复合材料面板全高度蜂窝翼面结构分析

万　爽[1]　解海鸥[1]　张　涛[1]　崔深山[1]　仝凌云[2]

（1　中国运载火箭技术研究院 研究发展中心，北京　100076）

（2　航天材料及工艺研究所，北京　100076）

文　摘　针对复合材料面板全高度蜂窝夹层翼面结构，基于MSC. Patran/Nastran创建了翼面有限元模型，对均布载荷作用下的结构进行了仿真分析。结果表明：翼面结构最大位移2. 79 mm，曲屈载荷33. 7 kN。工程方法计算得到翼面结构曲屈应变1 308. 6 $\mu\varepsilon$。静强度试验中实测翼面最大位移2. 81 mm。理论与试验相结合的方式分析夹层翼面结构，最大位移值偏差约0. 7%，证明了仿真分析模型的合理性，为该类型结构的工程应用提供了一定的参考。

关键词　全高度蜂窝，翼面，研制，仿真分析，试验验证

中图分类号：V19　　DOI：10. 12044/j. issn. 1007-2330. 2019. 01. 006

Structure of Full Height Composite Honeycomb Wing

WAN Shuang[1]　XIE Haiou[1]　ZHANG Tao[1]　CUI Shenshan[1]　TONG Lingyun[2]

（1　China Academy of Launch Vehicle Technology，Beijing　100076）

（2　Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology，Beijing　100076）

Abstract　For the full-height honeycomb sandwich airfoil of composite panel，the finite element model of the airfoil was created based on MSC. Patran/Nastran. The structure under uniform load was simulated and analyzed. The results show that maximum displacement of the structure is 2. 79 mm，and the flexural load is 33. 7 kN. At the same time，the structural flexural strain 1 308. 6 $\mu\varepsilon$ is calculated by engineering method. The maximum displacement of the measured airfoil in the static strength test is 2. 81 mm. The theoretical and experimental methods are combined to analyze the airfoil of the sandwich structure. The maximum displacement value deviation is about 0. 7%，which proves the rationality of the simulation analysis model and provides a reference for the engineering application of this type of structure.

Key words　Full height honeycomb，Wing，Manufacture，Simulation analysis，Verify

0　引言

夹芯结构具有比强度和比刚度高的特点，在磁、热等方面也具有相当好的性能[1]，能够满足现代高科技领域的应用需求，在航天航空等行业中被广泛使用[2-3]。对于热压罐成型蜂窝夹层复合材料结构，主要有共胶接和共固化两种工艺方案[4]。由于夹芯结构本身的复杂性，其力学性能分析和计算成为了一个比较重要的课题[5]。

本文根据结构特点及其受载形式，以碳纤维树脂基复合材料全高度蜂窝翼面为研究对象，设计层合板铺层，建立有限元模型并开展分析，得到翼面结构应变与位移分布，同时开展静强度试验，验证有限元分析结果的准确性。

1　翼面结构

夹芯结构是具有高比刚度的结构，减重效果十分明显。机翼翼面结构的主要传力路线：由前梁腹板、后梁腹板、前墙腹板及蜂窝来承受剪切力，上、下壁板和梁缘条来承受弯曲正应力，前梁、后梁、前墙及上、下壁板组成的封闭翼盒结构来承受扭矩。翼面结构如图1所示。

