叠。肋弯边和连接角片采用平纹织物铺叠。表 1 为试验委托方提供的单向带、平纹织物材料属性实测结果及加筋板筋条与蒙皮之间的界面参数。其中单向带、平纹织物材料属性参数包括 0° 方向模量 E_{11} 、 90° 方向模量 E_{22} 、剪切模量 G_{12} 、泊松比 ν_{12} 、 0° 方向拉伸强度

收稿日期: 2014-03-03; 录用日期: 2014-05-14; 网络出版时间: 2014-06-16 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/10.13801/j.cnki.fhclxb.20140616.004.html

通讯作者: 关志东, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料结构设计与复合材料力学。 E-mail: D5062010@163.com

引用格式: 周睿, 关志东, 黎增山, 等. 长桁-翼肋连接对复合材料单加筋板压缩性能的影响[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 491-500. Zhou R, Guan Z D, Li Z S, et al. Effects of connector between stringer and rib on compressional properties of single-stiffened composite panels[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 491-500.

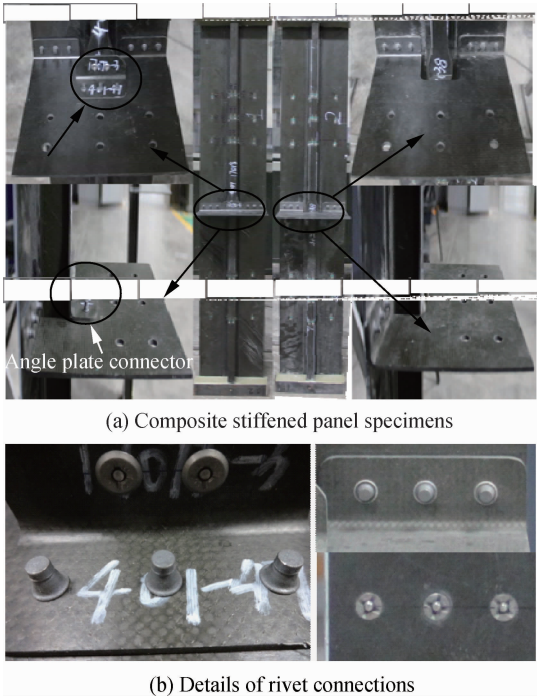


图 1 复合材料加筋板试验件示意图及铆钉连接细节
Fig. 1 Schematic of composite stiffened panel specimens and details of rivet connections

X^T 、 0° 方向压缩强度 X^C 、 90° 方向拉伸强度 Y^T 、 90° 方向压缩强度 Y^C 、剪切强度 S_{12} ；界面参数包括界面材料法向刚度 K_{nn} 、切向刚度 K_{tt} 和 K_{ss} 、法向正应力 t_n^0 、切向剪应力 t_t^0 和 t_s^0 、法向临界能量释放率 G_n^c 、切向临界能量释放率 G_s^c 和 G_t^c 。其中界面参数并非实测，是试验委托方根据文献[12]，结合试验件筋条与蒙皮共固化粘接工艺给出的经验参数。

复合材料加筋板试验件尺寸如图 2 所示，不同区域的铺层方式均按表 2 给出。为保证试验过程中

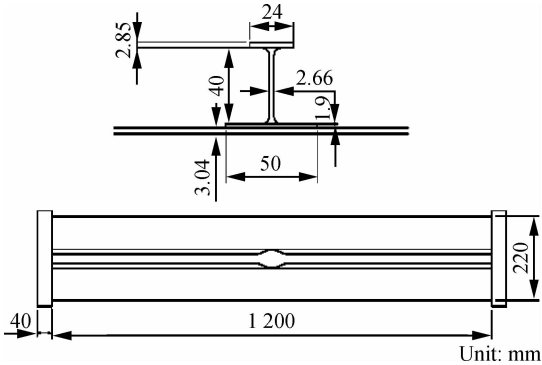


图 2 复合材料加筋板试验件尺寸
Fig. 2 Dimensions of composite stiffened panel specimen

表 1 单向带、平纹织物材料属性实测结果及加筋板筋条与蒙皮之间的界面参数

Table 1 Test results of material properties of unidirectional tape, plain fabric and interface parameters between strip of stiffened panels and skin

Plain fabric	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}	
	45	45	3.86	0.042	
	X^T/MPa	X^C/MPa	Y^T/MPa	Y^C/MPa	S_{12}/MPa
	597.6	496	597.6	496	160
Unidirectional tape	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}	
	145	7.7	4.5	0.323	
	X^T/MPa	X^C/MPa	Y^T/MPa	Y^C/MPa	S_{12}/MPa
	2 700	1 400	75	350	132
Interface	$K_{nn} = K_{tt} = K_{ss}$	t_n^0/MPa	$t_t^0 = t_s^0/\text{MPa}$	$G_n^c/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	$G_s^c = G_t^c/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$
	106	80	90	0.3	0.8

表 2 复合材料加筋板试验件不同区域的铺层方式

Table 2 Ply sequences of composite stiffened panel specimens in different regions

Region	Ply sequence
Top layup of stiffener	[45/0/-45/90/0/45/0/-45/-45/45/0/90/-45/0/45]
Web plate layup	[45/0/-45/90/0/45/-45/-45/45/0/90/-45/0/45]
Bottom layup of stiffener	[0/0/0/-45/45/0/90/-45/0/45]
Skin layup	[45/90/-45/0/90/45/-45/0] _s
Rib layup	[45/90/-45/0/90/45/-45/0] _s
Angle plate layup	[45/90/-45/0/90/45/-45/0] _s

