复合材料泡沫夹芯板胶接修理的压缩性能

刘国春　　魏桂明　　杨文锋　　孙　婷

（中国民用航空飞行学院，广汉　618307）

文　摘　针对复合材料泡沫夹芯结构在维修结构性能研究方面的缺失，在完成了复合材料泡沫夹芯板的维修与压缩性能测试之后，建立了结构有限元分析模型，结合夹芯结构的稳定性理论解析模型，并对复合材料泡沫夹芯结构的胶接修理压缩性能进行验证。结果表明：通过试验结果简化了有限元分析模型中的胶层设置；应用复合材料夹芯结构的稳定性理论解析模型，能够快速获得复合材料夹芯维修结构的侧压极限载荷上限值；复合材料泡沫夹芯修理结构的主要侧压破坏模式为面板一阶与二阶屈曲失效，该结果说明复合材料泡沫夹芯修补结构的有限元模型与解析稳定性理论模型的计算精度较高，具有较强的工程实用性。

关键词　胶接修补，泡沫夹芯结构，压缩性能，有限元模拟，理论分析

中图分类号：TB331　　DOI：10.12044/j.issn.1007-2330.2020.02.003

Compression Performance of Adhesively Repaired Foam Core Sandwich Composite

LIU Guochun　　WEI Guiming　　YANG Wenfeng　　SUN Ting

（Civil Aviation Flight University of China，Guanghan　618037）

Abstract　Due to lack of researches on the structural performance of adhesively repaired foam core sandwich composite，both a finite element model and a stability analytical model were built after repairing the sandwich composite and compressive experiment.The two models were validated by comparing them with the experiment.The adhesive was simplified in the finite element model.The results show that the critical compressive load can be obtained efficiently by using the stability analytical model for sandwich structures.The main failure modes of the adhesively repaired foam sandwich composite under compressive load are the first-order and second-order buckling.The finite element analysis model and the stability analytical model of adhesively repaired sandwich composite are accurate enough and have good potentials in engineering fields.

Key words　Adhesively repaired，Foam core sandwich composite，Compression performance，Finite element analysis，Theoretical analysis

0　引言

复合材料夹芯板结构由上下两块复合材料层合面板与中间的夹芯结构组成，相较于复合材料层板结构增大了惯性矩，在增重不大的情况下较大幅度地提升了结构的弯曲与屈曲性能，再加上其吸音、隔热等多方面优点，已经广泛地应用于飞机蒙皮、舵面、地板等次承力区域。聚合物泡沫作为一种优异的夹芯填充材料，相较于传统的蜂窝结构，夹芯板结构有着密封性更好、整体成型工艺更容易实现等优点，国内外学者针对复合材料泡沫夹芯结构的压缩力学性能进行了许多的研究，FLECK等人[1-2]通过改变不同面板和芯体的组合形式与夹芯结构的几何形状，研究平纹编织夹芯结构的侧压力学性能，绘制了夹芯结构的破坏模式。WANG等人[3]研究了面内压缩载荷作用下的夹芯结构的压缩刚度和强度；LEI等人[4]分析了玻璃纤维泡沫夹芯结构的侧压失效情形，从理论与试验上讨论了一阶与二阶屈曲模态在坍塌破坏中的作用。谢宗蕻等人[5]建立了复合材料泡沫

收稿日期：2019-09-10

基金项目：四川省教育厅项目（18ZB0689）；四川省科技厅军民融合重点研发项目（2018GZ0497）

第一作者简介：刘国春，1983年出生，副教授，研究方向为复合材料结构设计与分析。E-mail：liuguochun@cafuc.edu.cn

夹芯结构在准静态压痕下的有限元模型与阻抗预测方法。孙春芳等人[6]研究了复合材料泡沫夹层的刚度、强度及弯曲等性能的试验方法以及破坏模式。郑锡涛等人[7]对新型缝合复合材料泡沫夹芯结构进行了弯曲、拉伸、侧压等多项力学性能测试试验。

