

不同类型材料对发射箱箱体成型工艺过程及刚强度的影响

杨娇萍 谭 浩 靖 康 郭珉玲 于殿君

(北京特种机械研究所, 北京 100143)



摘要: 以某型发射箱箱体为例, 对比分析了选取金属材料和纤维增强树脂基复合材料两类不同材料时箱体的工艺成型过程及其特点, 并对选取不同类型材料时箱体刚强度计算结果及实测结果进行了对比分析。从分析结果可以看出, 选用纤维增强树脂基复合材料制造发射箱箱体, 在满足刚强度使用要求的同时, 不但工艺成型过程更灵活, 操作性更强, 还可以降低大批量生产成本。

关键词: 发射箱; 成型工艺; 纤维增强复合材料

Effects of Different Materials on Process, Stiffness and Strength of Launch Container

Yang Jiaoping Tan Hao Jing Kang Guo Minling Yu Dianjun

(Beijing Specialized Machinery Institute, Beijing 100143)

Abstract: The different processes of launch container were analyzed between metal and fiber reinforced resin composites in this paper. The stiffness and strength of the launch container made by different type of materials were analyzed and tested. The results indicate that the stiffness and strength of the launch container by fiber reinforced resin composite can satisfy its use security. The process is more simple and convenient when fiber reinforced resin composites instead of metal material are employed to manufacture launch container. The cost will be reduced when the launch container are mass produced by fiber reinforced resin composites.

Key words: launch container; process; fiber reinforced resin composite

1 引言

贮运发射箱, 因其可为导弹提供良好的保护环境, 延长导弹使用寿命, 使导弹的可靠性得到提高; 同时导弹一直处于贮运发射箱中, 发射时减少了装弹程序, 缩短了导弹发射的时间, 提高了导弹的快速反应能力; 因此目前大多数导弹都采用了贮运发一体的箱式发射技术^[1~3]。

箱体为导弹发射箱的主体结构, 主要用于安装导轨、机构和箱盖等, 也是发射箱的主承力结构。箱体的设计一般要求不但要体积小、质量轻、便于成型,

而且必须具有足够的刚强度, 以承受运输、发射、吊装等工况下的受载情况^[4, 5]。

用于发射箱箱体的材料一般分为金属和非金属材料两大类。考虑到成本和重量, 金属材料目前主要以钢和铝合金为主, 非金属材料则主要以纤维增强树脂基复合材料为主^[6]。鉴于发射箱体材料类型的不同, 其工艺方案也相应不同。本文以某型发射箱箱体为例, 分别采用金属材料和纤维增强树脂基复合材料制造成型, 对其工艺成型过程及其特点进行了对比分析, 并对两种材料箱体刚强度计算结果进行了对比分析。

作者简介: 杨娇萍 (1980-), 博士, 材料物理与化学专业; 研究方向: 非金属材料的应用研究。

收稿日期: 2015-04-16

2 两类工艺成型过程对比

2.1 箱体结构介绍

某型发射箱箱体主要由前法兰、后法兰、蒙皮、

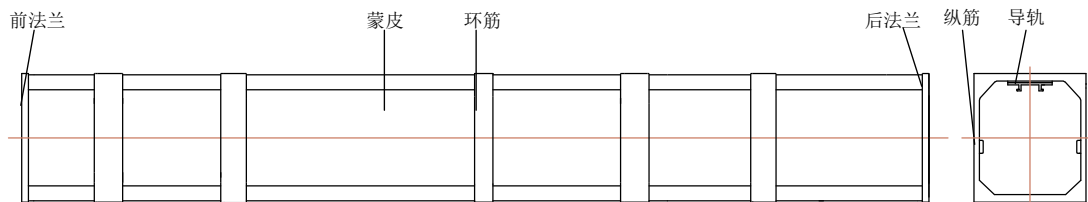


图1 某型号发射箱箱体结构示意图

2.2 金属材料箱体成型工艺过程

- 先将与箱体蒙皮厚度相同的金属板材折弯成零件；
- 再将折弯的蒙皮零件焊接形成箱体蒙皮，焊接时需要用专用内撑工装和外压工装保证其成型尺寸；
- 将法兰、环筋、纵筋和各种机构安装座与金属蒙皮焊接在一起，形成箱体粗坯；
- 对箱体粗坯进行机械加工，满足其外形尺寸要求；
- 最后将安装位置精度要求高的导轨采用螺栓的方式装配在箱体上。