端部加载均匀, 并避免端部压溃问题, 在试验件端部设置有金属盒并进行灌封处理。

1.2 试验条件

采用如图 3 所示压缩试验夹持系统模拟翼肋约束边界条件。试验件与试验机压盘之间设计10 mm 厚的等强梁, 提供均匀卸载的边界条件。试验在济南时代试金公司生产的 WDW-200E 型电子万能试验机上完成, 固定加载速度为 1 mm/min, 同步采集表面测点的应变数据及试验件压缩位移。

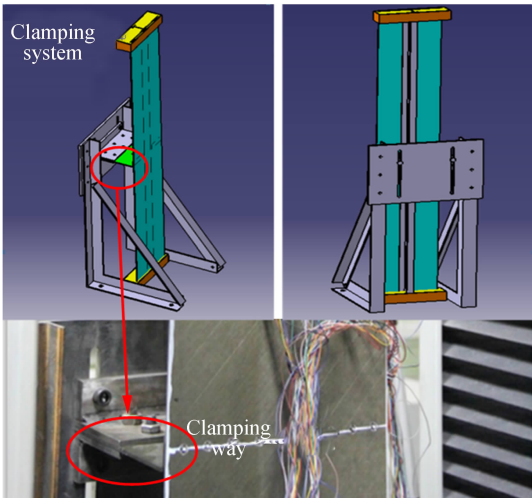


图 3 复合材料加筋板压缩试验夹持系统

Fig. 3 Clamping system used in compressional tests on composite stiffened panels

试验件损坏后, 使用美国 Petroleum Analyzer 公司生产的超声 C 扫描设备对损坏试验件壁板与筋条脱粘的典型区域进行有效监测。

2 试验结果与分析

2.1 稳定性

图 4 所示为无长桁-翼肋连接复合材料加筋板试验件受轴向压缩载荷失稳后的变形情况及加载过程中典型位置的载荷-应变曲线。从图 4(b)中可以看出, 压缩载荷达到临界失稳载荷后, 试验件发生失稳, 蒙皮前后表面相同位置处应变测量值发生显著分岔, 并向相反的趋势扩展。图 4(c)的结果表明, 以中间的肋弯边约束为分界, 上下 2 部分试验件变形具有反对称特点。试验结果显示 2 种构型试验件的失稳模态均为一阶失稳模态, 试验件上下 2 个试验段各包含 1 个失稳半波。图 4(b)曲线的分岔点所对应载荷即为试验件的失稳载荷。不同构型复合材料加筋板失稳载荷及失稳模态的试验和计算结果如表 3 所示。试验结果表明, 长桁与翼肋间的角片连接对试验件失稳模态没有显著影响, 但对临界失稳载荷有一定影响, 带有角片连接的试验件具有更高的临界失稳载荷。

2.2 后屈曲承载及破坏特性

图 5 为 2 种构型复合材料加筋板试验件试验

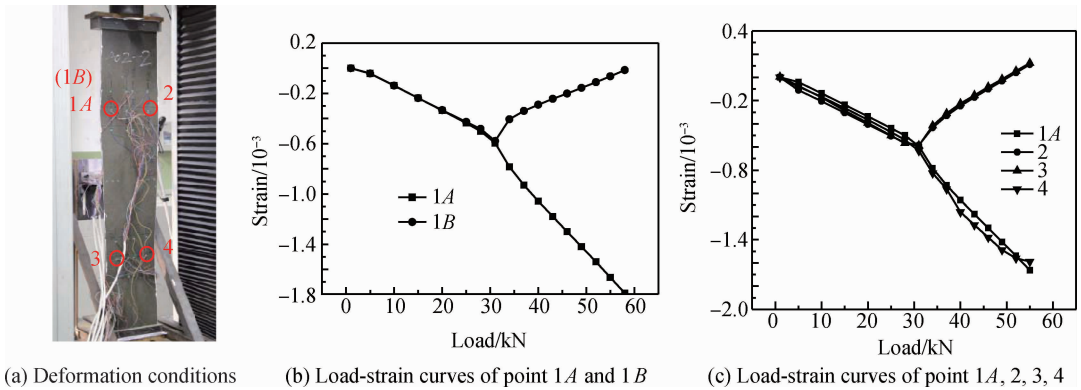


图 4 无长桁-翼肋连接复合材料加筋板试验件受轴向压缩载荷失稳后的变形情况及加载过程中典型位置的载荷-应变曲线

Fig. 4 Deformation conditions and load-strain curves at typical positions in loading process of composite stiffened panel specimens without connector between stringer and rib after axial compressional load buckling

表 3 不同构型复合材料加筋板失稳载荷及失稳模态的试验和计算结果

Specimen type	Test		Calculation		Error/%
	Buckling mode/wave	Buckling load/kN	Buckling mode/wave	Buckling load/kN	
With angle plate connector	1	35.30	1	35.59	0.84
Without angle plate connector	1	31.30	1	31.18	0.37

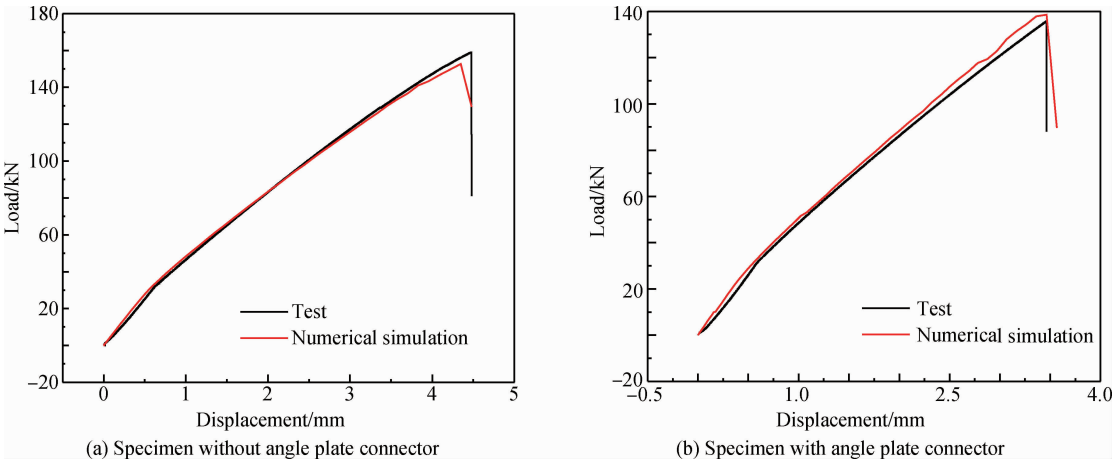


图 5 2 种构型复合材料加筋板试验件试验与数值模拟的载荷-位移曲线

Fig. 5 Test and numerical simulating load-displacement curves of two types of composite stiffened panel specimens

