

文章编号: 1674-8190(2023)02-097-08

航空复合材料纸蜂窝夹芯结构热成型开裂研究

蔡豫晋¹, 徐伟伟¹, 文友谊¹, 向栋², 李博¹, 宋志梅¹, 刘斌², 徐绯²

(1. 成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 飞机复合材料芳纶纸蜂窝夹芯部件在热压罐成型时处于热-力耦合工况, 在热成型过程中可能出现蜂窝开裂现象。通过试验获得蜂窝芯的拉、压、剪性能参数和芳纶纸的热性能参数, 结合有限元分析和反演方法, 对整体蜂窝夹芯部件的热-力顺序耦合和局部芯子抽真空导致的蜂窝胞元间压强差进行数值模拟。结果表明: 成型过程中的热应力不会导致蜂窝胞元间胶层开裂, 局部憋气的压强差可能导致蜂窝开裂; 胶层部分破坏与胶层完全破坏所需的胞元间压强差的差值与胶层初始法向断裂应力正相关; 胶层完全破坏所需的胞元间压强差随着加载胞元数量的增多而减小。

关键词: 蜂窝夹芯结构; 热成型; 开裂; 有限元分析; 内聚力单元

中图分类号: V214.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.02.11

Research on the crack of thermo-forming of aviation sandwich structure composed of composite materials and paper honeycomb

CAI Yujin¹, XU Weiwei¹, WEN Youyi¹, XIANG Dong², LI Bo¹,

SONG Zhimei¹, LIU Bin², XU Fei²

(1. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: During the forming of aramid paper honeycomb sandwich component of aircraft composites in the autoclave, the structure bears thermo-mechanical coupling case, and it may exist the phenomenon of the honeycomb crack during the forming. The tensile, compressive, shear and thermal properties of aramid paper honeycomb core are obtained by testing. Meanwhile, the numerical simulation of thermo-mechanical sequential coupling of the whole honeycomb sandwich component and the local core area are carried out by combining the finite element analysis method and the inversion method. The results show that the thermal stress during the forming process will not cause the adhesive layer between honeycomb cells to crack, but gas pressure will. The difference value of pressure difference between honeycomb cells required for adhesive layer's slight destruction and complete destruction is positively related to the initial normal fracture stress of adhesive layer. The pressure difference required for the adhesive layer's complete destruction is decreased with the increase of the number of loaded cells.

Key words: honeycomb sandwich structure; thermo-forming; crack; finite element analysis; cohesive zone elements

收稿日期: 2021-10-20; 修回日期: 2022-11-30

基金项目: 国家自然科学基金(51902256); 航空科学基金(2020Z057053002)

通信作者: 刘斌, binliu@nwpu.edu.cn

引用格式: 蔡豫晋, 徐伟伟, 文友谊, 等. 航空复合材料纸蜂窝夹芯结构热成型开裂研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 97-104.

CAI Yujin, XU Weiwei, WEN Youyi, et al. Research on the crack of thermo-forming of aviation sandwich structure composed of composite materials and paper honeycomb[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 97-104. (in Chinese)

0 引言

蜂窝夹芯结构(Sandwich Structure)具有重量轻、强度高、抗失稳、耐疲劳、吸音、隔热等优点,在飞行器结构上得到了广泛应用^[1]。蜂窝夹芯结构通常由芯子和面板胶接而成,芯子的结构形式有正六边形、正方形、圆形等,材质可以是铝合金、芳纶(Nomex)纸、玻璃布等,面板可以采用复合材料板、铝合金板、玻璃钢板等^[2]。

蜂窝芯子与蒙皮(复合材料板)的热成型工艺主要采用二次胶接成型工艺。二次胶接成型工艺是先固化上下蒙皮,然后通过胶黏剂把上下蒙皮和蜂窝芯胶接成为整体^[3]。在二次胶接成型过程中,芯子需要经历高温高压过程,这对蜂窝芯子提出了严峻的考验,由于粘接选材不恰当及粘接工艺缺陷常导致蜂窝芯性能降低,甚至导致胞元壁撕裂、节点开裂等问题^[4-5],严重影响夹层结构的力学性能。研究者针对蜂窝夹芯结构在二次胶接工艺中的质量问题开展了研究。陈蔚等^[6]研究了成型过程中压力对胶接质量的影响,发现压力较大时,蜂窝夹层结构的胶接质量较好,但是过大的压力将导致蜂窝芯壁弯曲,未考虑压力造成的胞元间胶层开裂问题;原崇新等^[7]研究了Nomex蜂窝和蒙皮的胶接质量,发现在树脂黏度较高时加压,胶接质量较好,在树脂黏度较低时加压,胶接质量较差,但忽视了温度可能导致的胞元间胶层开裂问题;罗玉清等^[8]研究发现选用适宜的压制压力和芯条胶黏度将有助于提高蜂窝的节点强度,但未考虑温度可能导致的胞元间胶层开裂问题;S. M. Grove等^[9]针对真空包装Nomex蜂窝芯/碳纤维—环氧预浸料夹芯板,采用实验设计方法发现温度固化周期是对夹芯板剥离强度影响最大的工艺参数,但未考虑温度可能导致的胞元间胶层开裂问题;刘望子等^[10]、范燕生等^[11]发现胶接质量同时受固化温度和固化压力的影响,但未考虑胶接过程中胞元胶层的开裂问题。

