

全复合材料主承力梁结构研制与分析验证

崔深山¹ 万爽¹ 张涛¹ 仝凌云² 房冬青³

(1 中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

(2 航天材料及工艺研究所,北京 100076)

(3 首都航天机械公司,北京 100076)

文 摘 根据结构特点和受力特性,研制了一种全复合材料主承力梁结构。给出了主梁的铺层设计,详述了其成形工艺。基于 MSC. Patran/Nastran 建立了主梁有限元分析模型,采用线性求解器对多级载荷作用下的主梁进行了静强度分析,给出了结构应变与位移结果。同时设计了强度试验方案,对主梁结构进行了静强度试验验证,采集了应变与位移信息,确定了结构的响应。结果表明,全复合材料主承力梁结构满足强度设计要求,为复合材料应用于主承力结构提供了依据。

关键词 复合材料,主承力梁,研制,有限元分析,验证

中图分类号:TB33

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.01.008

Manufacture and Verify of Composite Main Loading-Bearing Beam

CUI Shenshan¹ WAN Shuang¹ ZHANG Tao¹ TONG Lingyun² FANG Dongqing³

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

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

(3 Capital Aerospace Machinery Company, Beijing 100076)

Abstract According to the structural characteristics and mechanical characteristics, we developed a composite main loadin-bearing beam structure. This paper presents the design of the main beam overlay detailing its forming process. Based MSC. Patran/Nastran establish a main beam finite element analysis model using linear solver main under multi-level load beam static strength analysis, it shows the structure of the strain and displacement results. While the design of the strength test program, the main beam structure static strength test was verified, strain and displacement information was collected to determine the response of the structure. The results show that composite main loading-bearing beam structure design meets the strength requirements, and provide reliable data for the composite materials used in primary load-bearing structure.

Key words Composite, Main loading-bearing beam, Manufacture, Finite element analysis, Verify

0 引言

先进复合材料具有的优异特性使其对于飞行器结构减重具有重要的意义^[1]。美国自 20 世纪 80 年代末开始进行的先进复合材料技术发展计划(ACT)中,特别重视飞行器结构复合材料技术的发展,应用新的设计、材料、制造概念和技术以开发低成本、高减重效率的结构件^[2]。无论单块式、梁式还是混合式机翼都要设置翼梁,翼梁主要承受剪力和弯矩,它是机翼主要的纵向受力构件^[3]。采用复合材料设计翼梁可在降低质量的同时大大提高翼面刚度。程立平

等研究了压电复合材料梁和板的变形控制问题^[4]。姜文光等用截面变形耦合有限元法分析了复合材料梁^[5],简化了复合材料梁分析。黄立新等分析了各向异性复合材料梁,讨论了材料各向异性、弹性主轴方向等对结果的影响^[6]。

本文根据结构受力特性,以碳纤维树脂基复合材料主承力梁为研究对象,设计其铺层序列与工艺流程,采用 MSC. Patran/Nastran 进行有限元仿真分析,得到其应变分布与变形情况,同时实施静强度试验,验证有限元分析结果,完成新型全复合材料主承力翼

收稿日期:2015-10-26

基金项目:国防基础科研计划(A0320131001)

作者简介:崔深山,1986 年出生,工程师,主要从事复合材料结构设计与产品研发工作。E-mail:cuishenshan5@126.com

梁设计、分析、制造与试验验证的全周期研制工作,为复合材料应用于主承力结构提供依据。

1 主梁结构研制

1.1 结构设计

主梁是极为重要的承载构件,设计中要求在保证强度、刚度的前提下质量尽可能轻。这就需要将缘条材料置于远离中性轴的位置以增大梁的剖面惯性矩,提高结构效率。文中采用腹板式翼梁,腹板式翼梁构造简单,受力特性好,其缘条以承受轴向拉压方式承弯,腹板承剪。为提高腹板稳定性设计了加强筋,其采用胶接置于主梁腹板上。为降低转角及变厚度区域应变,翼梁构件转角处相应设计了圆角以降低应力集中,翼梁变厚度区域变化斜度均小于 10° ,可以有效降低因减层造成的应力集中。研究的机翼主梁如