结构尺寸约900 mm×703 mm×237 mm，复合材料零件主要采用MT300-3K/603A单向带，芯材采用

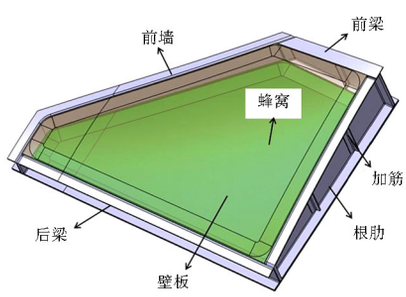


图1　翼面结构示意图

Fig. 1　Diagram of wing structure

收稿日期：2018-09-25

第一作者简介：万爽，1984年出生，硕士，工程师，主要从事航天器载荷与力学环境总体设计工作。E-mail：cuishenshan5@126. com

Nomex 蜂窝 NH-1-2.75-56，复合材料层合板铺层序列如表 1 所示。

表 1　翼面详细铺层设计

Tab. 1　The design wing detail pavement

位置	铺层方向	层数	厚/mm
壁板加强区	$[+45/0/90/0/-45/+45/0/-45/+45/-45/0/+45/-45/90/0]_s$	30	4.5
壁板一般区	$[+45/90/-45/0/+45/0/-45/0]_s$	16	2.4
梁、肋腹板	$[+45/-45/90/+45/-45/+45/-45/0]_s$	16	2.4
梁、肋缘条	$[+45/0/-45/0/90/0/+45/-45/90/+45/-45/+45/-45/0]_s$	28	4.2
加筋	$[+45/90/-45/0/+45/90/-45/0]_s$	16	2.4

2　仿真分析

2.1　有限元模型

采用 MSC. Patran/Nastran 对复合材料翼面进行仿真分析。对于薄壳结构采用 Quad4 划分网格[6]，赋予 2Dshell 单元属性，蜂窝采用 HEXA 单元，有限元模型如图 2 所示。根肋固支处约束 123456 自由度，对翼面进行静强度分析，用分布载荷模拟气动力工况。

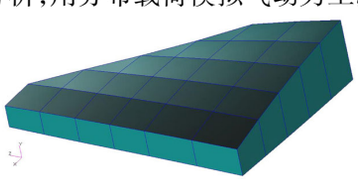


图 2　翼面有限元模型

Fig. 2　Finite element model of the wing

2.2　仿真分析

以 15 kN 载荷为例给出翼面应变及位移云图，如图 3 所示为拉应变云图，最大拉应变 465 $\mu\varepsilon$；图 4 压应变云图，最大压应变 457 $\mu\varepsilon$；图 5 所示为位移云图，最大位移 2.79 mm。