现有针对蜂窝夹芯结构胶接质量的研究中,大都是通过实验方法研究影响胶接质量的单一因素,而针对热成型过程中胶层开裂强度门槛值的预测鲜有研究。因此,本文采用有限元软件,针对复合材料芳纶纸蜂窝夹芯结构热成型过程,建立

蜂窝部件的等效模型并进行热力耦合分析;建立蜂窝故障区域的细节模型并进行力学模拟,在模拟中运用反演方法,获得在胞元间胶层发生破坏时,胞元间压强差及受载胞元数与胶层法向断裂应力的关系,以期解决蜂窝夹芯结构在热工艺制备过程中的胞元间胶层开裂问题。

1 材料、部件及实验

芳纶纸蜂窝芯的材料主方向一般命名为 L 向、 W 向及 T 向,如图1所示。实验设备由深圳万测实验设备有限公司提供,电子万能试验机牌号为TSE 504C,测量精度为 $\pm 0.5\%FS$ (FS 为试验机满量程值),环境箱牌号为EMC 003A-1,温度保持偏差为 $\pm 2^\circ C$,如图2所示。实验在 $180^\circ C$ 下进行,拉伸实验按ASTM C363/C363M^[12]进行,压缩实验按ASTM C297/C297M^[13]进行,剪切实验按ASTM C273/C273M^[14]进行。实验过程:通过 T 向压缩实验获得 T 向压缩模量 E_{11} ;通过 L 向、 W 向拉伸实验获得 L 向、 W 向拉伸模量 E_{22} 、 E_{33} 及失效强度 σ_{11} 、 σ_{22} ;通过 LT 向、 WT 向和 LW 向剪切实验获得剪切模量 G_{12} 、 G_{13} 和 G_{23} 。

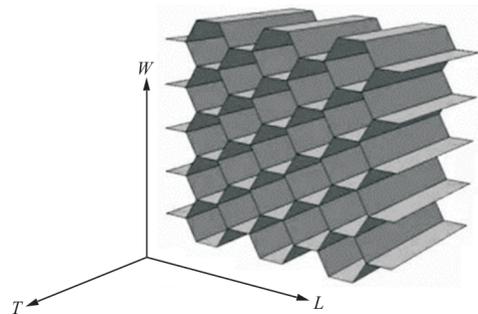
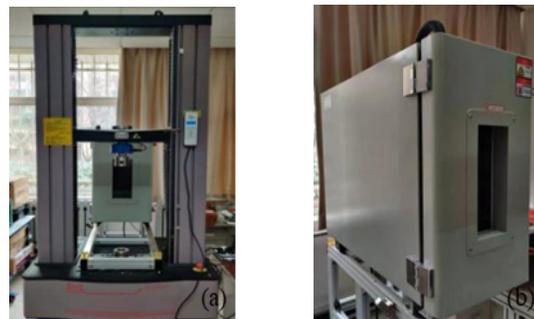


图1 六边形蜂窝

Fig. 1 hexagonal honeycomb



(a) 电子万能试验机

(b) 环境箱

图2 实验环境

Fig. 2 Experimental environments

蜂窝芯、胶层及蜂窝面板的力学性能测试结果如表 1~表 3 所示,其中 E_{11} 、 E_{22} 、 E_{33} 为 3 个方向的杨氏模量, G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 为 3 个方向的剪切模量, μ_{12} 、 μ_{13} 、 μ_{23} 为 3 个方向的泊松比, E_{nn} 、 E_{ss} 、 E_{tt} 为胶层法向、2 个切向的模量。

表 1 Nomex 蜂窝芯工程弹性常数 (180 °C)
Table 1 Nomex honeycomb core engineering elastic constant (180 °C)