国内外大量研究主要是集中在完好泡沫夹芯板的力学性能表征上，而飞机作为一个长寿命使用件，结构损伤在使用过程中不可避免，必然会涉及到损伤结构件的维修性能校验。针对复合材料夹芯结构维修的研究较少，华洲[8]针对复合材料蜂窝夹芯板挖补修理的压缩性能进行研究，建立了三维渐进损伤分析模型，发现在未修理区域的芯体由于屈曲形成结构初始损伤，进而在蜂窝和面板出现损伤扩展发展成为结构失效，并与试验进行了比对，模型计算精度较高，但泡沫夹芯与蜂窝夹芯存在较大的差异，需要有更详细的泡沫夹芯板研究进行维修支持。刘峰等人[9-10]对玻璃纤维泡沫夹芯维修结构的纯剪切及拉伸性能进行了一些分析，但是缺乏试验验证。本文通过理论计算、试验验证与有限元模拟三个方面分析飞机复合材料泡沫夹芯维修结构的压缩等力学特性，拟对增加国内复合材料飞机结构维修的技术储备，具有较强的工程实用意义。

1　实验

1.1　试件制备

选用我校西锐SR20飞机的行李舱地板结构进行维修性能分析，试验件的几何尺寸为90 mm×60 mm×10.541 mm，母板铺层形式为[0°/0°/core/0°/0°]，层板材料为Tencate7781/BT250E-1，其中Tencate7781为玻璃纤维平纹布，BT250E-1为中温环氧树脂，泡沫夹芯结构为Diab Divinycell HT61。结构损伤为非穿透性损伤，采用阶梯型挖补修理，增加1层0°附加铺层，结构尺寸如图1所示。

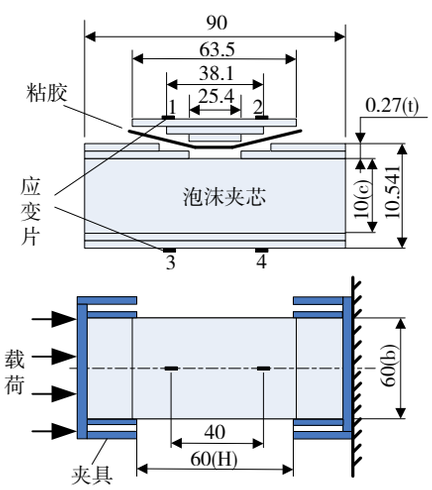


图1　结构维修尺寸示意图

Fig. 1　The sketch map of repaired composite

补片与母板材料、铺层均相同，粘胶为3M-AF-163，各部分材料的力学性能见表1~表3。采用Heatcon热补仪进行维修，升温速率5 ℉/min，保温温度250 ℉，保温时间60 min，降温速率5 ℉/min，降至100 ℉后停止温度控制。如图2所示，完成5件修补板进行侧压力学性能测试，其中红色为粘胶颜色，可以等同为修补区域。

表1　Tencate7781/BT250E-1材料性能参数

Tab. 1　The material properties of Tencate7781/BT250E-1

E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}	X_t/MPa	X_c/MPa	S/MPa
24.5	24.5	4.5	0.115	502	485	62.3

表2　HT61材料性能参数

Tab. 2　The material properties of HT61

E/MPa	ν	拉伸强度/MPa	压缩强度/MPa	剪切强度/MPa
75	0.4	1.8	1.0	0.9

表3　AF-163材料性能参数

Tab. 3　The material properties of AF-163

E/GPa	ν	剪切强度/MPa
1.11	0.34	34.3

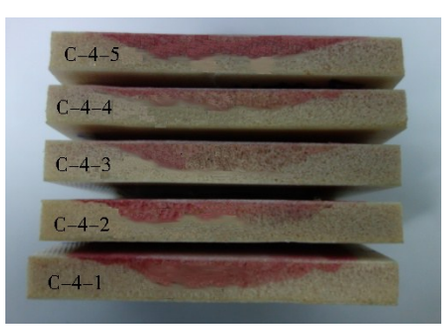


图2　维修后试样

Fig. 2　Repaired specimens

1.2　压缩性能测试

压缩性能测试在Instron 8801-4电液伺服材料试验机上进行，参考GB/T 1454—2005《夹层结构侧向压缩性能试验方法》，设置如图3所示，加载过程为位移控制，压头的速度为0.5 mm/min，过程中观察试验件破坏过程，完成后记录试件的破坏模式。为通过应变监控区分侧压过程的试件破坏方式，在靠近试验件修补区域的正反两面和左右两侧各粘贴了应变片，应变片粘贴位置如图1所示，应变片上的数字为试验件对应的应变片编号。