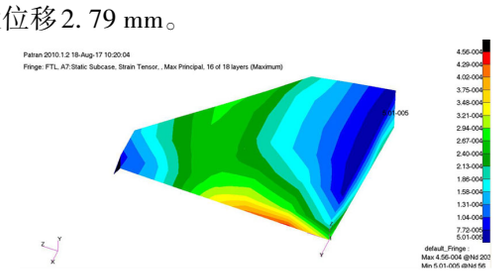


图 3　拉应变云图

Fig. 3　Pull strain cloud

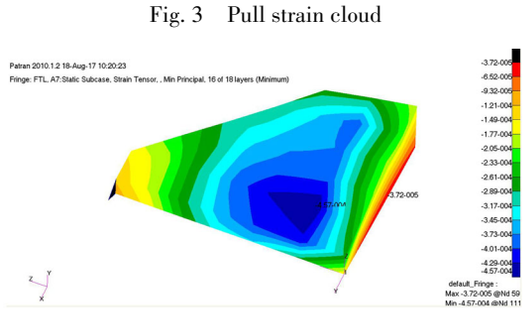


图 4　压应变云图

Fig. 4　Pressure strain cloud

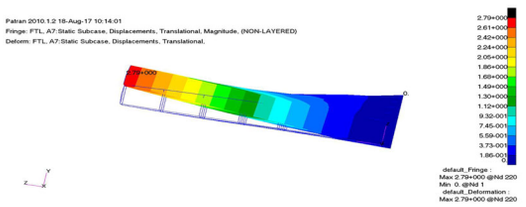


图 5　位移云图

Fig. 5　Displacement cloud

屈曲分析结果表明，该翼面屈曲载荷约 33.7 kN，如图 6 所示。

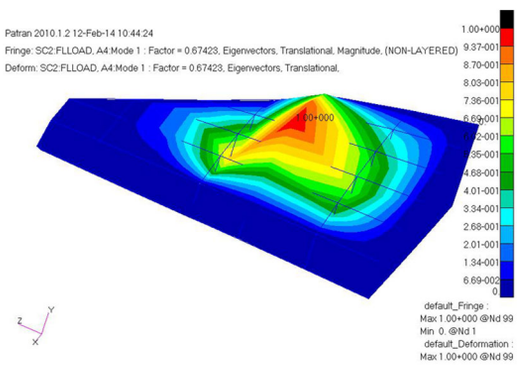


图 6　屈曲云图

Fig. 6　Buck plot

3　工程估算

由单层材料性能推导层合板的刚度特性[7]见图 7。

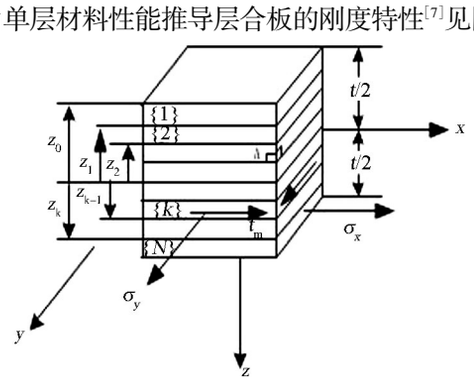


图 7　层合板刚度分析模型

Fig. 7　Analysis model of laminated stiffness

参考经典复合材料板层理论，可以求出对称均衡层合板工程常数[8]如下：

$$E_x = \left(A_{11}A_{12} - A_{12}^2\right)/hA_{22} = 64.9\text{GPa} \tag{1}$$

$$E_y = \left(A_{22}A_{11} - A_{12}^2\right)/hA_{11} = 36.9\text{GPa} \tag{2}$$

$$\nu_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}} = 0.441 \tag{3}$$

蜂窝夹层板稳总体失稳应变为

$$\varepsilon_{cr} = \frac{\sigma_{cr}}{E_x} = \mathrm{K}\frac{\pi^2(h+t)^2}{4b^2(1-\nu_{xy}^2)} \tag{4}$$

式中，K 为稳定性系数，h 为蜂窝高度，t 为层合板厚度，b 为加载边长，计算得：

$$\varepsilon_{cr} = 1308.6\,\mu\varepsilon \tag{5}$$

由计算结果可以看出，此蜂窝结构面板失稳应变

小于层合板材料强度破坏应变，结构首先发生屈曲破坏，该工程估算与有限元分析结论一致。此外，面板失稳应变与层合板材料强度破坏值差距很大，说明该试验件过早发生失稳，并没有充分发挥材料的强度性能，还可以通过增强稳定性进一步提升结构承载效率。

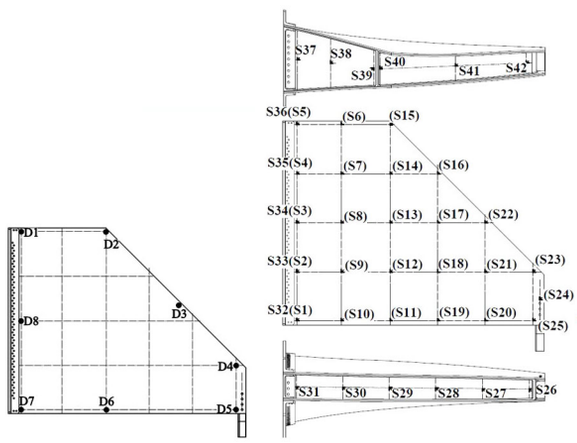
3 试验考核

3.1 试验方法

用试验工装将翼面结构固定在承力墙上，通过在试验件表面铺砂袋来模拟气动载荷。考虑均布气动载荷朝下，为保证砂袋的顺利铺设，试验中将翼面结构的上表面（带曲率的表面）朝下（文中仍将带大曲率表面称为翼面结构的上表面）。正式加载时，按照分级加载的方法，每级递增 1 kN，按照加载载荷要求加至 15 kN，逐级记录应变和位移。