与数值模拟的载荷-位移曲线。曲线存在拐点，即为试验件屈曲失稳点。屈曲发生后，曲线斜率明显降低，试验件刚度下降。在后屈曲加载过程中，随载荷增加，试验件形变加剧，直至加载至破坏前，试验件始终保持一阶失稳模态，并未发生模态跳转。破坏时，由肋弯边隔开的 2 个试验段，1 段发生可见的蒙皮与筋条完全脱粘，蒙皮发生较大的弯曲变形，另 1 段形变回复，试验与数值模拟所得复合材料加筋板长桁-蒙皮界面脱粘破坏模式如图 6 所示。直至破坏前，试验件均没有发生任何异常响动，表明筋条与蒙皮的大范围脱粘发生在破坏瞬间，脱粘并非渐进过程。

2 种构型试验件后屈曲特性存在一定差异。图 7 对比了 2 种构型复合材料加筋板试验件的变形情况及同一位置处的载荷-应变曲线。可以看出，无长桁-翼肋连接的试验件具有更大的压缩应变，表明该型

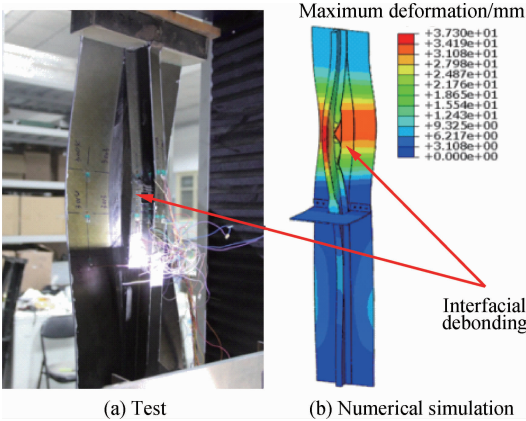


图 6 试验与数值模拟所得复合材料加筋板长桁-蒙皮界面脱粘破坏模式

Fig. 6 Failure modes of interfacial debonding between stringer and skin of test and numerical simulation of composite stiffened panels

试验件在后屈曲加载过程中具有更大的扭转导致的蒙皮面外变形，试验件刚度尤其是扭转刚度较低。

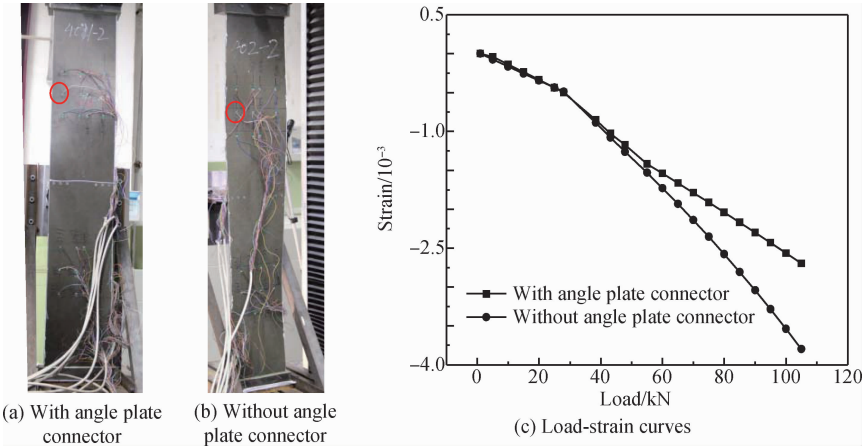


图 7 2 种构型复合材料加筋板试验件的变形情况及同一位置处的载荷-应变曲线

Fig. 7 Deformation conditions and load-displacement curves at the same position of two types of composite stiffened panel specimens

表 4 为复合材料加筋板最终破坏载荷的试验与数值计算结果。结果表明,带长桁-翼肋连接的试验件的最终破坏载荷,即后屈曲承载极限载荷较低。

表 4 复合材料加筋板最终破坏载荷的试验与数值计算结果

Table 4 Test and numerical calculation results of ultimate failure load of composite stiffened panels			
Specimen type	Test ultimate failure load/kN	Calculation ultimate failure load/kN	Error/%
With angle plate connector	137.18	138.61	1.03
Without angle plate connector	158.93	152.65	3.90

综上所述,长桁-翼肋连接造成 2 种构型试验件在屈曲及后屈曲特性方面都存在一定差异,为进一步研究长桁-翼肋连接对含翼肋加筋板压缩特性的影响,进行了有限元分析。

3 有限元数值模拟

3.1 有限元模型

使用有限元软件 ABAQUS 对加筋板在压缩载荷下的屈曲及后屈曲问题进行数值模拟。有限元模型主要分为加筋板、肋弯边、连接角片 3 部分,各部分尺寸与铺层方式与试验件实测尺寸及实际铺层方式一致。复合材料加筋板有限元模型及模型截面示意图如图 8 所示。

肋弯边、连接角片以及加筋板的筋条与蒙皮部分均采用连续壳单元(SC8R)模拟,可以真实反映上述各部分厚度方向的几何尺寸。肋弯边和连接角片的材料属性为平纹织物,加筋板的筋条和蒙皮部