图3　维修结构的侧向压缩试验

Fig. 3　Compression test on repaired composite

1.3　结果与分析

试验中随着压头位移的增加，接触载荷也逐渐增大，当载荷达到9 kN左右时出现声响，当试验继续加载，面板与泡沫出现较大屈曲变形，当接触力急剧下降，结束加载，试验中记录的压头载荷-位移曲线如图4所示。

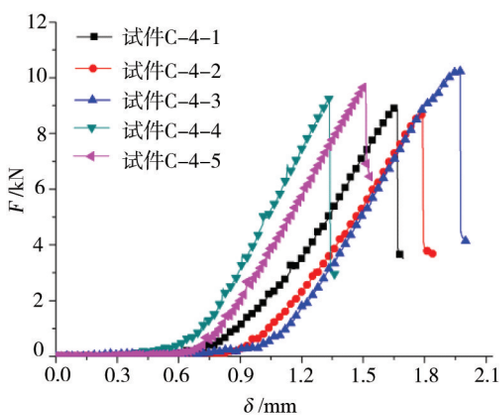


图4　试验件的接触力-位移曲线

Fig. 4　Load vs displacement curves of test panels

由图4可知，夹芯结构压缩试验可以分为三个阶段：(1)预载段，压缩位移从0~0.6 mm，接触载荷增长缓慢；(2)增载段，压缩位移从0.6 mm至接触力极值区间，接触载荷随着压缩位移的变化趋势接近于线性增长，修补件的接触力极大值为10.26 kN，均值为9.18 kN，离散系数为7.89%，由于手工维修在表面处理、补片铺设方面存在一定的工艺偏差，试验偏差处于正常范围；(3)屈曲段，从接触力极值段到面板发生失稳，载荷急剧降低，夹芯结构失去承载能力，结构破坏位置如图5所示。由图5可知，5块试件的面板屈曲部位均发生在未修补面，表明试件的修补质量较好。对比面板的破损位置，发现3块试件损伤位置出现在面板中部，2块试件破损在面板靠近端头1/4处，说明试件可能存在不同的屈曲模式。



图5　维修结构面板破损位置图

Fig. 5　The damage area of test panels

2　理论分析

由试验结论可知，维修结构的主要破坏区域发生在未修补面，说明修补面板基本上恢复了完好面板的强度，因此尝试应用复合材料夹芯结构完好板的计算公式对修补板进行极限载荷预测。此外，由于试验中观察到的破坏模式为面板屈曲，因此根据复合材料泡沫夹芯结构的欧拉失稳公式得临界失稳载荷[1,11-12]：

$$P_{\mathrm{E}}=\frac{k^2\pi^2(EI)_{\mathrm{eq}}}{H^2} \tag{1}$$

式中，$(EI)_{\mathrm{eq}}$为夹芯结构的等效弯曲刚度，当夹芯结构为矩形体时：

$$(EI)_{\mathrm{eq}}=\frac{E_{\mathrm{f}}bt^3}{6}+\frac{E_{\mathrm{c}}btc^3}{12}+\frac{E_{\mathrm{f}}bt(c+t)^2}{2} \tag{2}$$

式中，E_{f}为复合材料面板弹性模量，E_{c}为芯体弹性模量，b为夹芯结构宽度，t为复合材料面板厚度，c为芯体厚度。

公式(1)中H为夹芯结构非加持段的长度，长度因子k在压缩试验中取值为2[13-14]。上述所有尺寸参数在图1中都有标识。

复合材料夹芯结构的失稳通常存在两种模式：一种是以上讨论的面板受压弯曲失稳；另外一种就是芯体剪切失稳。芯体发生剪切失稳的临界载荷由芯体的剪切刚度确定：

$$P_{\mathrm{S}}=S\equiv G_{\mathrm{c}}bc \tag{3}$$

式中，G_{c}为芯体的剪切模量。

综合考虑面板的屈曲失稳与芯体的剪切变形效应，最终得到复合材料夹芯结构的失稳临界载荷表达式如下：

$$\frac{1}{P_{\mathrm{cr}}}=\frac{1}{P_{\mathrm{E}}}+\frac{1}{P_{\mathrm{S}}} \tag{4}$$