3.2 测量要求

翼面结构的位移测点及贴片如图 8 所示。



(a) 位移测点　　(b) 贴片

图 8　翼面结构试验件贴片图

Fig. 8　Test pieces and displacement measurements of wing sturcture

3.3 结果分析与讨论

在均布气动载荷作用下，随着载荷的增加，翼面结构上表面的位移均成线性增加，表明翼面结构在 15 kN 均布气动载荷以内仍处在线性阶段。位移测点 D4 位移最大，且载荷为 15 kN 时，位移达到 2.81 mm，此时仿真分析位移为 2.79 mm，与试验结果较为接近；位移测点 D1 的位移最小，载荷为 15 kN 时，其位移仅为 0.16 mm，变形很小。在均布气动载荷下，翼面结构上表面的位移按照 D4、D5、D3、D6、D2、D7、D8、D1 的顺序依次递减。结果显示，接近于固定端的 D7、D8、D1 位移均较小，远离固定端的 D4、D5 位移最大，且相差较小，如图 9 所示。由图 10 可知，在均布气动载荷下，翼面结构上表面纵向中线处的纵向应变均为负值，结构表现为纵向收缩；曲率较大处 S8 的应变仍然最大，在均布气动载荷为 15 kN 时，达到 226 $\mu\varepsilon$，自由端边缘处 S22 的应变仍为最小，在均布气动载荷为 15 kN 时，其应变为 17 $\mu\varepsilon$。

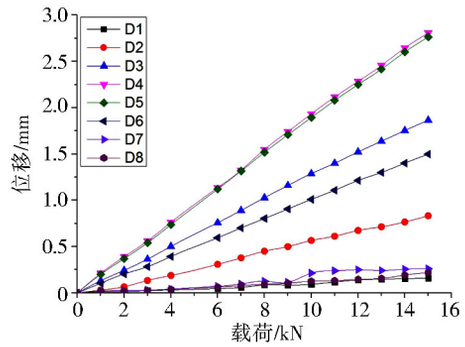


图 9　上表面位移

Fig. 9　Upper surface displacement

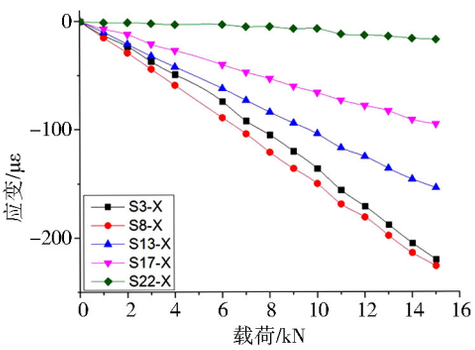


图 10　上表面纵向中线处纵向应变

Fig. 10　Longitudinal strain at longitudinal midline of upper surface

4 结论

（1）采用 MSC. Patran/Nastran 板壳单元创建了全高度蜂窝翼面有限元模型，对该模型进行计算，得到翼面结构最大位移 2.79 mm，曲屈载荷 33.7 kN，工程估算方法分析曲屈应变为 1308.6 $\mu\varepsilon$，小于静强度破坏应变值，得到的破坏模式同样为曲屈破坏；（2）翼面结构静强度试验考核表明实测全高度蜂窝夹层翼面的最大位移 2.81 mm；（3）实物承载试验结果与理论分析位移偏差约 0.7%，验证了复合材料全高度蜂窝翼面有限元模型仿真分析的合理性，使得该方法可为相似结构的强度刚度分析提供参考。

参考文献

[1] 杨亚政，杨嘉陵，曾涛，等. 轻质多孔材料研究进展[J]. 力学季刊，2007，28(4)：503-516.

[2] 吴雨潇. 复合材料层合面层蜂窝夹芯结构的协同优化[D]. 广州：暨南大学，2014：1.

[3] 邹国发，龙国荣，万建平，等. 某型飞机复合材料蜂窝夹层结构水平尾翼的研制[C]. 南京：复合材料技术发展研讨会会议论文集，2005：85-89.

[4] 闫超，徐伟伟，冷卫红，等. 曲率型面蜂窝夹芯复合材料成型工艺研究[C]. 厦门：第十八届全国复合材料学术会议论文集，2014：165-167.

[5] 付立英，王维扬. 卫星用蜂窝夹层板的等效计算及实验研究[J]. 科学技术与工程，2008，8(23)：6429-6432.

[6] 王天舒. 蜂窝复合材料舱体及其结构件的仿真与优化[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2013：36-38.

[7] 杨乃宾，章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京：航空工业出版社，2002：48-49.

[8] 陈业标，汪海，陈秀华. 飞机复合材料结构强度分析[M]. 上海：上海交通大学出版社，2011：76-77.