

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2017.07.012

蜂窝夹层共形承载天线结构剪切性能的试验与模拟

段苗苗¹, 贾坤荣¹, 宋千光²

(1. 西安工程大学理学院, 西安 710048; 2. 天津航天瑞莱科技有限公司西安分部, 西安 710025)

摘要:对玻璃钢蜂窝夹层共形承载天线结构设计了常温面内剪切试验,采用三明治夹芯板理论和分离式实体建模方法,利用 ABAQUS 软件建立其与试验相符的有限元模型,并基于各向异性材料最大应力准则,使用 USDFLD 定义蜂窝芯失效准则。结果表明:试验获得了此类结构关键性的剪切强度和刚度数据;模拟方法能准确地模拟结构的刚度和强度,从而验证了此类结构在面内剪切载荷下的适应性,为此类结构的使用提供了参考数据,也为此类结构提供了一种较为准确和可靠的模拟计算方法。

关键词:蜂窝夹层;共形承载天线;面内剪切;ABAQUS;破坏机理

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2017)07-0061-04

Test and Simulation of Shear Performance of Honeycomb Sandwich Conformal Load-bearing Antenna Structure

Duan Miaomiao¹, Jia Kunrong¹, Song Qiangguang²

(1. College of Sciences, Xi'an Polytechnic University, Xi'an 710048, China;

2. Xi'an Branch, Tianjin Aerospace Reliability Technology Co., Ltd, Xi'an 710025, China)

Abstract : Conformal load-bearing antenna structure (CLAS) with glassfiber-reinforced plastics (FRP) skins and NOMEX core was subjected to the in-plane shear experiment at room temperature. The finite element model was established with sandwich plate theory and separate entity modeling method by ABAQUS, defining failure model of the honeycomb core with USDFLD based on the maximum stress criterion of anisotropic material. The results show that the critical shear strength and stiffness data of such structure are obtained. Simulation method can accurately simulate the structure stiffness and strength, thus the adaptability of this structure is verified under in-plane shear load, providing reference data for the use of such a structure, and also provides a more accurate and reliable numerical simulation method for such a structure.

Keywords : honeycomb sandwich ; conformal load-bearing antenna ; in-plane shear ; ABAQUS ; failure mechanism

共形承载天线结构 (CLAS) 是一种兼具力学承载和天线功能的夹层复合材料结构,已有学者在 CLAS 的应用、设计和试验等方面开展了研究^[1-5]。国内在这方面的研究还比较少,哈尔滨工业大学戴洪福团队^[5]设计并制备了共形承载一体化的埋微带天线蜂窝夹层结构,并利用有限元方法结合实验分析了该结构的力学和电磁性能。蜂窝夹层共形承载天线结构是将微型天线嵌入蜂窝夹层结构体中,然后将这种结构作为蒙皮直接用在机身结构上,与传统布置在飞机表面的天线相比,它将天线与结构集成为一体,保持了原结构比强度高、比模量大^[6]、隔热、透波等一系列优异的性能,还具有不影响结构的气动外形、灵活的安装位置以及兼具承载能力和电磁性能等优点,提高了结构的利用效率和天线性能^[1-4]。随着研究的深入与发展,共形承载天线必将在航空航天等领域拥有广阔的应用前景。

尽管共形承载天线结构具有诸多优点,但结构

中由于有了天线的嵌入,蜂窝夹层结构的刚度、强度将会受到影响,特别是对于蜂窝芯结构,天线的插入造成了蜂窝芯的原始损伤,严重影响其面外抗剪能力^[7-8]。而且蜂窝夹层共形天线结构在实际使用中通常安装在飞机机翼、尾翼、垂尾等部位,并与这些部位融为一体且暴露在外。飞机飞行过程中,在共形天线安装的这些位置经常受到弯曲、压缩、剪切等作用,这些部位上结构的承载能力对飞行器的安全性极其重要,所以对这种新型结构进行刚度、强度摸底实验以确定其承载能力和失效模式,另外再建立其有效的预测模型算法是十分有必要的。

基于此,笔者针对玻璃钢蜂窝夹层共形承载天线结构设计了常温面内剪切试验,采用三明治夹芯板理论和分离式实体建模方法,利用 ABAQUS 软件建立了与实验相符的有限元模型,并基于各向异