将公式(1)~(3)代入到公式(4)中，得到复合材

料夹芯结构的临界失稳应力表达式：

$$P_{cr}=\frac{2\pi^2\left[\frac{E_f bt^3}{3}+\frac{E_c btc^3}{6}+E_f bt(c+t)^2\right]G_C bc}{H^2G_c c+2\pi^2\left[\frac{E_f bt^3}{3}+\frac{E_c btc^3}{6}+E_f bt(c+t)^2\right]} \tag{5}$$

该复合材料夹芯结构临界失稳载荷公式考虑的是粘接良好的理想情况，因此该理论计算值较实际情况偏高，可以认为是复合材料泡沫夹芯维修结构侧压作用下的极限载荷上限值。通过该稳定性解析分析模型能够快速确定复合材料夹芯结构在良好修补情况下的极限载荷与载荷量级，或在缺乏试验验证情况下应用理论分析的数据与有限元计算结果进行比对验证。

3　有限元模拟

3.1　有限元模型建立

在ANSYS WORKBENCH中建立结构的完整有限元分析模型，复合材料面采用单层实体建模，泡沫夹芯结构应用实体单元模拟，建模完成的修理结构有限元网格模型如图6所示，采用SOLID186六面体单元，划分网格78 840个，共有344 083个节点。

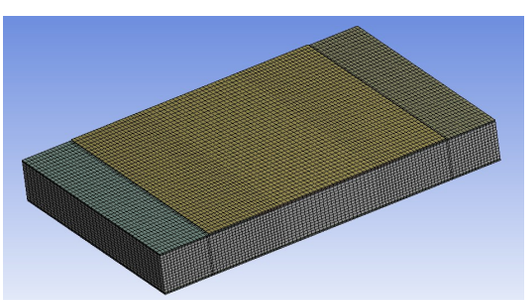


图6　维修结构有限元网格图

Fig. 6　The finite element analysis model of repaired composite

由于试验中试件破坏部位主要以面板屈曲与芯体变形为主，通过面板上下表面的应变数据与破坏模式显示，修补面母体与补片之间的胶层未出现明显脱胶失效，因此，在有限元分析模型中胶层结构采用零厚度的接触分析，应用了线性bonded接触分析进行模拟，不考虑胶层失效，重点关注面板与泡沫芯体的失效情况。

3.2　加载方式与边界条件

模型端部施加位移载荷，另一端固定约束，并在试验夹具夹持位置增加端面约束。根据试验加载情况，将位移载荷选取在压缩试验的线性增载段，施加位移载荷设置为0.6 mm。

3.3　计算工况

（1）　静力分析

静力分析中主要考虑材料的强度失效。

泡沫芯体结构为各向同性材料，泡沫芯体的侧压破坏模式主要为压缩塌陷，通过判断泡沫芯体的压应力是否达到破坏值来判断芯体结构是否破坏，即当满足下列条件时发生压缩破坏：

$$\left|\sigma_{11c}\right|_{max}\geqslant S_{11c} \tag{6}$$

式中，σ_{11c}为芯体加载方向压应力，S_{11c}为芯体压缩强度。

复合材料面板由于其拉压强度接近，采用蔡-希尔强度准则进行判断。

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2}-\frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2}+\frac{\sigma_2^2}{Y^2}+\frac{\tau_{12}^2}{S^2}=1 \tag{7}$$

其中认为复合材料平纹布的1方向的强度X与2方向的强度Y相同。

（2）　稳定性分析

在静力分析的基础上对结构进行稳定性分析，计算临界屈曲特征值，并分析修补结构的屈曲模态。

4　理论分析、有限元模拟与试验结果对比

4.1　极限载荷比对

将理论分析、有限元模拟的强度极限载荷与临界屈曲载荷、试验件极限载荷平均值与最大值整理如表4所示。

表4　维修结构的极限载荷比对

Tab. 4　Comparison of experimental, theoretical and FEA results

分析方式	数据类别	极限载荷/kN	与理论分析比较/%
理论分析	-	15.05	-
有限元模拟	强度分析	18.07	120.07
有限元模拟	稳定性分析	12.24	81.33
压缩试验	极大值	10.26	68.17
压缩试验	平均值	9.18	61.00