分材料属性为单向带,模型中织物和单向带材料参数均按照试验委托方提供的原始数据给出。采用胶层单元(COH3D8)模拟加筋板蒙皮与筋条间的界面,胶层区域长宽与筋条下缘长宽相等,厚度为 0.001 mm。胶层单元参数按试验委托方提供的界面参数给出。为模拟肋弯边与加筋板、肋弯边与连接角片、加筋板与连接角片之间的铆钉连接,根据试验件上连接位置的几何尺寸在有限元模型中建立了铆钉孔,并采用实体单元(C3D8R)模拟连接铆钉。肋弯边与加筋板之间接触面、连接角片与加筋板筋条及肋弯边之间接触面、铆钉与铆钉孔之间接触面等为有限元模型中存在的一系列接触面,各接触面接触属性均采用 ABAQUS 软件自带的通用接触。

与试验件对应,建立了带长桁-翼肋连接和无长桁-翼肋连接 2 种构型的有限元模型。带长桁-翼肋连接模型包括加筋板、肋弯边、连接角片、铆钉等部分,模型含有连续壳单元 17 640 个、胶层单元 160 个、实体单元 16 904 个。无长桁-翼肋连接模型包括加筋板、肋弯边、铆钉等部分,模型含有连续壳单元 13 966 个、胶层单元 160 个、实体单元 9 096 个。

模型边界条件为:模型两端 40 mm 长度段与特征点耦合,以模拟灌封金属盒的影响;模型加载端以及肋弯边节点仅放开加载方向自由度,另一端施加固支约束。

3.2 复合材料损伤模型

使用二维 Hashin 准则作为复合材料层内损伤判据,将单向带复合材料层内失效分为纤维失效和基体失效,主要包括以下几种失效模式:

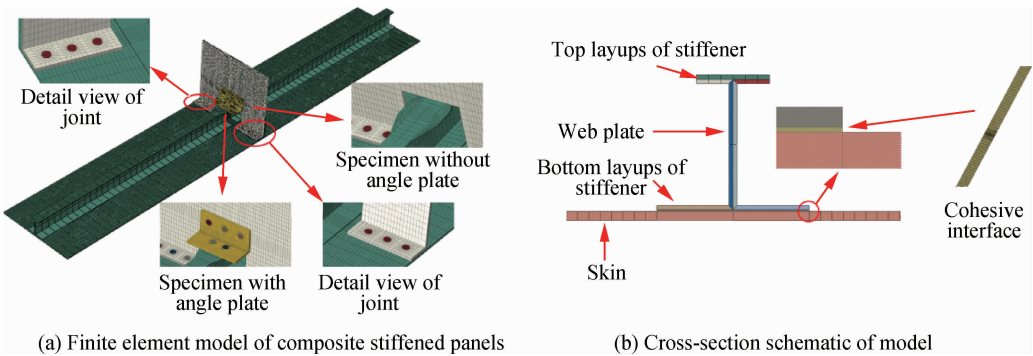


图 8 复合材料加筋板有限元模型及模型截面示意图

Fig. 8 Finite element model of composite stiffened panels and cross-section schematic of model

纤维拉伸:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha\left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \tag{1}$$

纤维压缩:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^C}\right)^2 \geq 1 \tag{2}$$

基体拉伸:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \tag{3}$$

基体压缩:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \tag{4}$$

式中: α 为剪切对纤维拉伸破坏的贡献因子; S^T 、 S^L 分别轴向剪切和横向剪切强度; σ_{11} 、 σ_{22} 为正应力; τ_{12} 为切应力。当 σ_{11} 、 σ_{22} 、 τ_{12} 满足(1)~式(4)失效判定条件时, 认为复合材料出现对应损伤。

起始损伤发生后, 材料进入损伤演化阶段, 刚度逐渐下降, 直到刚度为 0, 代表损伤区域完全破坏。复合材料双线性损伤演化模型如图 9 所示。其中当量应力 σ_{eq}^0 为某一损伤起始的临界应力; 当量位移 δ_{eq}^0 为某一损伤起始发生时的位移; δ_{eq}^t 为该损伤模式完全破坏时的位移; 阴影部分面积等于临界损伤能量 G^C 。

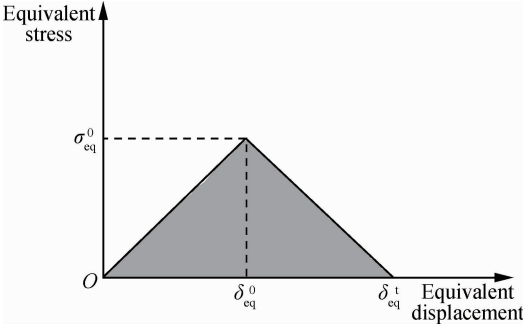


图 9 复合材料双线性损伤演化模型

Fig. 9 Bilinear damage evolution model of composites

3.3 胶层单元损伤模型

本文模型中对脱粘损伤起始和扩展现象的模拟通过界面胶层单元实现。胶层单元使用基于连续损伤力学的牵引力-相对位移关系, 本构模型为图 10 所示线弹性-线性软化模型, 作用是连接可能发生分层的 2 个相邻复合材料铺层界面。图中: t^0 为胶层材料破坏强度; δ^0 为胶层损伤起始发生时的位移; δ^t 为胶层完全破坏时的位移; K 为胶层材料刚度; D 为胶层材料刚度折减系数。图 10 中材料初始刚度和折减后刚度以斜率形式体现, 分别为 K_1 和 K_2 , 其中 $K_1 = K$,