联系人:段苗苗,博士,主要从事复合材料研究

收稿日期:2017-05-01

模型的边界条件和试验一致,定义为下端销子固定,上端销子给定位移载荷,左右两端销子只约束法向位移,销子和夹具之间定义接触;夹具和试验件接触面、天线与蜂窝芯之间均定义 tie 耦合接触。

$$E_1 = \frac{4}{\sqrt{3}} E_s (1 - 3 \frac{T^2}{L^2}) \frac{T^3}{L^3} \quad (1)$$

$$E_2 = \frac{4}{\sqrt{3}} E_s (1 - \frac{5}{3} \frac{T^2}{L^2}) \frac{T^3}{L^3} \quad (2)$$

$$E_3 = E_s \frac{T}{L} \quad (3)$$

$$G_{12} = \frac{1}{\sqrt{3}} E_s \frac{T^3}{L^3} \quad (4)$$

$$G_{13} = G_{23} = \frac{1}{\sqrt{3}} G_s \frac{T}{L} \quad (5)$$

$$\nu_1 = 1 - 4 \frac{T^2}{L^2}, \nu_2 = 1 - \frac{8}{3} \frac{T^2}{L^2} \quad (6)$$

式中: T 为蜂窝壁厚; L 为蜂格边长; E_s , G_s 分别为蜂窝纸的弹性常数。本试验件中 $T=0.1$ mm, $L=2.75$ mm, $E_s=3$ GPa, $G_s=1.26$ GPa。

表 1 材料力学性能

种类	E_1 / MPa	E_2 / MPa	E_3 / MPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12} / MPa	G_{13} / MPa	G_{23} / MPa
复合板	24 000	21 000	15 000	0.18	0.2	0.2	3 500	4 000	4 000
蜂窝芯	0.33	0.35	109.1	0.99	0.1	0.3	0.08	26.45	26.45

表 2 FM-73M 胶层界面参数

$K_{nn}=K_{ss}=K_{tt}$ / GPa	t_n^0 / MPa	$t_s^0 = t_t^0$ / MPa	G_n / (N · mm ⁻¹)	$G_s=G_t$ / (N · mm ⁻¹)
1 000	3	2	0.243	0.514

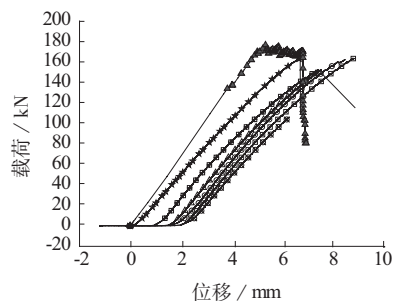
表 2 中, K_{nn} , K_{ss} , K_{tt} 表示胶层的刚度, t_i^0 ($i=n, s, t$) 分别为胶层的法向强度及面内两个方向的剪切强度, G_i ($i=n, s, t$) 分别为胶层法向及面内两个方向的断裂能。

3 试验与模拟结果对比分析

3.1 失效模式与失效载荷分析

五件假件、真件与有限元模拟载荷-位移曲线如图 5 所示。五件假件的平均失效载荷为 158.9 kN, 有限元模拟失效载荷为 176.2 kN。试验件典型破坏模式如图 6 和图 7 所示。由图 5 可知: 假件剪切破坏载荷较均匀, 载荷位移曲线后期呈现微小非线性, 结构刚度越来越小, 这是由于剪切试验件特殊的非对称结构, 又在加载过程中的屈曲变形导致的; 但曲线一致性连续性很好, 属于脆性断裂; 真件在最大试验载荷前的载荷位移曲线与假件一致性也很好, 说明真实天线的加入对结构整体刚度影响不大。从图 6 和图 7 可知: 试件垂直方向受拉应力的作用而产生裂纹, 水平方向受压应力作用而屈曲产生褶皱, 破坏时内部蜂窝也由于面板向外扩张产生的拉