图1所示,整体尺寸约为 $1\ 500\text{ mm}\times 260\text{ mm}\times 90\text{ mm}$,复合材料制件主要采用MT300-3K/603A单向带材料,铺层序列如表1所示。

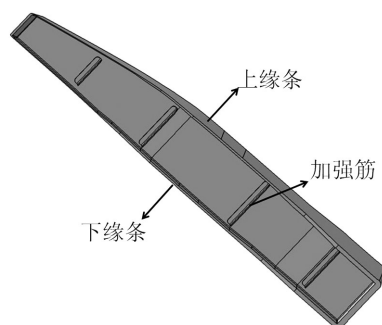


图1 主梁结构示意图

Fig.1 Schematic structure of the main girder

表1 梁详细铺层设计

Tab.1 Details the main beam overlay design

位置	铺层方向	层数	厚度/mm
腹板Ⅰ区	$[+45/90/-45/+45/-45/0/+45/-45/+45/-45/90/-45/+45/-45/0/-45/+45/90/+45/-45/+45/0]_s$	64	9.6
腹板Ⅱ区	$[+45/-45/0/-45/+45/90/+45/-45/90/-45/+45/-45/+45/-45/+45/0]_s$	32	4.8
腹板Ⅲ区	$[+45/-45/90/+45/-45/+45/-45/0]_s$	16	2.4
缘条Ⅰ区	$[+45/0/-45/0/-45/0/+45/0/+45/0/90/0/+45/0/-45/0/+45/0/90/0/-45/0/-45/0/+45/0/90/0/90/0/-45/0]_s$	64	9.6
缘条Ⅱ区	$[+45/0/-45/0/+45/0/-45/0/90/0/+45/0/90/0-45/0]_s$	32	4.8
缘条Ⅲ区	$[+45/0/-45/0/90/0]_s$	12	1.8
加筋	$[+45/90/-45/0/+45/90/-45/0]_s$	16	2.4

1.2 模具设计

主梁上、下缘条均为双曲率外形面,形状较为复杂。将带大曲度的缘条称为上缘条,另一侧称为下缘条。模具设计是复杂结构成形的关键,其设计与制造水平对零件最终能否满足质量要求影响巨大。通过开展模具材料筛选以及其与机体复合材料固化变形匹配性等研究,最终确定机翼主梁采用阴、阳组合模具结构形式,材料为Q345钢材,继而进行复杂耐高温模具结构设计及加工,如图2所示。

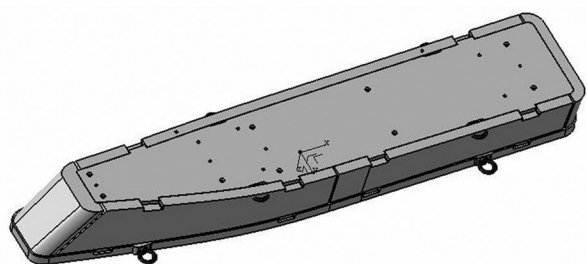


图2 机翼主梁阴阳组合模具结构

Fig.2 Wing main beam yin and yang combination mold structure

1.3 工艺路线

机翼主梁为双曲率外形面,主体截面呈工字型且两端封闭,构型较为复杂。将现有的热压罐成形及软模辅助成形工艺进行对比分析,优先选择具有质量好、成本低、生产效率高等优势的热压罐成形工艺。宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第1期

由于主梁前端斜角角度偏大,不同角度预浸料铺层时,难以保证纤维铺层方向偏差 $\pm 3^\circ$ 的公差要求,在机翼主梁优化分析基础上,利用三维数字化设计及仿真,确定了铺层的定位基准、对铺层进行了合理布局及铺层质量过程控制,优化了主梁成形工艺参数,确定了机翼主梁成形工艺,形成了机翼主梁典型件成形工艺规范,能够用于指导主梁的研制。机翼主梁工艺流程如图3所示。

