

T型翼片的两种成型工艺

张崇耿¹ 王红丽² 李聪¹ 张新航¹ 孙海成¹

(1 陕西剑峰机械研究所,西安 710065)

(2 西北工业大学理学院,西安 710072)

文 摘 针对T型翼片的技术指标,依据应力分析结果,介绍了缠绕和铺层两种成型工艺,静力试验的结果表明:两种成型工艺均满足规定的均布载荷下、挠度小于200 mm的主要技术指标,通过对比两种工艺的优缺点,认为铺层工艺更适合该翼片的生产。

关键词 缠绕,铺层,工艺,静力试验,翼片

Two Kinds of Processing Methods for T-Type Missile Wings

Zhang Chonggeng¹ Wang Hongli² Li Cong¹ Zhang Xinhang¹ Sun Haicheng¹

(1 Shaanxi Jian Feng Institute of Machinery, Xi'an 710065)

(2 School of Science, North-Western Poly- Technical University, Xi'an 710072)

Abstract This study aims at the technology need of some missile wings. According to the result of strain analysis, two kinds of processing methods of filament winding and moulding is introduced. The static test results show that two kinds of processing methods satisfy the need of general flexibility less than 200 mm, under the uniform load of XX kg. By comparison of the two kinds of processing methods, moulding is regarded as more suitable method for processing of T-type missile wings.

Key words Filament winding, Moulding, Processing, Statics test, Missile wings

1 前言

复合材料翼片有单块式结构、多梁式结构、夹层结构及复合材料厚蒙皮壁板整体结构和实心结构^[1~3]。环氧树脂由于黏附力强、收缩率低、固化后力学性能优越,化学性能稳定以及固化成型方便,所以树脂基体选用环氧树脂^[4],而增强纤维应选用密度较小、拉伸弹性模量较大的碳纤维。本文针对T型翼片技术指标要求,选用环氧树脂和碳纤维复合材料,比较了缠绕和铺层两种成型工艺,制作了满足性能指标要求的翼片,并且通过了静力试验的考核。

2 主要技术指标

T型翼片主要技术指标为在规定的均布载荷下、挠度小于200 mm。

3 缠绕工艺

3.1 结构设计

从缠绕工艺的特点和翼片总质量控制两方面考

虑,由于夹层结构具有质量轻、弯曲刚度和强度大的特点,并且脱模容易,该结构比较适合于缠绕工艺,设计的翼片横断面结构示意图如图1所示。



图1 翼片横断面结构示意图

Fig.1 Sketch of wing section structure

缠绕结构采用泡沫塑料夹层结构,以厚蒙皮来保证承载能力,翼柄采取缠绕翼体脱模之后再与复合材料粘接的方式连接。翼柄粘接固化完成后,在复合材料空腔内填充聚氨酯,使之发泡充满空腔,形成夹层。经过计算确定蒙皮壁厚为6 mm时可满足性能要求。应力分析见图2。可以看出,翼片加载时应力最大区域为翼柄根部,所以对翼柄部分主要考虑其与复合材料的粘接强度。

收稿日期:2008-09-20

作者简介:张崇耿 1965年出生,博士,研究员,主要从事固体火箭发动机绝热层和胶黏剂的研究工作。E-mail:cgzhangxs@163.com

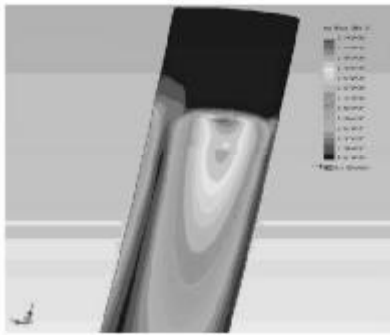


图2 应力分析图

Fig. 2 Stress analysis of wing loaded

3.2 缠绕工艺

3.2.1 缠绕参数的确定

在湿法缠绕过程中含胶量不仅影响制品的质量和厚度,而且影响制品的刚度,在胶液黏度和浸胶时间固定的条件下,影响含胶量的主要参数是缠绕张力,根据经验,缠绕张力定为 60 N。由于翼片主要承受单轴载荷,故缠绕角应尽量小,通过试验确定纵向层缠绕角为 30°就可以满足制品的性能要求。

3.2.2 缠绕层

采用螺旋缠绕,可以提高翼片扭转刚度,可有效防止翼片两侧边缘的翘曲。缠绕层为:3 个环向层加 3 个纵向层。

3.2.3 缠绕工艺

采用的湿法缠绕工艺路线为:芯模制作→装纱锭→浸胶→张力控制→纤维缠绕→进成型模具补边→成型固化→脱模→机加→翼柄喷砂→粘接翼柄→固化→发泡→机加→封口。

由于翼片型面属于异型结构,仅靠成型模具不能满足其型面要求,需要在成型模具中再对其迎风缘和背风缘用无纬布预浸料进行填充。缠绕工艺过程复杂,在该翼片的生产应用中受到了限制。