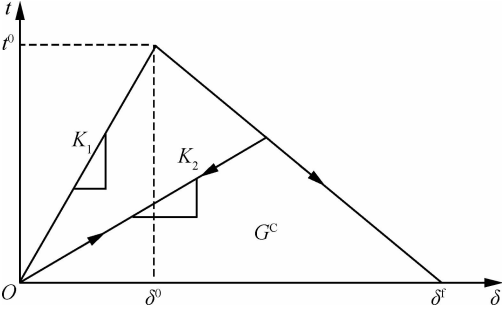


图 10 胶层材料线弹性-线性软化本构模型

Fig. 10 Linear elastic-linear softening constitutive model of cohesive material

$$K_2 = (1 - D)/K。$$

单元允许有 3 个方向的作用力 t_n 、 t_s 和 t_t 。各作用力定义为

$$\begin{bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & & \\ & K_{ss} & \\ & & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_n \\ \epsilon_s \\ \epsilon_t \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中: K_{ii} ($i = n, s, t$) 为对应应力的刚度; ϵ_i 为对应应变, $\epsilon_i = \delta_i/T_0$, δ_i 为胶层单元各节点对 3 个方向上的相对位移, T_0 为胶层厚度。

使用二次应力准则判定胶层单元损伤的起始:

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \tag{6}$$

式中: t_i^0 ($i = n, s, t$) 为胶层在 3 个方向上的强度; 麦考林符号 $\langle \cdot \rangle$ 表示单纯的压缩状态不引起胶层损伤。判定损伤出现后, 用式(7)和式(8)对胶层刚度进行折减:

$$\begin{cases} K_{nn} = (1 - D)K_{nn}^0 \\ K_{ss} = (1 - D)K_{ss}^0 \\ K_{tt} = (1 - D)K_{tt}^0 \end{cases} \tag{7}$$

其中:

$$D = \begin{cases} 0 & \delta < \delta^0 \\ \frac{\delta^{\max}(\delta - \delta^0)}{\delta(\delta^{\max} - \delta^0)} & \delta^0 < \delta < \delta^{\max} \\ 1 & \delta^{\max} < \delta \end{cases} \tag{8}$$

式中: K_{nn}^0 、 K_{ss}^0 、 K_{tt}^0 为胶层在 3 个方向上的初始刚度。采用基于能量的 BK-Law 混合模式线性刚度衰减模型^[13]模拟胶层单元的最终破坏:

$$G_{equiv} = G_n^c + (G_s^c - G_n^c) \left(\frac{G_s + G_t}{G_n + G_s + G_t} \right)^\eta \tag{9}$$

式中: G_{equiv} 为等效临界应变能释放率; η 为材料参数, 取值 1.45; G_i^c 为临界能量释放率, 各界面参数均采用试验委托方提供的原始数据。

3.4 几何初始扰动

通常情况下, 实际结构都含有多种多样的几何缺陷如局部丢层、边界条件变动等。在本文的加筋板后屈曲分析问题中, 初始几何缺陷为结构屈曲。通常情况下, 试验件几何缺陷很难在计算模型中得到准确反映^[14]。为了在后屈曲分析时引入等效缺陷, 根据目前国内外学者的做法^[15], 分 2 步进行分析。第 1 步进行特征值线性屈曲分析, 采用 ABAQUS 自带的线性摄动分析算法, 获得各阶屈曲模态对应的失稳载荷以及各阶屈曲模态下有限元模型每个节点的相对位移。第 2 步选择合适的屈曲模态, 提取该模态对应的有限元模型所有节点相对位移作为等效几何缺陷。通过 Imperfection 语句修改模型的 inp 文件将等效缺陷引入后屈曲分析中。后屈曲非线性分析采用动态显示算法, 通过使用质量放大和双精度分析方法降低动态显示算法引起的动态效应。上述方法中, 引入等效几何缺陷时合理选择屈曲模态以及确定合适的扰动幅值非常关键。模态选择通常依赖于试验结果, 本文中的屈曲分析获得的一阶模态与试验结果相同, 且试验件在整个后屈曲阶段始终保持一阶模态, 未发生模态跳转。因此后屈曲分析中引入一阶失稳模态节点位移。扰动幅值的选择直接影响模态引入的效果: 幅值过小不足以对模型产生影响, 幅值过大则使模型在计算之初就具有较大的变形, 影响模型承载能力。本文经试算, 最终确定扰动幅值为 10^{-2} 量级。

4 计算与试验结果对比分析

计算所得载荷-位移曲线如图 5 所示, 与试验结果吻合良好。如表 3 和表 4 所示, 计算所得失稳载荷与试验值相比误差最大不超过 0.84%, 所得破坏载荷与试验值相比误差最大不超过 3.90%。由图 6 试验与数值模拟所得破坏形式可见, 计算结果较准确地模拟了屈曲失稳、后屈曲历程和最终破坏模式, 可以通过计算结果与试验结果对比进一步分析长桁-翼肋连接对结构屈曲及后屈曲特性的影响。

4.1 长桁-翼肋连接对结构屈曲特性及后屈曲变形的影响

屈曲发生后, 试验件形变特点较复杂。鉴于长桁-翼肋连接直接约束试验件的变形, 从试验件变形特点入手, 研究连接件对试验件屈曲特性的影响。

图 11 为复合材料加筋板压缩试验载荷-应变曲线与数值计算屈曲分析结果。将试验件按图 8 (b) 截面所示的 4 个区域: 筋条上缘、筋条腹板、筋条下缘、蒙皮进行划分。通过对比加载过程中采集的应变数据特点与计算所得的屈曲分析结果, 分析 4 个区域的变形特点。描述变形的坐标系参考图 11, 以筋条长度方向为 x 轴, 蒙皮宽度方向为 y 轴, 蒙皮厚度方向为 z 轴。由图 11 可以归纳蒙皮区域变形特点: 蒙皮产生较大变形的 z 方向和 $-z$ 方向失稳半波。相邻失稳半波方向相反导致蒙皮发生扭转并带动筋条下缘产生 z 方向和 $-z$ 方向的变形。