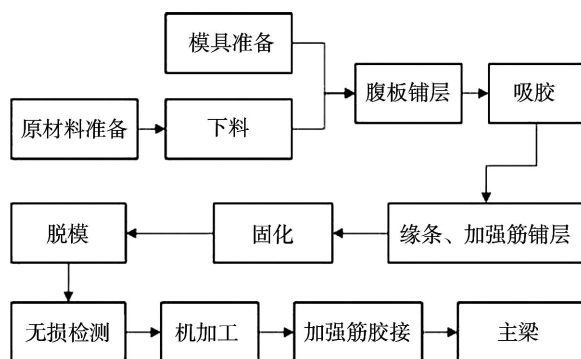


图3 机翼主梁成形工艺流程

Fig.3 Forming process of wing main beam

1.4 铺层定位

需要对腹板铺层进行精确定位,以保证整体结构的精度要求,腹板铺层的准确定位是保证产品质量的

关键。工字型两端封闭,腹板铺层后的定位需要通过模具定位来保证。分析主梁结构特点,定位分为四周定位及内部定位两种形式,四周定位存在模具尺寸增加、铺层可操作性差的问题,最终确定采用内部定位方式确保腹板铺层的准确定位,模具及实物定位销孔位置如图4、图5所示。

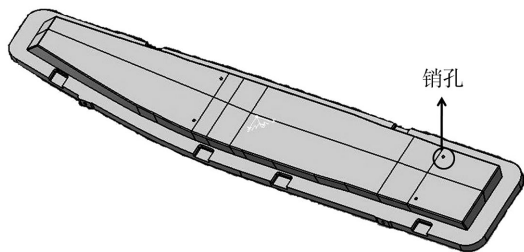


图4 模具定位销孔位置

Fig. 4 Mold dowel hole location

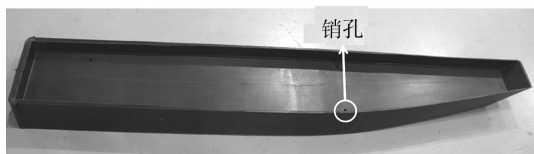


图5 主梁成形实物销孔位置

Fig. 5 Main beam shaping physical pin hole positions

1.5 构件研制

针对机翼主梁结构形式,确定机翼主梁研制采用翼梁主体与加强筋分别预先成形,加强筋二次胶接的成形工艺,编写了工艺规程,预浸料采用 MT300/603A,在机翼主梁铺层优化设计及分析基础上,应用 Accu Mark 和 Auto CAD 软件进行样片排版,并于自动下料机进行下料,下料机裁剪精度控制为 ± 0.5 mm,最大裁剪速度为 40 m/min,确保了下料精度,铺层过程采取预压实工艺,如图6所示,保证了铺层密实性,通过铺层过程严格控制,形成的主梁本体及加强筋整体质量得到了保证,无损检测结果满足设计纤维体积分数(60 ± 5)%、孔隙率小于1%的设计要求。研制的机翼主梁如图7所示,对成形后主梁本体及加强筋进行厚度测量,结果满足 $\pm 5\%$ 的设计指标要求。

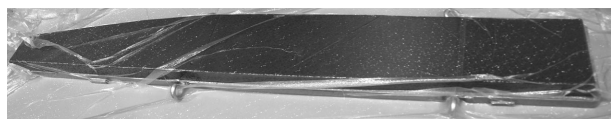


图6 铺层过程预压实

Fig. 6 Pre-ply compaction process

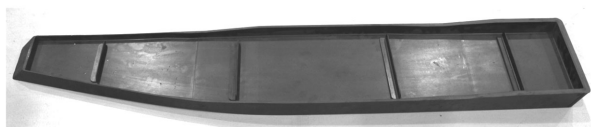


图7 主梁实物

Fig. 7 Main beam physical

2 有限元分析

2.1 有限元模型

使用 MSC. Patran 与 MSC. Nastran 对复合材料开口壁板进行数值仿真分析。由于试验件均为薄壳结构,故采用 Quad 4 划分网格,网格长度约为 5 mm,赋予 2D shell 单元属性,有限元网格如图8所示。