3.3 静力试验

采用缠绕工艺方案制得 3 发试验件在规定的均布载荷下,挠度分别为 156、111 以及 185 mm,满足小于 200mm 的要求。

虽然缠绕工艺制备的翼片的性能满足设计要求,但是原材料浪费大、工序多、翼柄与翼片的粘接质量难以控制、脱模困难、生产周期长。因此,缠绕工艺不利于该翼片的批量生产。

4 铺层工艺

4.1 结构设计

单块式结构是由蒙皮、筋条、肋和梁共同构成的受力盒段,结构比较复杂。手糊铺层工艺,可以在铺层过程中对筋、肋、梁进行定位,所以单块式结构是适合于手糊铺层翼片的结构形式。该结构也称为蒙皮

加筋结构。

T-700 碳纤维拉伸强度为 4.9 GPa,拉伸弹性模量为 230 GPa,根据复合材料层压板试验经验,在进行结构分析时,拉伸强度则取 3.5 GPa,拉伸弹性模量取 135 GPa。

翼片在工作过程中主要是气动载荷,假设沿翼展方向整个翼面载荷均布,为了便于分析,将翼片简化为一受均布载荷的悬臂梁见图 3,其中 q 为沿翼展方向整个翼面载荷均布值,由最大载荷值除以翼面长度值 l 算出。剪力图见图 4,最大剪力 F 在翼片根部, $F = ql$ 。弯矩图见图 5,同样最大弯矩 M_{\max} 也是在根部,由 $M_{\max} = \frac{1}{2}ql^2$ 算出。

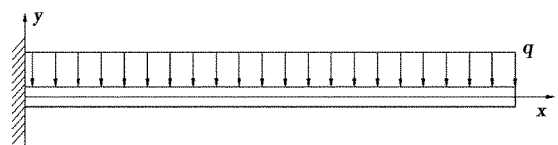


图3 翼片简化为悬臂梁

Fig. 3 Over-beam of simplified structure of wing

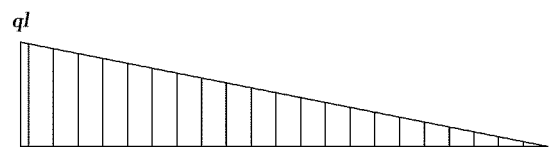


图4 悬臂梁在均布载荷下的剪力图

Fig. 4 Shearing force of over-beam under even load

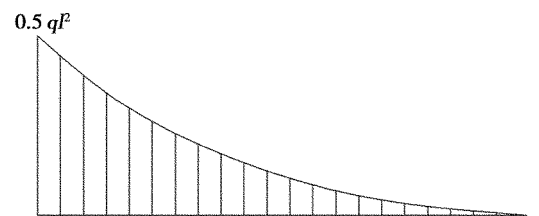


图5 悬臂梁弯矩图

Fig. 5 Moment of over-beam

从图 5 中可以看出,通过对翼柄结构的应力分布的分析,并且对比分析了多种工艺结构方案后,最后得出如图 6 所示的优化应力分布图。

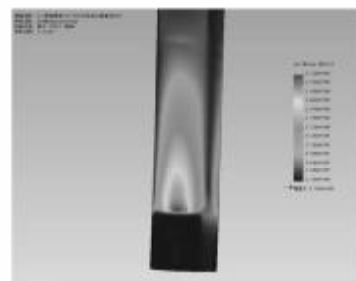


图6 优化结果应力分布

Fig. 6 Stress distribution of optimized wing structure

(1) 强度计算

根据材料以及工艺可知 $[\sigma] = 3.5 \text{ GPa}$;

$$W_z \geq \frac{M_{\max}}{[\sigma]} \quad (1)$$

式中, W_z 指在最大弯矩载荷以及给定材料许用应力条件下的最小截面弯曲系数。计算的 $W_z = 2057 \text{ mm}^3$ 。

$$W_z = I_z / y_{\max} \quad (2)$$

式中, I_z 是指翼片截面对中性轴的惯性积, y_{\max} 是指距离中性轴最远点的 y 坐标, 根据翼片型面可知 $y_{\max} = 14.845 \text{ mm}$ 。

$$I_z = W_z y_{\max} \quad (3)$$

计算得 $I_z = 30536 \text{ mm}^4$, 实际设计的型面的 $I_z = 258380 \text{ mm}^4$, 可以满足强度要求。

(2) 刚度计算

因翼片简化成了悬臂梁, 得翼尖的最大挠度为:

$$y_{\max} = \frac{ql^4}{8EI_z} \quad (4)$$

式中, E 为拉伸弹性模量。计算得 $y_{\max} = 132 \text{ mm}$ 。根据结果可知在预定载荷下翼片翼尖处的最大挠度小于 200 mm , 能够满足总体使用要求。