应力而断裂; 对比图 6 和图 7 中有限元失效形式和试验失效形式非常一致, 包括其起始失效位置和失效扩展方式以及最终失效模式。



*1#; △2#; ○3#; ▽4#; ◇5#; ■真件; ▲FEM

图 5 剪切试验的载荷-位移曲线

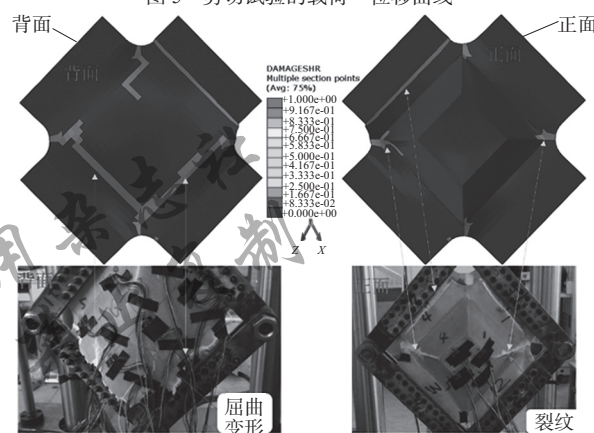


图 6 试验件正面和背面有限元模型应力失效云图

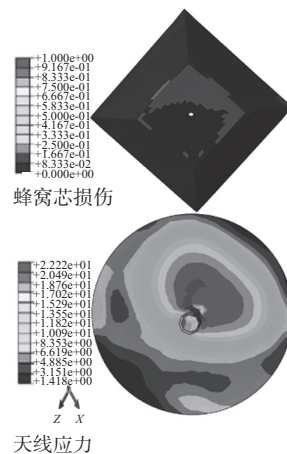


图 7 蜂窝芯和天线有限元模型应力失效云图

以 4# 试验件为例, 考察其载荷应变数据, 由于结构背面的面内对称性, 取 0° 方向 16, 26, 29, 36 四点 (标记为 4-16, 4-26, 4-29, 4-36), 90° 方向 14, 24, 27, 34 四点 (标记为 4-14, 4-24, 4-27, 4-34) 共八点为例, 其载荷应变曲线如图 8 所示。由图 8 可见: 最大拉伸应变出现在 A 区域 14 号点, 沿 AB 斜向递减, 到 B 区域 34 号点几乎一直为零; 但最大压缩应变出现在 B 区域 36 号点, 沿 BA 斜向递减, 到 A

区域16号点几乎一直为零,这说明试件A、D角域拉伸应力最大,AD水平轴线主要承担拉伸荷载,而B、C角域压缩应力最大,BC轴线主要承担压缩荷载,这也与其破坏模式相吻合,正是这样的受力形式导致了相应位置的裂纹产生。

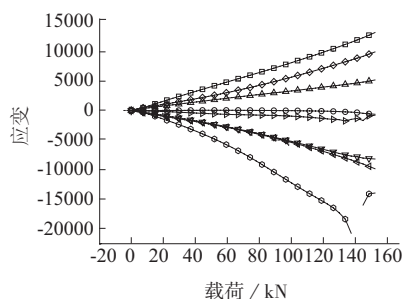


图8 4[#]试验件应变-载荷曲线

3.2 有限元结果分析

做3[#]试验件与模拟载荷位移曲线如图9所示,图9中有不同时刻模型的剪切损伤变量 d_s 的分布云图,剪切损伤变量的表达式为^[12]:

$$d_s = 1 - (1 - d_f^t)(1 - d_f^c)(1 - d_m^t)(1 - d_m^c) \quad (7)$$

上式中 d_f^t , d_f^c , d_m^t , d_m^c 分别代表纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩损伤变量,它们的具体表达式见Hashin损伤准则。

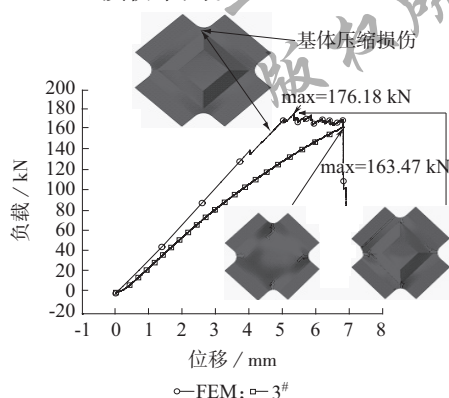


图9 有限元计算与试验载荷位移曲线对比

由图9可见,模拟曲线刚度较大,主要原因是夹具与试验件支持端采用tie连接,增大了试验件的局部刚度。初始损伤发生在加载角,是由于基体压缩损伤引起,使得载荷下降但后继增加;最大载荷时,试验件四角都已经剪切损伤,然后载荷略微下降出现反复波动的平台段,这个阶段模拟失效不断扩展,裂纹进一步增长,对应试验过程为屈曲阶段;模拟失效模式最终如图6所示,然后载荷陡降,对应试验的脆性破坏。经分析,最终失效时剪切损伤主要是由纤维拉伸损伤和基体压缩损伤组合而成;由图7