参数	数值	参数	数值
E_{11} /MPa	5.34	G_{23} /MPa	3.24
E_{22} /MPa	0.73	μ_{12}	0.1
E_{33} /MPa	29.61	μ_{13}	0.1
G_{12} /MPa	0.30	μ_{23}	0.1
G_{13} /MPa	3.71		

表 2 胶层材料属性
Table 2 Material properties of adhesive layer

参数	数值	参数	数值
E_{nn} /MPa	1.0×10^5	E_{tt} /MPa	1.0×10^5
E_{ss} /MPa	1.0×10^5	法向断裂应力/MPa	0.085

表 3 蜂窝面板材料属性
Table 3 Material properties of honeycomb panel

参数	数值
E /MPa	1.0×10^5
泊松比	0.3

芳纶纸蜂窝芯的热膨胀系数在热机械分析仪 TMA 402 F3 中进行,实验结果如表 4 所示。

表 4 蜂窝芯热膨胀系数 (180 °C)
Table 4 Thermal expansion coefficient of honeycomb core (180 °C)

热膨胀系数	数值
α_l /K ⁻¹	2.135×10^{-5}
α_T /K ⁻¹	-6.764×10^{-5}

2 基于等效模型的部件模拟

2.1 热工艺说明

蜂窝夹芯部件结构主要由三个部分组成:蒙皮、蜂窝芯、胶黏剂。部件的制造过程主要分为两个阶段:第一阶段,在热压罐 150 °C 环境下粘接蜂窝芯与上蒙皮,保温 90~100 min,使胶黏剂完全固

化;第二阶段,在热压罐 180 °C 环境下粘接蜂窝芯与下蒙皮,保温 150~170 min,使胶黏剂完全固化。

2.2 部件有限元建模与分析

采用 Abaqus 有限元分析软件,预测某型蜂窝夹芯部件在热成型过程中蜂窝的热收缩应力。蒙皮选用壳单元,单元类型为 S4R(四节点曲壳单元,可用于薄壳或厚壳结构建模,采用减缩积分方式,包含沙漏模式控制,容许有限薄膜应变)。蜂窝选用实体单元,单元类型为 C3D8R(八节点六面体单元,可用于实体建模,采用减缩积分方式,包含沙漏模式控制)。灌封区材料设置为水泥,其杨氏模量值为 30 GPa。蜂窝芯各方向的工程常数及热膨胀系数采用试验测试数据,如表 2~表 4 所示。在一侧蒙皮表面施加 0.23 MPa 的均匀分布应力,另一侧蒙皮及蜂窝四周限制所有平动和转动自由度,模型整体施加预定义温度场,芯子的区域划分如图 3 所示,其中 9H、5H 表示不同蜂窝密度的两个区域。

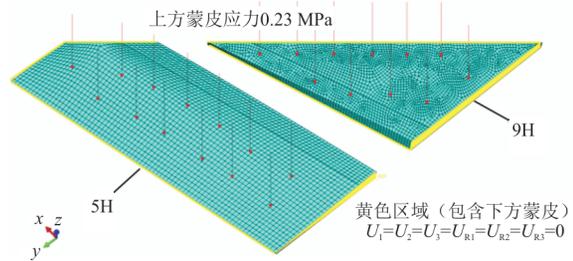
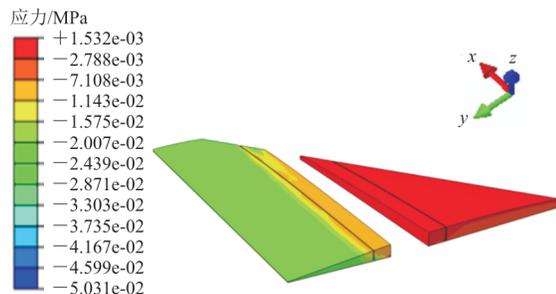
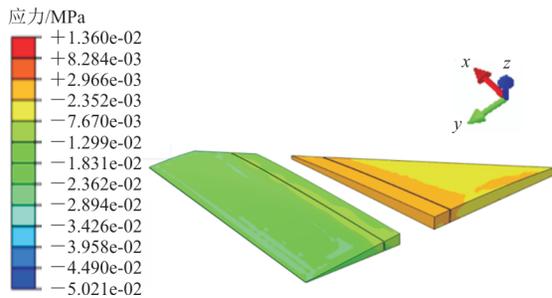