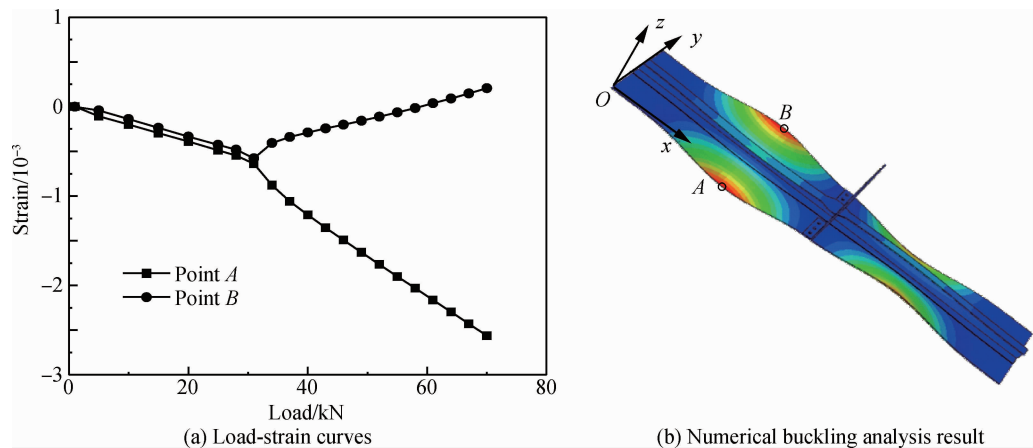


图 11 复合材料加筋板压缩试验载荷-应变曲线与数值计算屈曲分析结果

Fig. 11 Load-strain curves and numerical buckling analysis result of composite stiffened panel

图 12 为复合材料加筋板筋条变形数值分析结果及对应位置处的载荷-应变曲线。筋条下缘带动腹板扭转使腹板近上缘条区域发生扭转,腹板变形进一步带动筋条上缘发生 $-y$ 和 $+y$ 方向的弯曲变形,变形特点与蒙皮和筋条下缘均不同。数值分析结果与 C、D、E、F 4 点对应的载荷-应变曲线反映的变形特点对应良好。

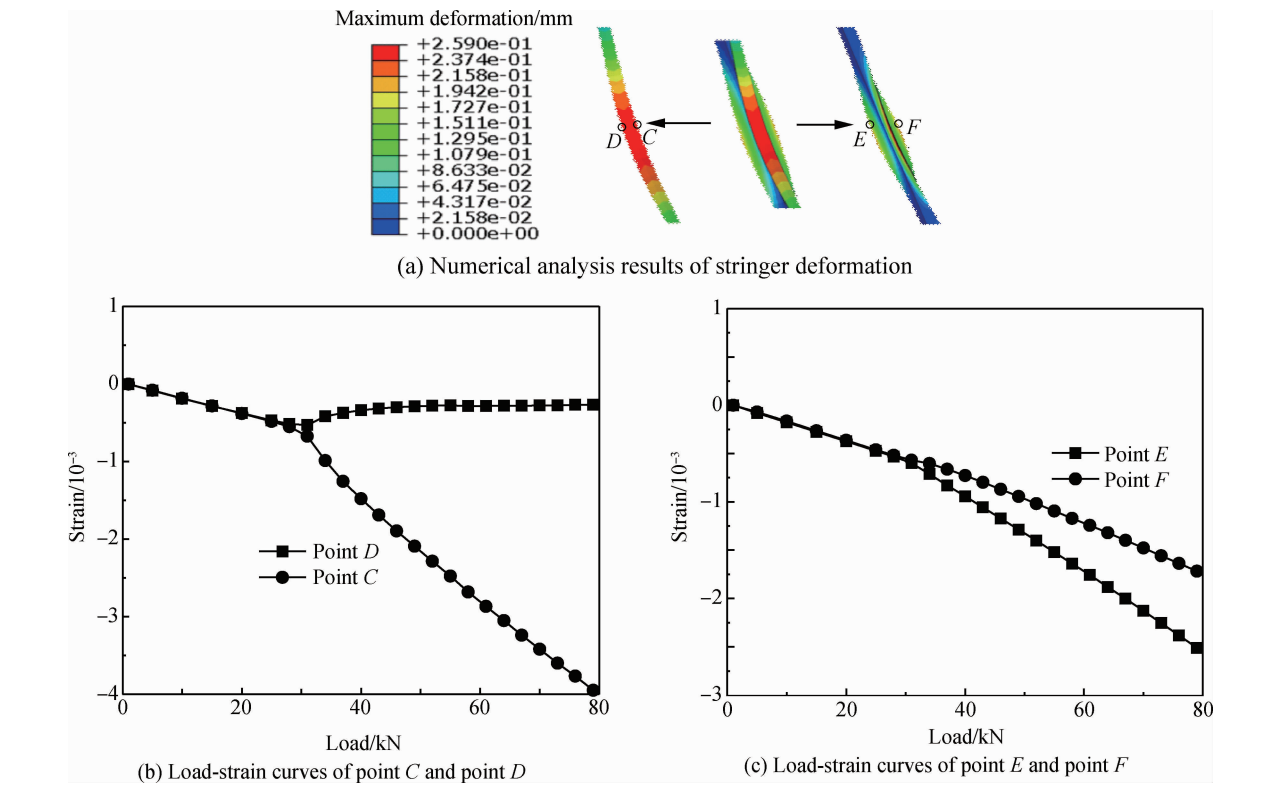


图 12 复合材料加筋板筋条变形数值分析结果及对应位置处的载荷-应变曲线

Fig. 12 Numerical analysis results of stringer deformation and load-strain curves at corresponding positions of composite stiffened panels