可见,蜂窝芯主要发生了厚度方向的拉伸损伤,是由于面板剪切屈曲向面外扩张,造成蜂窝芯厚度方向的拉伸应力;天线应力水平很低,最大应力位于巴伦与辐射面交界处,是由于后面板变形使天线辐射面发生弯曲变形,但蜂窝芯又限制了巴伦的变形,所以其应力水平较低。通过对比真件实验前与实验后天线电磁性能检测结果,发现真件在达到假件平均破坏载荷67%的载荷水平下,结构无损伤,天线各项性能并未有明显变化,天线功能依旧完好,说明此结构达到了共形承载天线结构既能承载又有天线功能的要求。

4 结论

(1) 对玻璃钢蜂窝夹层共形天线承载结构设计了面内剪切试验,获得了结构的强度、刚度数据以及失效模式:发现此种结构的损伤演化进程首先是试验件四角产生裂纹,进而后面板发生屈曲变形,随着变形增大,裂纹进一步增多,最后脆性破坏;载荷位移曲线斜率越来越小,表现为随着损伤和屈曲变形的出现和演化,结构刚度减小并重分配。

(2) 采用有限元方法,将蜂窝夹层结构等效为三明治结构,采用三明治夹芯板理论和分离式实体建模方法,并基于各向异性材料最大应力准则,利用USDFLD定义蜂窝芯失效模型,准确地模拟出结构的强度和刚度。发现最终损伤主要由纤维拉伸损伤和基体压缩损伤组合而成的剪切损伤引起。结果说明此模拟方法能较好地预测此类结构的力学特性,具有较好的准确性和适用性。

(3) 通过对比真件与假件的载荷位移曲线,发现真件承受住了预期载荷的考验且真假件的结构整体刚度基本相同。天线的有限元计算结果显示应力水平很低,变形很小;且真件试验后的天线电磁性能测试显示天线功能完好,说明这种结构完好地实现了共形承载天线的预期目标功能,为此类结构的推广使用提供了良好依据。

参考文献

- [1] Jim T, Allen L, Kevin A, et al. Conformal load-bearing antenna structure [J]. AIAA Meeting Papers on Disc, 1996(44):836-843.
- [2] 朱松. 共形天线的发展及其电子战应用 [J]. 中国电子科学研究院学报, 2007, 2(6):562-567.
Zhu Song. Development of conformal antenna and its ew applications [J]. Journal of CAEIT, 2007, 2(6):562-567.
- [3] Callus P J. Conformal load-bearing antenna structure for Australian defence force aircraft [J]. DSTO Platforms Sciences Laboratory, 2007.