图 3 区域及网格划分
Fig. 3 Area and grid division

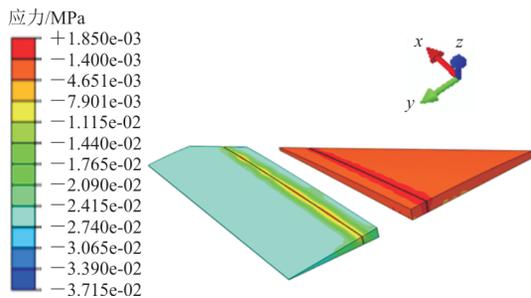
按顺序分析计算 4 种工况下的应力分布:(1) 150 °C 上翼面与蜂窝芯未粘接;(2) 150 °C 上翼面与蜂窝芯完全粘接;(3) 180 °C 下翼面与蜂窝芯未粘接;(4) 180 °C 下翼面与蜂窝芯完全粘接。蜂窝芯子的 S_{11} (沿 x 轴正向的正应力,即蜂窝 W 方向)应力云图如图 4 所示。



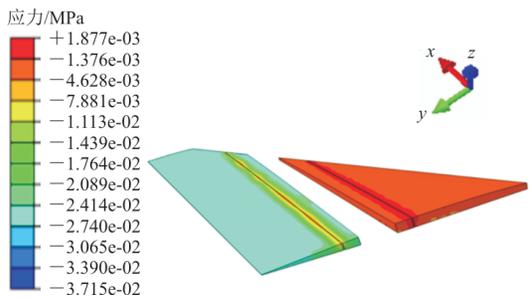
(a) 150 °C 上蒙皮与蜂窝芯未粘接



(b) 150 °C上蒙皮与蜂窝芯完全粘接



(c) 180 °C下蒙皮与蜂窝芯未粘接



(d) 180 °C下蒙皮与蜂窝芯完全粘接

图4 蜂窝芯子 S_{11} 应力云图

Fig. 4 S_{11} stress nephogram of honeycomb core

从图4可以看出:在4种工况下,9H区域蜂窝芯的 W 向应力分别为0.003 90、0.009 20、0.008 94和0.008 98 MPa,均未达到 W 向的节点拉伸强度0.085 MPa,因而实际成型过程中,蜂窝胞元间胶层不会因为热应力而出现破坏。

3 蜂窝胞元压差模拟与胶层开裂强度门槛值预测

为保证蜂窝夹芯制件的胶接质量,其成型过程中会进行打袋抽真空,该过程不可避免地会导致胞元压差。为研究成型过程中蜂窝胞元压差可能造成的胞元开裂问题,建立蜂窝芯子的细节模型,如图5所示。

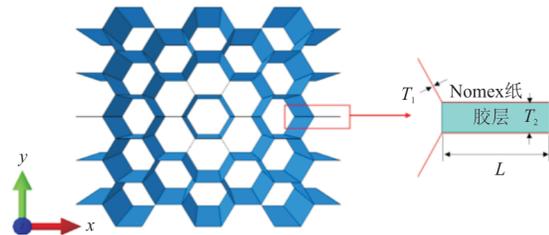


图5 蜂窝芯子细节模型

Fig. 5 Detailed model of honeycomb core

蜂窝胞元采用S4R壳单元,平行于 x 轴的两个相邻蜂窝胞元壁通过Cohesive单元进行胶接。蜂窝形状为正六边形,蜂窝胞元及胶层尺寸如表5所示。

表5 蜂窝及胶层尺寸

Table 5 Size of honeycomb and adhesive layer

参数	数值
L/mm	2
T_1/mm	0.06
T_2/mm	0.01

针对故障位置结构,在故障区域蒙皮上钻孔,使用软管一头插入所开孔中,并深入蜂窝胞元内部,一头连接真空检表,周边使用腻子条密封然后组装封袋,抽真空观察检表度数,获得故障区域的真实压强值。压强测试区域的相对位置如图6所示,测试结果如表6所示。