图8 机翼主梁有限元模型

Fig. 8 Finite element model of the wing main beam

2.2 边界条件与载荷

机翼主梁根部固支处约束 123456 自由度,中部铰支处约束 12356 自由度。对主梁进行静强度分析,用端部集中载荷模拟气动力工况,载荷级数如表2所示。

表2 加载载荷
Tab. 2 Applied load

级别	载荷/kN	级别	载荷/kN
1	2	7	11
2	4	8	12
3	6	9	13
4	8	10	14
5	9	11	15
6	10		

主梁位移控制点如图9所示,其中 D1-D5 位于主梁下缘条外表面,应变控制点如图10所示,其中 S10、S13、S16、S19、S37、S38、S41 位于下缘条外表面, S22、S25、S28、S31、S33、S35、S42 位于上缘条外表面。

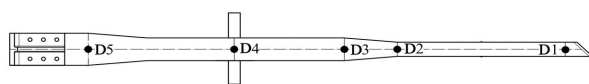


图9 主梁位移控制点

Fig. 9 Main beam displacement control point

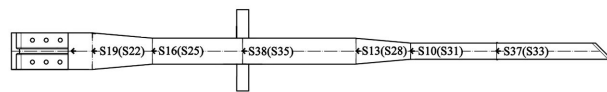


图10 主梁应变控制点

Fig. 10 Strain the main beam control point

2.3 分析结果

采用 MSC. Nastran 有限元分析软件的 LINEAR STATIC 求解器(SOL101)进行静强度分析,对机翼主梁结构按表2施加载荷。由结果可以看出,加载至 15 kN 内主梁应变及变形均处在线性阶段,控制点位移如图11所示,应变控制点如图12所示。为显示应变及位移趋势,以 2 kN 载荷为例给出主梁应变及位移趋势,以 2 kN 载荷为例给出主梁应变及位移趋势。

移云图,如图 13、图 14 所示。

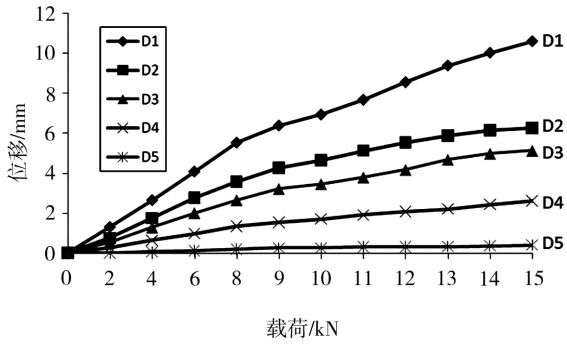
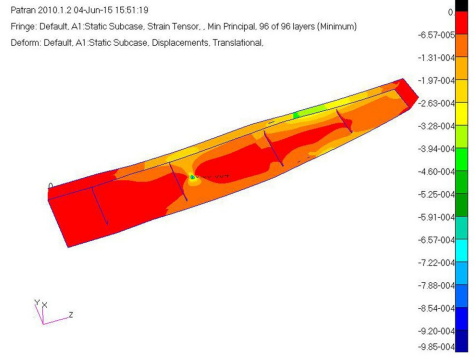


图 11 控制点位移曲线

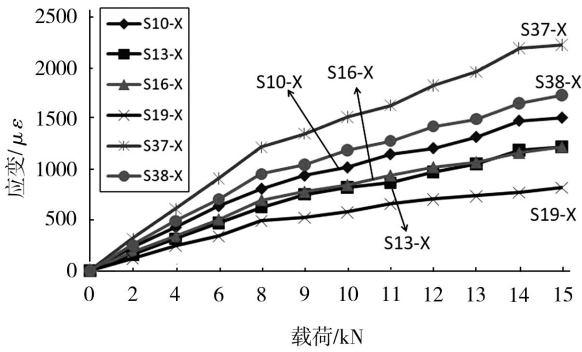
Fig. 11 Control point displacement curves