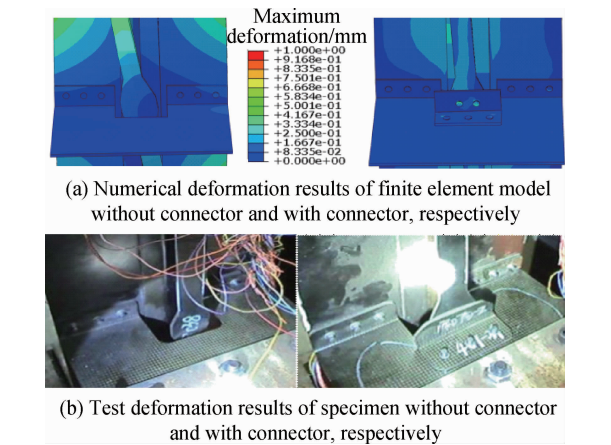


图 13 长桁-翼肋连接对复合材料加筋板压缩载荷下变形的约束效果

Fig. 13 Constraint effects of connector between stringer and rib on deformation of composite stiffened panels under compressional load

图 13 为长桁-翼肋连接对复合材料加筋板压缩载荷下变形的约束效果。可以看出,长桁-翼肋连接约束了试验件中部的扭转变形,从一定程度上抑制了筋条的变形,进一步抑制了蒙皮的变形,使该型试验件有更大的刚度。较大的刚度延缓了失稳的发生,导致带有长桁-翼肋约束的试验件失稳载荷略高,在后屈曲承载过程中变形量更小。

4.2 长桁-翼肋连接对后屈曲承载能力的影响

复合材料加筋板结构在压缩载荷作用下发生屈曲失稳时,结构上会出现一定数量的失稳半波,对应产生一定数量的波峰和波谷。加筋板上处于波峰或波谷处的点具有最大的离面位移,这类点称为反节点,反节点连成的线称为反节点线。与之对应,加筋板上离面位移为 0 的点称为节点,节点连成的线称为节点线。

后屈曲状态的加筋板结构由于弯曲或扭转,在节点线或反节点线处发生初始失效,壁板反节点线处产生很大的弯矩,对筋条与蒙皮间的胶接界面产生很大的剥离应力。为研究 2 种构型试验件后屈曲承载能力的差异,在有限元计算模型中关注了破坏的起始位置和胶层单元脱粘情况,不同压缩载荷下复合材料加筋板筋条-蒙皮界面脱粘起始与扩展过

程的数值计算结果如图 14 所示。图中给出了试验件的反节点线位置, SDEG 为 Overall Scalar Stiffness Degradation 缩写, 以色阶形式反映胶层单元损伤程度。2 种模型脱粘起始发生载荷均为最终破坏载荷的 97%, 包含长桁-翼肋连接的模型破坏起始载荷值较小。可以看出, 模型首先在反节点线位置发生小范围脱粘, 进而损伤迅速扩展, 表明反节点线位置为最先发生失效的位置。

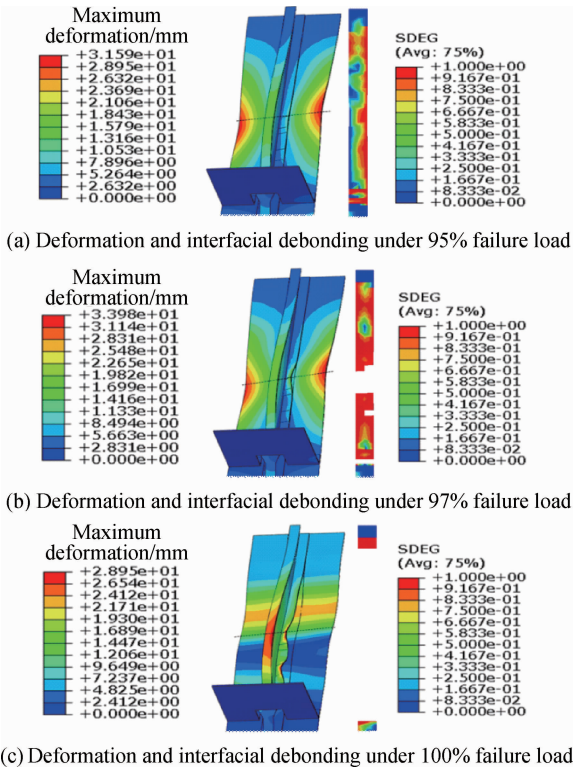


图 14 不同压缩载荷下复合材料加筋板筋条-蒙皮界面脱粘起始与扩展过程的数值计算结果

Fig. 14 Numerical results of initiation and extension progress of interfacial debonding between stringer and skin of composite stiffened panels under different compressional loads

对于反节点线位置, M_y 是导致失效发生的主要诱因^[6], 图 15 为 2 种构型复合材料加筋板反节点线位置破坏前 M_y 力矩输出, 压缩载荷分别为 134.4、148.07 kN。可以看出, 在较低压缩载荷下的含长桁-翼肋连接形式试验件沿反节点线 M_y 力矩水平已经超过较高压缩载荷下的无连接形式试验件的, 连接件的影响使试验件破坏提前发生。

对试验后的 2 种构型试验件中部节点线处的脱粘情况进行了超声波 C 扫描。扫描结果显示, 含长桁-翼肋连接的试验件在中部节点线处脱粘范围更大, 结合图 13 所示连接件对试验件节点线处自由