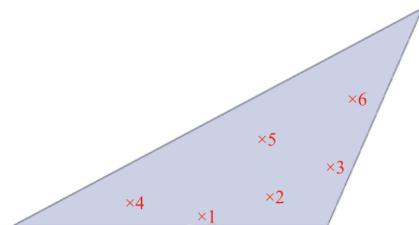


图6 压强测试区域

Fig. 6 Pressure test area

表6 区域压强

Table 6 Zone pressure

测压区域	压强/MPa
1	0.084
2	0.081
4	0.031

为了模拟胶层的破坏过程,胶层采用刘斌等^[15-16]以Dugdale-Barenblatt模型为基础建立的内聚力模型,如图7所示。在该模型中,假设裂纹尖

端附近有一个小塑性区,用内聚力单元代表该塑性区,不需要预置初始裂纹。

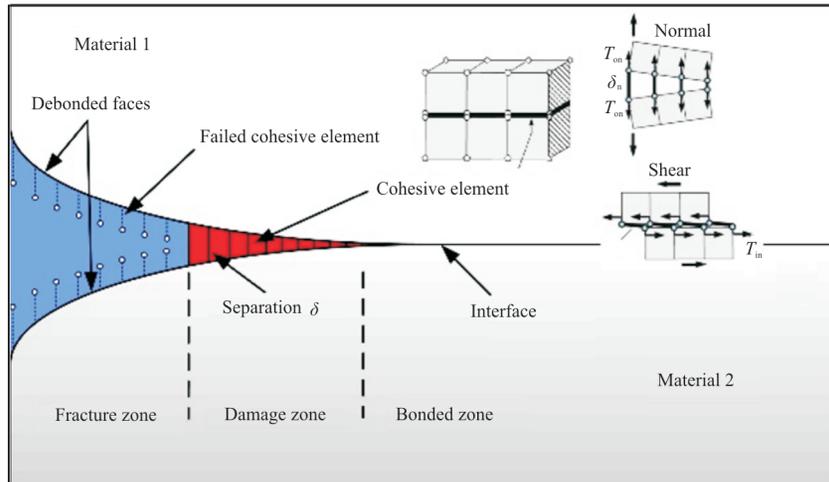


图 7 减内聚力过程和内聚力单元的受力^[15-16]

Fig. 7 Decohesion physical process and cohesive element tractions^[15-16]

x 、 y 向各布置最大 5 个蜂窝胞元。边界条件设置为:蜂窝芯子上下两个端面为固支,即对三个平动自由度(x, y, z 轴位移)进行约束,三个转动自由度(x, y, z 轴转动)进行约束。受载胞元数量分别是 1 个、7 个、19 个,如图 8 所示。