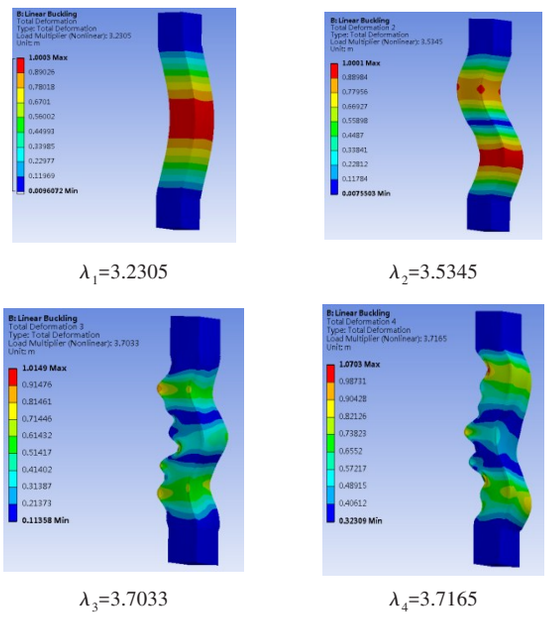
由表4可知，有限元模拟的强度分析极限载荷值为稳定性分析的147.63%，因此本文的复合材料夹芯修补结构失效模式为屈曲失效，主要分析夹芯结构的稳定性。

将理论分析数据作为完好板的强度参考基准，有限元模拟获得的强度恢复率为81.33%，试验均值的强度恢复率为61.00%，属于复合材料结构维修合格的许可范围[15]，说明试件维修效果良好。

有限元模拟与试验极值偏差为16.18%，与试验均值偏差25.01%，偏差主要是由于ANSYS的稳定性计算为线性屈曲分析，试验屈曲情况近似于线性分布，再加上维修的多种因素影响，偏差值处于许可范围，说明本文的维修有限元模型精度较高，能够指导实际维修。

4.2　夹芯结构稳定性比对

有限元模型计算得到复合材料夹芯维修结构的前四阶特征值与形态如图7所示。由特征值计算可知一阶与二阶、三阶、四阶的临界失稳载荷分别相差9.28%、14.55%、14.86%。



λ_1=3.2305　　λ_2=3.5345

λ_3=3.7033　　λ_4=3.7165

图7　有限元分析模型的屈曲特征值与模态

Fig. 7　Buckling eigenvalue and mode of FEA model

结合试验中出现的两种屈曲形态(图8)分析,得到结论如下:在试件中部失稳的形态与有限元模拟的一阶模态相似,在受压过程中,试件中部向修补面发生弯曲,未修补面出现较大变形后出现破坏。在试件端部1/4处失稳的形态与有限元模拟的二阶模态类似,最大变形位置出现在两端1/4处,未修补面出现较大变形发生破坏。

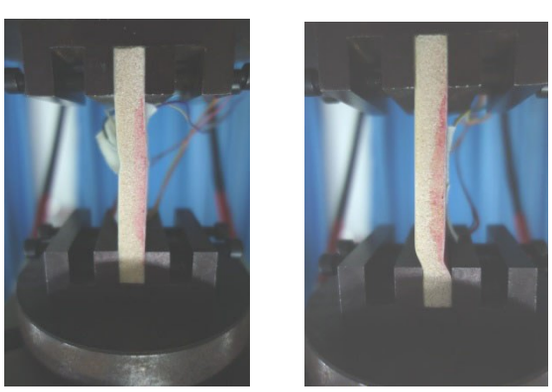


图8　两种试件屈曲形状图

Fig. 8　The buckling shape of test panels

考虑到试件在制备过程中可能由于工艺、试验等多方面原因,导致实际试件的一阶与二阶屈曲特征值差异较小,所以本文中的复合材料夹芯维修结构在受压情况下需要重点关注稳定性分析的一阶与二阶屈曲模态。同时也说明了本文建立的有限元计算模型在稳定性分析中有较高的精度,与试验情况相符合,具有较强的工程应用价值。

5　结论

通过完成了复合材料夹芯结构挖补修理压缩性能的理论分析、试验与有限元模拟,得到以下结论:

(1)根据试验结果判断复合材料夹芯维修结构没有发生胶层破坏,有限元分析模型对于胶层的模拟采用线性接触设置,通过试验与理论分析验证了该简化模型具有较好的计算精度,能够提高分析效率;