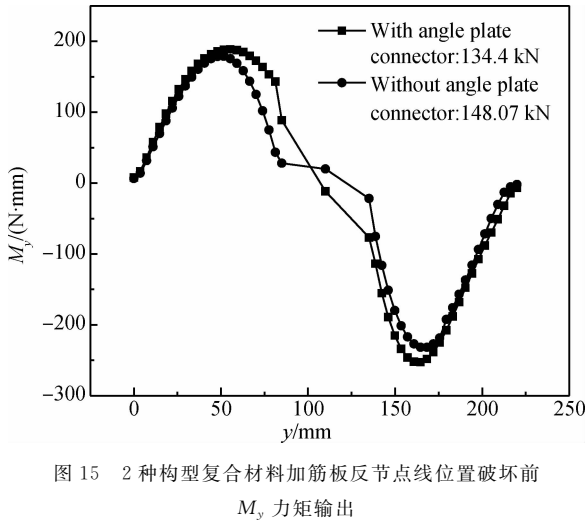


图 15 2 种构型复合材料加筋板反节点线位置破坏前 M_y 力矩输出

Fig. 15 M_y moment output on anti-nodal line of two types of composite stiffened panels before failure

变形的抑制, 表明长桁-翼肋连接对节点线处筋条与蒙皮的胶接界面应力状态带来了不利影响, 是导致该型试验件破坏载荷较小的因素之一。

5 结 论

通过试验和有限元方法, 分析了加筋板-翼肋连接结构在轴压载荷下的屈曲和后屈曲特性及长桁-翼肋连接对试验件屈曲特性和后屈曲承载能力的影响。

(1) 对于本文中带翼肋加筋板, 长桁-翼肋连接不会影响其失稳模态, 但会提高加筋板的扭转刚度及屈曲失稳临界载荷。

(2) 长桁-翼肋连接能够抑制试验件后屈曲变形, 对于维持飞机结构气动外形有积极意义。

(3) 反节点线是结构失效发生的起始位置, 筋条与蒙皮界面脱粘是导致试验件后屈曲承载能力丧失的主要因素, 长桁-翼肋连接对筋条与蒙皮的胶接界面产生不利影响, 使脱粘的起始更早, 脱粘扩展范围更大, 后屈曲承载能力较低。

参考文献:

[1] Pedro B D, Dinar C. Post-buckling behaviour and strength of cold-formed steel lipped channel columns experiencing distortional/global interaction [J]. Computers and Structures, 2011, 89(3-4): 422-434.

[2] Stevens K A, Ricci R, Davies G A O. Buckling and post-buckling of composite structures[J]. Composites, 1995, 26(3): 189-199.

[3] Zimmermann R, Klein H, Kling A. Buckling and post-buck-

- ling of stringer-stiffened fiber composite curved panels-test and computations[J]. *Composite Structures*, 2006, 73(2): 150-161.
- [4] Flazon B G, Stevens K A, Davies G O. Post-buckling behavior of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2000, 31(5): 459-468.
- [5] Koundouros M. In-plane compressive behavior of stiffened thin-skinned composite panels with a stress concentrator [D]. London: Imperial College London, 2005.
- [6] Kong B, Ye Q, Chen P H, et al. Post-buckling load transfer mechanisms of an integrated composite panel under uniaxial compression[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(5): 142-149 (in Chinese).
孔斌, 叶强, 陈普会, 等. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲的传载机制[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(5): 142-149.
- [7] Liu C Y, Xu X W, Chen K. Buckling, post-buckling and collapse analysis of stiffened composite panels with debonding damage[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(6): 158-166 (in Chinese).
刘从玉, 许希武, 陈康. 考虑脱粘的复合材料加筋板屈曲后屈曲及承载能力数值分析[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(6): 158-166.
- [8] Yap J W H, Scott L M, Thomson R S, et al. The analysis of skin-to-stiffener debonding in composite aerospace structures [J]. *Composite Structures*, 2002, 57(1-4): 425-435.
- [9] Orifici A C, Thomson R S, Degenhardt R, et al. Degradation investigation in a post-buckling composite stiffened fuselage panel[J]. *Composite Structures*, 2008, 82(2): 217-224.
- [10] Orifici A C, Thomson R S, Herszberg I, et al. An analysis methodology for failure in post-buckling skin-stiffener interfaces[J]. *Composite Structures*, 2008, 86(1-3): 186-193.
- [11] Orifici A C, Thomson R S, Alberdi I O Z, et al. Compression and post-buckling damage growth and collapse analysis of flat composite stiffened panels[J]. *Composites Science and Technology*, 2008, 68(15-16): 3150-3160.
- [12] Turon A, Davila C G, Camanho P P, et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2007, 74(10): 1665-1682.
- [13] 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.
- [14] Dai F L, Shen G L, Xie H M. *Mechanics of experiment* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2010: 390-411 (in Chinese).
戴福隆, 沈观林, 谢惠民. *实验力学* [M]. 北京: 清华大学出版社, 2010: 390-411.
- [15] Degenhardt R, Kling A, Rohwer K, et al. Design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling and collapse[J]. *Computers & Structures*, 2008, 86(9): 919-929.

Effects of connector between stringer and rib on compressional properties of single-stiffened composite panels

ZHOU Rui¹, GUAN Zhidong^{*1}, LI Zengshan¹, ZHUO Yue¹, ZHANG Hongfeng², XUE Bin²

(1. School of Aeronautics Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The compressional properties of composite single-stiffened panel specimens with rib were investigated through tests and finite element methods. Specimens with and without connector between stringer and rib were investigated. Test and numerical results reflect that specimens with connector between stringer and rib have higher rigidity, higher critical buckling loads, smaller deformation quantities in the post-buckling loading progress and smaller ultimate failure loads than specimen without connector. The ultimate failure mode of the specimen is always the interfacial debonding between stringer and panel, which reflects that the connector between stringer and rib has no effects on the final failure mode of the stiffened panel specimen. In the designing of composite airfoil structure, effects of connector between stringer and rib on the initial critical buckling load, post-buckling deformation and carrying capacity of the structure should be considered.

Keywords: composites; stiffened panel; connector; buckling and post-buckling; finite element method