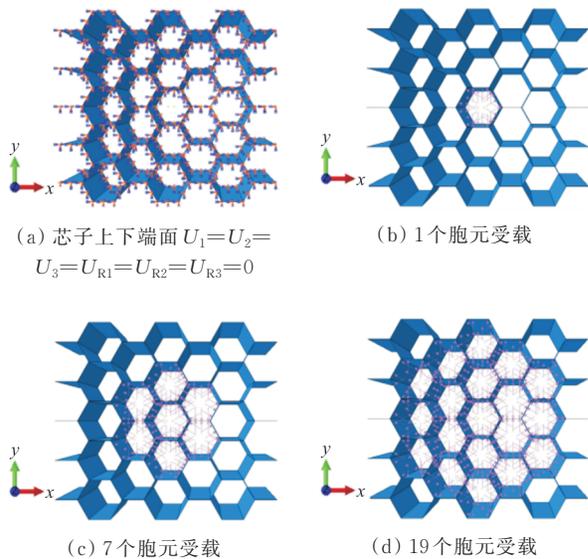


图 8 蜂窝胞元的边界条件及载荷施加

Fig. 8 Boundary conditions and loading of honeycomb cell

针对 3 种胞元数量的蜂窝,每种蜂窝研究两种载荷工况。

(1) 载荷工况一:区域 1 和区域 2 测得压强差作为所施加载荷,值为 0.003 MPa,区域划分如图 6 所示。

(2) 载荷工况二:区域 1 和区域 4 测得压强差

作为所施加载荷,值为 0.053 MPa,区域划分如图 6 所示。

将胶层的 P_{SDEG} (刚度退化变量)参数云图单独显示,如图 9 所示。

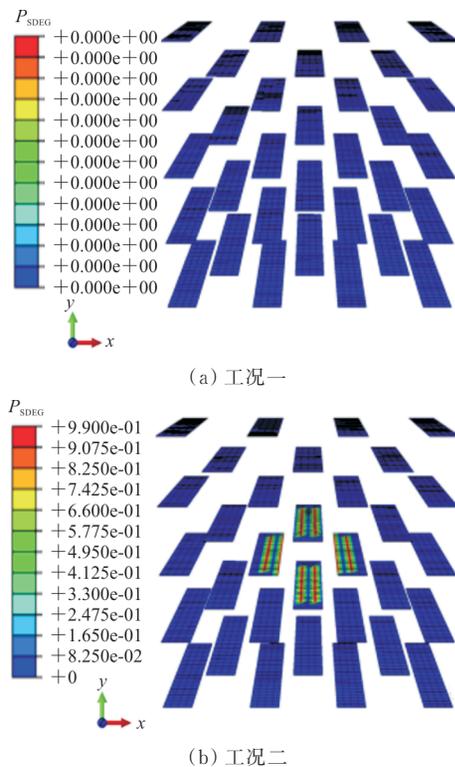


图 9 1 个胞元加载时胶层的 P_{SDEG} 云图

Fig. 9 P_{SDEG} nephogram of adhesive layer of 1 cell under loading

图 9 中可以清晰观察到胶层的损伤情况, $P_{SDEG} > 0$ 的部分均是胶层的损伤部分,且 P_{SDEG} 越

大,胶层损伤情况越严重,当 $P_{SDEG}=1$ 或者 $P_{SDEG}\approx 1$ 的时候,表明该部位已经完全损坏。

在第一种载荷工况下,胶层并未发生破坏,但在第二种工况下,与受载蜂窝胞元相连胶层的某些单元已经完全破坏了。

针对第二种载荷工况,为避免在成型过程中可能出现的胶层破坏现象,保持载荷恒定,通过变更胶层的初始法向断裂应力,找出胶层单元进入破坏($P_{SDEG}>0$)时的法向断裂应力以及部分胶层单元完全破坏时($P_{SDEG}=0.999$)的法向断裂应力,如表 7 所示。

表 7 第二种载荷工况下胶层单元破坏时法向断裂应力
Table 7 Normal fracture stress of adhesive layer destruction under load case II

受载胞元数	应力/MPa	
	胶层单元完全破坏	胶层单元进入破坏
1	0.47~0.48	0.61~0.62
7	0.43~0.44	0.55~0.56
19	0.48~0.49	0.60~0.61

针对第一种载荷工况,即给受载胞元施加 0.003 MPa 的载荷,该种载荷工况下胶层单元未发生破坏,但为了彻底发挥胶层的性能,保持胞元受载 0.003 MPa 不变,通过变更胶层的初始法向断裂应力,找出使胶层发生剥离的法向断裂应力范围,即胶层单元进入破坏时的法向断裂应力所在范围以及部分胶层单元完全破坏时的法向断裂应力所在范围,如表 8 所示。

表 8 第一种载荷工况下胶层单元破坏时法向断裂应力
Table 8 Normal fracture stress of adhesive layer destruction under load case I

受载胞元数	应力/MPa	
	胶层单元完全破坏	胶层单元进入破坏
1	0.026~0.027	0.034~0.035
7	0.024~0.025	0.031~0.032
19	0.025~0.026	0.034~0.035

部件实际成型过程中,不同区域之间的压强差更加复杂多变,为研究多种压强差情况的胶层破坏初始法向断裂应力发展规律,对 7 个胞元施加从 0.005~0.050 MPa 的压强差,加载压强差 $P_{SDEG}\approx 1$ 以及 $P_{SDEG}\geq 0$ 对应的初始法向断裂应力

如表 9 所示。

表 9 多个压强差下胶层初始法向断裂应力
Table 9 Initial normal fracture stress curve of adhesive layer under multiple pressure difference

压强差/MPa	$P_{SDEG}\geq 0$ 初始法向断裂应力/MPa	$P_{SDEG}\approx 1$ 初始法向断裂应力/MPa
0.003	0.031~0.032	0.024~0.025
0.005	0.052~0.053	0.040~0.041
0.010	0.104~0.105	0.081~0.080
0.015	0.150~0.160	0.119~0.120
0.020	0.200~0.210	0.160~0.170
0.025	0.260~0.270	0.200~0.210
0.030	0.310~0.320	0.240~0.250
0.040	0.410~0.420	0.320~0.330
0.050	0.520~0.530	0.400~0.410
0.053	0.550~0.560	0.430~0.440

绘制多个压强差对应的胶层临界初始法向断裂应力, $P_{SDEG}\geq 0$ 和 $P_{SDEG}\approx 1$ 均取范围最小值作为图中数据点的纵坐标,如图 10 所示。

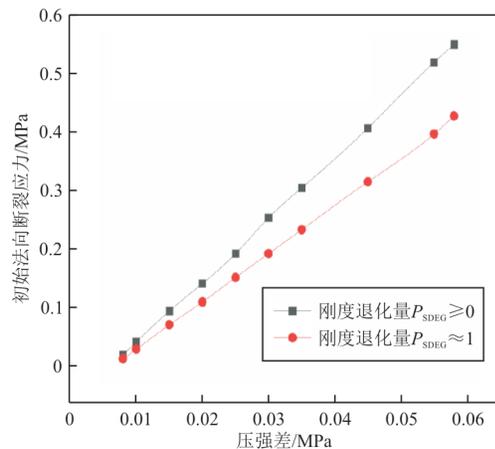


图 10 多个压强差下胶层初始法向断裂应力
Fig. 10 Initial normal fracture stress curve of adhesive layer under multiple pressure difference