4.2 铺层工艺设计

4.2.1 材料性能

采用环氧树脂作为基体树脂。其浇铸体力学性能测试结果见表 1。

表 1 环氧树脂浇铸体力学性能测试

Tab.1 Mechanical properties of epoxy resin moulding

冲击韧性 /J·cm ⁻²	拉伸强度 /MPa	压缩强度 /MPa	拉伸剪切强度 /MPa	弯曲强度 /MPa
2.19	58.8	80.5	11.6	111

增强纤维的拉伸模量直接影响到翼片的刚度。所以, 增强纤维选用密度居中、拉伸弹性模量较大的 T700 碳纤维准无纬布。T700 碳纤维复合材料力学性能见表 2。

表 2 复合材料力及树脂力学性能

Tab.2 Mechanical properties of composite

项目	拉伸强度 /MPa	拉伸模量 /GPa	弯曲强度 /MPa	压缩强度 /MPa	压缩模量 /GPa	树脂拉伸剪切 强度/MPa
指标	≥800	≥80	≥500	≥100	≥10	≥10
测试值	1051	86.0	686	153	16.4	11.6

从表 2 可以看出: 复合材料的力学性能实际测量值均大于设计要求指标。

4.2.2 铺层结构

经过多次工艺试验最后确定结构形式为翼片变厚度的蒙皮加筋准无纬布铺层。

4.2.3 铺层方式

由于翼片受力形式主要为单轴拉伸(下翼面)和压缩(上翼面), 故铺层设计成均衡对称层合板形式^[5], 以避免拉—剪、拉—弯耦合变形, 铺层为比例

较少的 -45° 层和 $+45^\circ$ 层, 与载荷方向一致的 0° 纤维层所占比例较高。

4.2.4 翼柄和翼片的连接

翼片加载时的应力图见图 7。可以看出, 翼片加载时应力最大区域为翼柄根部, 所以翼柄部分主要应考虑其与复合材料的粘接强度, 采取的措施包括在金属翼柄表面进行喷砂处理、增加横向沟槽、适当减少翼柄区铺层层数即增加翼柄表面含胶量, 翼片与金属翼柄的连接采用共固化工艺, 使其与复合材料部分形成粘接牢固的整体结构。

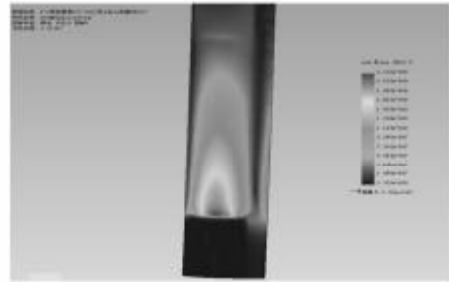


图 7 应力分布图

Fig. 7 Stress distribution of wing loaded

4.3 静力试验

两发铺层加筋结构翼片静力试验结果为: 在规定的均布载荷下、挠度分别为 180 mm 以及 154.3 mm , 满足小于 200 mm 的要求。

5 缠绕工艺与铺层工艺的对比

铺层加筋结构与缠绕工艺相比较, 具有翼柄与翼片一次成型、翼柄与翼片粘接质量可靠、节约原料、提高材料利用率及工艺简单、生产周期短的优点, 更适合生产出高质量的产品。

6 结论

对比了缠绕和铺层两种成型工艺的优缺点, 静力试验的结果表明两种成型工艺均满足规定的均布载荷下, 挠度小于 200 mm 的要求。铺层工艺具有结构设计合理、成型工艺简单以及质量稳定可靠的优点, 更适合该翼片的生产。

参考文献

- 1 赵亮, 陈红光. 整体成型复合材料弹翼研制. 航天工艺, 1999; 6: 16 ~ 21
- 2 张兴益. 碳/环氧复合材料弹翼静力试验与分析. 飞航导弹, 1994; (3): 58 ~ 60
- 3 李河清等. 复合材料机翼环肋结构件的研制. 工程塑料应用, 2005; 33(4): 35 ~ 36
- 4 王汝敏, 郑水蓉, 郑亚萍. 聚合物基复合材料及工艺. 北京: 科学出版社, 2006: 98 ~ 99
- 5 益小苏, 杜善义, 张立同等主编. 中国材料工程大典. 第 10 卷. 复合材料工程. 北京: 化学工业出版社, 第 1 版, 2006: 790

(编辑 任涛)