(b) 压应变

图 13 应变云图

Fig. 13 Strain cloud



(a) 下缘条

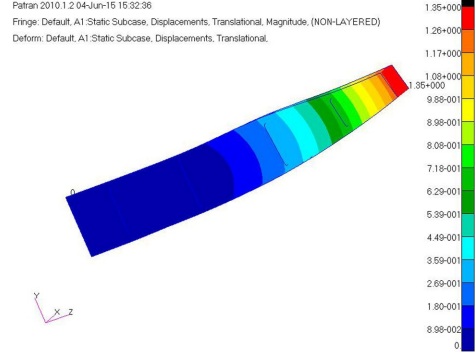
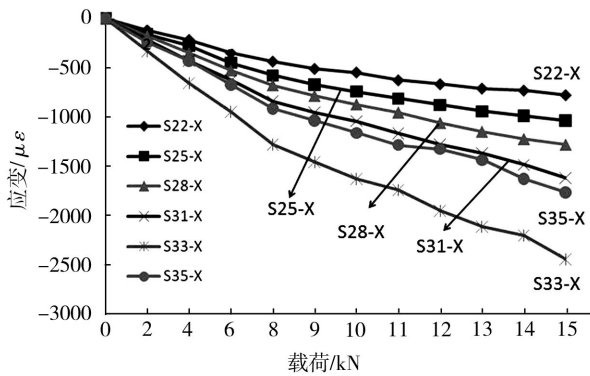


图 14 位移云图

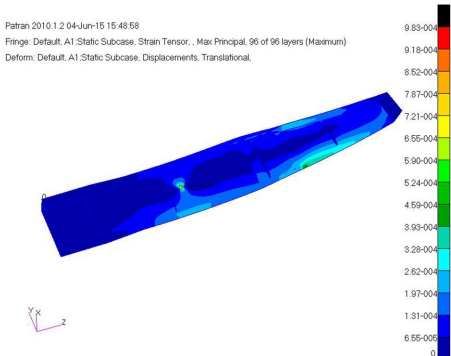
Fig. 14 Displacement contours



(b) 上缘条

图 12 应变控制点

Fig. 12 Strain control point



(a) 拉应变

3 试验验证

3.1 试验方法

机翼主梁试验工装如图 15 所示,将一端固定在试验承力墙上,靠近中间腹板位置用圆轴固定,在试验件的另一端进行集中力加载。为能顺利施加载荷,试验中将机翼工字梁结构倒置,带大曲度的上缘条朝下。为消除安装间隙,保证试验件均匀受载,在对试验件正式加载前需要预加载,本次试验预加载至 5 kN。正式加载时,采用分级加载的方法,按照加载载荷要求加至 15 kN,逐级记录应变和位移。



图 15 试验装置示意图

Fig. 15 A schematic diagram of the test apparatus

3.2 测量结果和讨论

主梁下缘条位移测点的位移数据图 16 所示,可以看出,随着载荷的增加,翼梁下缘条的位移成线性增加,说明翼梁在 15 kN 载荷以内仍处在线性阶段。靠近固定端的位移测点 D5 位移最小,且载荷为 15

kN时,位移仅为0.43 mm;靠近加载端的位移测点D1的位移最大,载荷为15 kN时,其位移达到了11.28 mm。

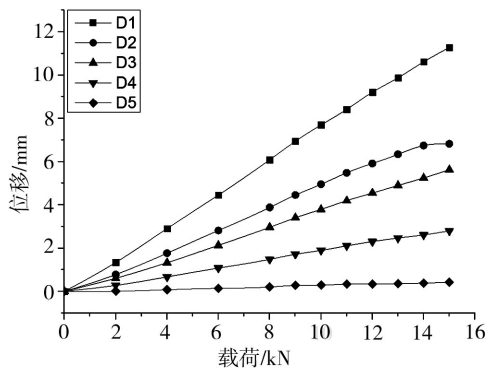
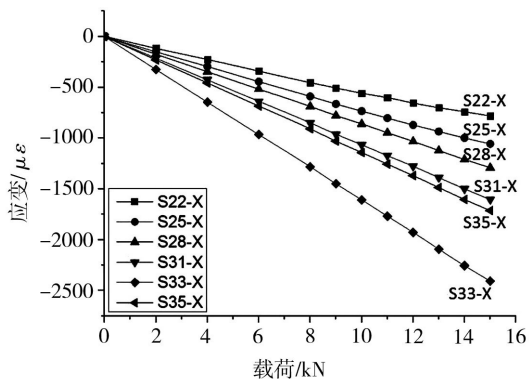