为保证在已有胶层性能不变的情况下,部件成型过程中蜂窝胞元仍不发生开裂,固定胶层临界初始法向断裂应力为 0.085 MPa (试验值),通过对蜂窝胞元加载条件的不断变更,得到使胶层单元开始进入破坏以及完全破坏的压强差范围,如表 10 所示。

表 10 胶层单元破坏时胞元间压强差
Table 10 Cell pressure difference of adhesive layer destruction

受载胞元数	压强差/MPa	
	胶层单元完全破坏	胶层单元进入破坏
1	0.043 0~0.044 0	0.007 3~0.007 4
7	0.015 0~0.016 0	0.008 1~0.008 2
19	0.009 4~0.009 5	0.007 4~0.007 5

绘制蜂窝胞元数量与胶层破坏应力的关系曲线,取范围最小值作为数据点的纵坐标,如图 11 所示,初始胶层初始法向断裂应力为 0.085 MPa。

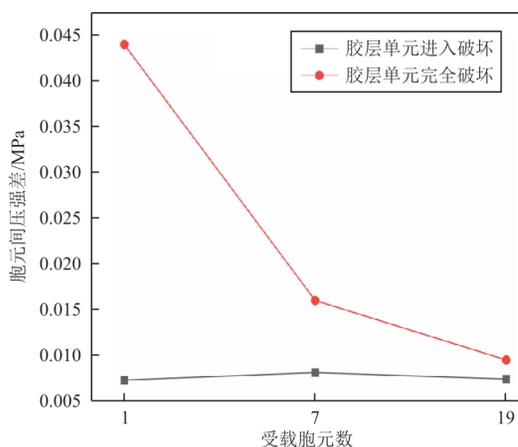


图 11 3种受载胞元数下胞元间压强差
Fig. 11 Cell pressure difference under three loaded cell number

从图 11 可以看出:当受载的蜂窝胞元个数不超过 20 个,胶层单元进入破坏所需的压强差与受载蜂窝胞元的数量基本无关,但是对于胶层单元完全破坏所需的压强差,其大小随着受载胞元数量的增多(加载区域增大)而减小。

4 结 论

(1) 基于实验所测蜂窝工程弹性参数建立的整体部件的热力耦合有限元模型,可预测 150 和 180 °C 时,蒙皮在受到面外法向压力时与蜂窝芯子未粘接及粘接后的蜂窝热收缩应力。根据模拟得到的蜂窝热收缩应力,与胶层强度进行对比,发现热收缩应力不会导致胶层开裂。

(2) 通过试验测试得到不同区域的蜂窝胞元压强值,基于内聚力模型建立不同胞元数量的细节模型,并通过内聚力单元的初始法向应力、裂纹

临界能量释放率在不同压强下的反演可以找出 2 条胶层开裂强度门槛值的参考曲线。若胶层材料性能下降,叠加芯格憋气产生内部压强,会出现蜂窝节点胶层破坏,进而导致蜂窝开生产缺陷。同时,当受载的蜂窝胞元个数不超过 20 个,胶层部分单元进入破坏所需的热应力与受载蜂窝胞元的数量基本无关,但是胶层部分单元完全破坏所需的热应力,其大小随着受载胞元数量的增多而减小。

参考文献

- [1] 梁春生, 邱启艳, 陈静, 等. 蜂窝夹层结构复合材料胶接共固化工艺技术研究[J]. 航空制造术, 2014(15): 86-89.
LIANG Chunsheng, QIU Qiyang, CHEN Jing, et al. Study on co-bonding process of honeycomb sandwich composite structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014 (15): 86-89. (in Chinese)
- [2] 梁森, 陈花玲, 陈天宁, 等. 蜂窝夹芯结构面内等效弹性参数的分析研究[J]. 航空材料学报, 2004(3): 26-31.
LIANG Sen, CHEN Hualing, CHEN Tianning, et al. Analytical study of the equivalent elastic parameters for a honeycomb core[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2004(3): 26-31. (in Chinese)
- [3] 原崇新, 李敏, 顾轶卓, 等. 蜂窝夹层结构真空袋共固化工艺过程实验研究[J]. 复合材料学报, 2008(2): 57-62.
YUAN Chongxin, LI Min, GU Yizhuo, et al. Experimental study of the cocure process with the vacuum bag method for honeycomb sandwich structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008(2): 57-62. (in Chinese)
- [4] 刘志杰, 孙振萍, 赵英男, 等. 蜂窝夹芯结构胞元节点开裂的机理研究[J]. 复合材料科学与工程, 2021(12): 106-113.
LIU Zhijie, SUN Zhenping, ZHAO Yingnan, et al. Study on the mechanism of the honeycomb node cracking in sandwich structure [J]. Composites Science and Engineering, 2021(12): 106-113. (in Chinese)
- [5] 谌广昌, 刘杰, 纪双英, 等. 不同酚醛树脂对芳纶纸蜂窝性能的影响[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 279-285.
CHEN Guangchang, LIU Jie, JI Shuangying, et al. Effect of different phenolic resins on mechanical properties of meta-aramid paper honeycomb [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 279-285. (in Chinese)
- [6] 陈蔚, 成理, 叶宏军, 等. Nomex 蜂窝夹层复合材料的成型工艺研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2017(7): 70-73.
CHEN Wei, CHENG Li, YE Hongjun, et al. Study on the forming process of the composite filled with NOMEX honeycomb sandwich structure [J]. Fiber Reinforced Plastics/