(2)结合复合材料结构维修的强度恢复特性,通过完整夹芯结构的解析分析模型能够快速判定复合材料夹芯维修结构的侧压极限载荷上限值,该理论分析数据也可以用于校验无试验结果比对的有限元分析结果;

(3)通过有限元分析、理论解析模型与试验数据对比,得到复合材料夹芯修理结构的主要侧压破坏模式为面板一阶与二阶屈曲失效。有限元分析模型与理论解析方法分析精度较高,能够快速、准确地应用于复合材料夹芯结构的维修指导工作。

参考文献

[1] FLECK N A, SRIDHAR I. End compression of sandwich columns[J]. Composites Part A Applied Science & Manufacturing,2002,33(3):353-359.

[2] CARTIE D D, FLECK N A. The effect of pin reinforcement upon the through thickness compressive strength of foam-cored sandwich panels [J]. Composites Science and Technology,2003,63:2401-2409.

[3] WANG A J, MCDOWELL D L. In-plain stiffness and yield strength of periodic metal honeycombs [J]. Journal of Engineering Materials & Technology,2004,126(2):137-156.

[4] LEI H, YAO K, WEN W, et al. Experimental and numerical investigation on the crushing behavior of sandwich composite under edgewise compression loading[J]. Composites Part B Engineering,2016(4):34-43.

[5] 谢宗蕻,刘海涵,田江. 复合材料泡沫夹层板准静态压痕实验的有限元模拟[J]. 材料工程,2014(2):13-17.

XIE Z H, LIU H H, TIAN J. Finite Element Simulation of Quasi-static Indentation on Foam Core Sandwich Composites [J]. Journal of Materials Engineering,2014(2):13-17.

[6] 孙春方,薛元德,胡培. 复合材料泡沫夹层结构力学性能与试验方法[J]. 玻璃钢/复合材料,2005,32(2):3-6.

SUN C F, XUE Y D, HU P. Mechanical properties and test method for foam cores and sandwich structure [J]. FRP/Composites,2005(2):3-6.

[7] 郑锡涛,孙秦,李野,等. 全厚度缝合复合材料泡沫芯夹层结构力学性能研究与损伤容限评定[J]. 复合材料学报,2006,23(6):29-36.

ZHENG X T, SUN Q, LI Y, et al. Mechanical behavior and damage tolerance tests of composites through-thickness stitched foam sandwich panels [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2006,23(6):29-36.

[8] 华洲. 复合材料蜂窝夹芯板结构损伤及其修理后仿真分析[D]. 哈尔滨工业大学,2017.

HUA Z. Numerical analysis on damage and repair of honeycomb sandwich composite panels [D]. Harbin Institute of Technology,2017.

[9] 张春,刘峰,马佳,等. 泡沫夹芯面板非穿透损伤挖补维修有限元分析[J]. 宇航材料工艺,2015,45(5):44-48.

Zhang C, Liu F, Ma J, et al. Scarf-patch repair analysis of foam core sandwich panel with non-penetrating damage [J]. Aerospace Materials & Technology,2015,45(5):44-48.

[10] 刘峰,张春,喻辉,等. 纯剪切状态下泡沫夹芯壁板非穿透损伤挖补强度研究[J]. 机械设计与制造. 2017(4):229-232.

LIU F, ZHANG C, YU H, et al. Scarf-patch strength analysis of foam core sandwich panel with non-penetrating damage under pure shear loading [J]. Machinery Design & Manufacture,2017(4):229-232.

[11] COTE F, BIAGI R, BART-SMITH H, et al. Structural response of pyramidal core sandwich columns [J]. International Journal of Solids and Structures,2007,44:3533-3556.

[12] AVILA A. Failure mode investigation of sandwich beams with functionally graded core [J]. Composite Structures, 2007,81:323-330.

[13] LEE B, LEE K, BYUN J, et al. The compressive response of new composite truss cores [J]. Composites Part B, 2012,43:317-324.

[14] HUTCHINSON R, WICKS N, EVANS A, et al. Kagome plate structures for actuation [J]. International Journal of Solids and Structures,2003,40:6969-6980.

[15] 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.

Institute of Chinese Aviation Research. Handbook of composite structure design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.