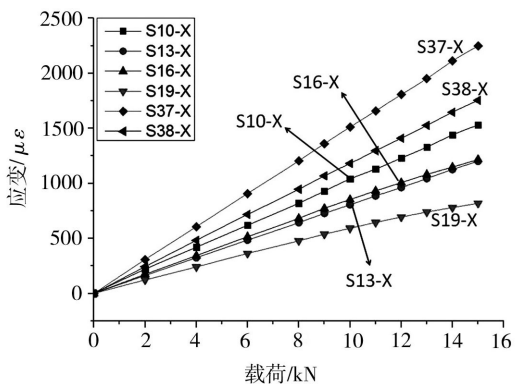
图 16 下缘条位移数据

Fig. 16 Displacement lower edge data

由图 17 可知,加载端测点 S37(S33)应变最大,除此之外圆心轴上、下方的应变片 S38(S35)应变最大,在 15 kN 时,分别达到了 $1755\mu\epsilon$ 、 $-1713\mu\epsilon$;下缘条的中线纵向应变按照 S38、S10、S16、S13、S19 的顺序依次递减;上缘条的中线纵向应变按照 S35、S31、S28、S25、S22 的顺序依次递减。另外,在 15 kN 以内,翼梁上下缘条的中线纵向应变均为线性增加,表明在 15 kN 以内,翼梁上下缘条的变形仍处在线性阶段。



(a) 翼梁上缘条



(b) 翼梁下缘条

图 17 翼梁上、下缘条中线纵向应变结果

Fig. 17 Upper and lower spar chord midline longitudinal strain results

差值百分比定义如式(1)所示,以此估计有限元分析与试验结果的吻合程度。

$$\text{差值百分比} = \frac{\text{试验值} - \text{计算值}}{\text{试验值}} \times 100\% \quad (1)$$

机翼主梁试验件位移有限元分析与试验测量差值百分比曲线如图 18 所示,可以看出差值百分比均为正数,即理论计算位移结果小于对应位置的试验测量值,差值百分比约为 7% 且无规律,这是由于有限单元刚度比实际结构较大导致的,两者位移趋势完全一致,说明理论计算结果合理可信。

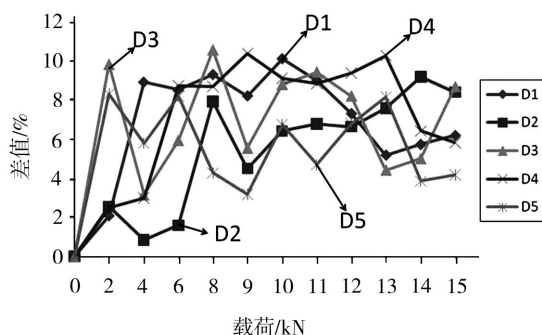


图 18 位移差值百分比

Fig. 18 Percent displacement difference

4 结论

(1)通过对复合材料主梁的模具设计、铺层定位等成形工艺研究,制备出了满足设计要求的主梁结构件。

(2)应用有限元分析技术,建立了主梁结构有限元模型,得到了主梁上的应变和变形分布情况。对有限元分析结果进行了试验验证,位移趋势的一致性说明了有限元模型的合理性。

(3)完成了复合材料翼梁设计、分析、制造与试验验证的全周期研制,为全复合材料主梁应用于项目型号提供了依据。

参考文献

- [1] 沈真. 复合材料飞机结构强度设计与验证概论[M]. 上海:上海交通大学出版社,2011.
- [2] HARRIS C, et al. Composite fuselage manufacturing development[R]. NASA-18889,1996.
- [3] 王宝忠. 飞机结构计手册第 10 册[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [4] 程立平,高存法,刘磊. 压电复合材料梁和板的变形控制问题[J]. 力学季刊, 2011(01):53.
- [5] 姜文光. 用截面变形耦合有限元法分析复合材料梁[J]. 应用数学和力学, 2006(12):115.
- [6] 黄立新,李双蓓,周小军,等. 基于 ABAQUS 的各向异性复合材料梁的分析研究[J]. 广西大学学报(自然科学版),2007(02):176.