- Composites, 2017(7): 70-73. (in Chinese)
- [7] 原崇新, 顾轶卓, 李敏, 等. 蜂窝夹层结构胶接质量与面板质量工艺因素分析[C]// 第十五届全国复合材料学术会议. 北京: 中国力学学会, 2008: 532-536.
- YUAN Chongxin, GU Yizhuo, LI Min, et al. Effects of processing parameters on quality of honeycomb sandwich structure[C]// Proceedings of the 15th National Conference on Composite Materials. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2008: 532-536. (in Chinese)
- [8] 罗玉清, 郝巍. 影响Nomex蜂窝节点强度因素的研究[J]. 高科技纤维与应用, 2009, 34(3): 27-30.
- LUO Yuqing, HAO Wei. Study on the factors of node peel strength of nomex honeycomb[J]. Hi-Tech Fiber and Application, 2009, 34(3): 27-30. (in Chinese)
- [9] GROVE S M, POPHAM E, MILES M E. An investigation of the skin/core bond in honeycomb sandwich structures using statistical experimentation techniques[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2006, 37: 804-812.
- [10] 刘望子, 管海新, 陈正生, 等. 民用客机大型复合材料蜂窝夹芯尾缘胶接技术研究[J]. 纤维复合材料, 2018, 35(3): 10-14.
- LIU Wangzi, GUAN Haixin, CHEN Zhengsheng, et al. Studying on the adhesion technology of large honeycomb sandwich trailing edge of composite part for civil aircraft[J]. Fiber Composites, 2018, 35(3): 10-14. (in Chinese)
- [11] 范燕生, 杨晓琳, 贺靖, 等. 热压成型蜂窝板工艺质量与力学性能研究[J]. 纤维复合材料, 2021, 38(3): 7-11.
- FAN Yansheng, YANG Xiaolin, HE Jing, et al. Process quality and mechanical property of honeycomb sandwich composites by hot pressing[J]. Fiber Composites, 2021, 38(3): 7-11. (in Chinese)
- [12] ASTM International. Standard test method for node tensile strength of honeycomb core materials: ASTM C363/C363M-16[S]. Pennsylvania: ASTM International, 2016.
- [13] ASTM International. Standard test method for flatwise tensile strength of sandwich constructions: ASTM C297/C297M-16[S]. Pennsylvania: ASTM International, 2016.
- [14] ASTM International. Standard test method for shear properties of sandwich core materials: ASTM C273/C273M-11[S]. Pennsylvania: ASTM International, 2011.
- [15] 刘斌, 徐绯, 菊池正纪, 等. 斜胶接CFRP的冲击损伤容限研究[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(6): 870-876.
- LIU Bin, XU Fei, KIKUCHI Masanori, et al. Study on impact damage tolerance of scarf bonded CFRP[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(6): 870-876. (in Chinese)
- [16] LIU Bin, XU Fei, FENG Wei, et al. Experiment and design methods of composite scarf repair for primary-load bearing structures[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 88: 27-38.

作者简介:

蔡豫晋(1993—),女,硕士,工程师。主要研究方向:复合材料工程。

徐伟伟(1988—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:复合材料工程。

文友谊(1963—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:复合材料工程。

向 栋(1999—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构力学,复合材料吸湿失效。

李 博(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:复合材料工程。

宋志梅(1989—),女,硕士,工程师。主要研究方向:复合材料工程。

刘 斌(1986—),男,博士,副研究员。主要研究方向:飞行器结构设计,复合材料损伤力学,陶瓷基复合材料力学。

徐 绯(1970—),女,博士,教授。主要研究方向:SPH无网格并行计算方法及其工程应用,复合材料修补结构设计及其理论试验分析方法,冲击载荷下材料/结构的失效问题。

(编辑:丛艳娟)