- [2] 章令晖,李甲申,韩宇,等. 复合材料成型模具研究进展[J]. 航天制造技术,2013(1):13-17.
Zhang Linghui, Li Jiashen, Han Yu, et al. The progress of research on composite forming mould[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2013(1):13-17.
- [3] 朱飞宇. 复合材料成型模具的开发与应用[J]. 湖南农机,2014, 41(8):42-43.
Zhu Feiyu. Development and application of composite forming die[J]. Hunan Agricultural Machinery, 2014, 41(8):42-43.
- [4] 刘海鑫,唐泽辉,刘归,等. 复合材料发射箱的模具设计[J]. 玻璃钢/复合材料,2016(3):75-78.
Liu Haixin, Tang Zehui, Liu Gui, et al. Mould design of the composite launch box[J]. FRP/CM, 2016(3):75-78.
- [5] 石磊,徐晋伟,柴朋军. 复合材料变截面进气道模具设计及工艺方案研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2016(5):91-93.
Shi Lei, Xu Jinwei, Chai Pengjun. Study on mould design and process plan of the variable cross section composite inlet duct[J]. FRP/CM, 2016(5):91-93.
- [6] 杜志龙,邱佳斌,闵小俊. 新型水溶芯材料的研制[J]. 塑料工业, 2004, 32(11):55-56.
Du Zhilong, Qiu Guibin, Min Xiaojun. Investigation of neo-water-soluble core formulation for investment casting[J]. China Plastics Industry, 2004, 32(11):55-56.
- [7] 张胜利,韩建平等. 大长径比壳体芯模防裂技术[J]. 玻璃钢/复合材料,2013(3):84-88.
Zhang Shengli, Han Jianping. Crack preventing technology of the large L/D ratio case mandrel[J]. FRP/CM, 2013(3):84-88.
- [8] 仝建峰,王玲等. 用于复杂形状复合材料制造的水溶性芯模材料[J]. 航空制造技术,2009(14):94-97.
Tong Jianfeng, Wang Ling. Water soluble core material for manufacturing of the complex composite component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(14):94-97.
- [9] 张芳,殷永霞,谭放,等. 一种新型水溶性芯模的制备和性能[J]. 宇航材料工艺,2013(4):55-66.
Zhang Fang, Yin Yongxia, Tan Fang, et al. Preparation and properties of a new water soluble core[J]. Aerospace materials & Technology, 2013(4):55-66.
- [10] Ma Li. Water soluble tooling materials technology for the manufacturing of hollow-structure parts[J]. Sampe Journal, 2007, 43(5):24-33.
- [11] Vaidyanathan R. Water soluble tooling materials for complex polymer composites components and honeycombs[J]. Sampe Journal, 2007, 43(5):24-33.
- [12] 孟祥武,郑志才,孙士祥,等. 水溶性砂芯模材料在成型复合材料壳体中的应用[J]. 工程塑料应用,2016(12):43-47.
Meng Xiangwu, Zheng Zhicai, Sun Shixiang, et al. Application of water soluble core material in molding a composite case[J]. Engineering Plastics Application, 2016(12):43-47.
- =====
- (上接第 64 页)
- [4] You C S, Kim D, Cho S, et al. Impact behavior of composite antenna array that is conformed around cylindrical bodies[J]. Composites Science and Technology, 2010, 70:627-632.
- [5] 戴福洪,王广宁. 埋微带天线蜂窝夹层结构的力电性能分析[J]. 复合材料学报,2011,28(2):231-234.
Dai Fuhong, Wang Guangning. Analysis of mechanical and electric performance of honeycomb sandwich structures embedded with the micro strip antenna[J]. Acta Material Composite Sinica, 2011, 28(2):231-234.
- [6] 刘杰,郝巍,孟江燕. 蜂窝夹层结构复合材料应用研究进展[J]. 宇航材料工艺,2013(3):25-29.
Liu Jie, Hao Wei, Meng Jiangyan. Progress in applied research of honeycomb sandwich composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 2013(3):25-29.
- [7] Roy R, Nguyen K H, Park Y B, et al. Testing and modeling of Nomex™ honeycomb sandwich panels with boltinsert[J]. Composites Part B:Engineering, 2014, 56:762-769.
- [8] 赵鹏成. 含缺陷复合材料蜂窝夹层结构力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学,2009.
- Zhao Pengcheng. Mechanical properties of honeycomb sandwich composite material with debond [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2009.
- [9] 富明慧,尹久仁. 蜂窝芯层的等效弹性常数[J]. 力学学报,1999, 31(1):113-118.
Fu Minghui, Yin Jiuren. Equivalent elastic parameters of the honeycomb core[J]. Acta Mechanica Sinica, 1999, 31(1):113-118.
- [10] Rene R, Sung-Jun P, Jin-Hwe K, et al. Characterization of nomex honeycomb core constituent material mechanical properties[J]. Composite Structures, 2014(117):255-266.
- [11] 陈祥宝. 聚合物基复合材料手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004:328-333.
Chen Xiangbao. Manual polymer-based composite[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2004:328-333.
- [12] 王毅,韩光平,冯锡兰. 复合材料层合板疲劳损伤研究[J]. 热加工工艺,2013,42(10):129-130.
Wang Yi, Han Guangping, Feng Xilan. Fatigue damage evolution of composite laminate[J]. Hot Working Technology, 2013, 42(10):129-130.