对于导轨，可以通过两种方式满足其安装精度要求：一种是通过加装垫片调整；另一种是通过内型面加工设备在箱体粗坯相应位置进行机械加工，形成基准位置，最后再装配该零部件。

2.3 纤维增强树脂基复合材料箱体成型工艺过程

- 先根据发射箱内截面结构形式制作成型模具；
- 将导轨、纵筋等安装在箱体内部的零件镶嵌固定在模具上；
- 箱体蒙皮铺层或缠绕成型（通过对铺层层数、铺层角度或缠绕角度等工艺参数控制箱体蒙皮的厚度）；
- 箱体法兰、箱体外环筋的铺层或缠绕成型；
- 整个箱体和模具一起进入烘箱中进行高温固化成型；
- 最后脱模形成发射箱箱体。

对于装配位置精度要求高的导轨，则可通过调整其在模具上固定时的安装精度满足后续使用要求。

2.4 两种材料箱体成型工艺特点比较

从以上对两种材料箱体工艺成型过程可以看出，金属箱体成型有以下3个特点。

环筋、纵筋等组成，结构示意图见图1。发射箱箱体截面尺寸为400mm×400mm，长度为4m，其中导轨的安装精度要求较高。

- 金属材料箱体成型的工艺特点是先中间，再箱内，最后箱外。

先通过焊接成型一个蒙皮，再将箱内纵筋、机构安装座和导轨安装座等焊接在蒙皮里面，然后将箱外环筋、安装座等焊接在蒙皮外面，形成箱体粗坯。最后通过机械加工，并采用装调方式保证箱体上位置要求高的结构特征的装配精度要求。

- 箱内装调导轨受箱体截面结构尺寸限制。

在装配箱内一些像导轨这样位置精度要求高的零件时，装调操作过程将受限于发射箱体的截面尺寸。对于箱体截面尺寸大的发射箱并不适用。

如果采用内型面加工设备先在箱内加工基准，然后再进行导轨装调的方式，则会受箱体长度的限制。对于长度较短的箱体，可采用这种方式具体实施操作，对于长度较长的箱体亦无法采用此种方式进行导轨的装调。

- 单个箱体成型周期长，研制期生产成本和批量生产成本相差不大。

铝合金零件表面一般会有一层氧化膜。为保证焊接强度，在焊接前必须要把表面的氧化膜清理干净。焊接时为保证箱体蒙皮截面尺寸，必须设计内撑工装和外压工装。工装的设计和生产需要一定的时间。单个箱体焊接完后需要释放残余应力，然后再进行机械加工，导轨装调工作。

这些焊前铝合金零件表面清理和焊后处理工作不但加长了生产成型周期，降低了生产效率，还使得金属箱体的在研制期生产成本和大批量生产的成本相差不大。

相对金属材料，非金属材料箱体成型工艺过程有以下几个特点：

- 从内向外一次成型，成型以后不需要再加工。

先根据箱体截面结构尺寸设计一个模具，再将箱内导轨、纵筋、机构安装座等镶嵌在模具上，然后依次进行箱体蒙皮、法兰和箱外环筋的缠绕成型，最后将箱体和模具一起放入烘箱中进行高温固化成型，脱模后即可得非金属箱体，无需再进行机械加工。

b. 装调导轨不受箱体截面结构尺寸限制。

导轨的装调工作是在模具上进行的，此时箱体蒙皮还没有成型，所有操作不受箱体截面结构尺寸的限制。

c. 单个箱体生产周期短，大批量生产可降低箱体生产成本。

单个非金属箱体的成型必须借助于模具，模具的设计和生​​产周期是非金属箱体生产周期的主要组成部分。模具成型后，单个非金属箱体的生产成型时间主要为导轨的装调、蒙皮和箱外环筋的缠绕成型、箱体的固化和脱模，一般在 3~4d 左右。大批量生产，因为不需要再设计和上产模具，所以单个非金属箱体的生产周期大大缩短，生产成本也可大大降低。

3 刚强度仿真计算对比分析

3.1 仿真计算模型



图 2 箱体有限元模型

箱体主体采用薄壁梁结构和薄壳蒙皮构成，这些结构的截面尺寸（截面直径、厚度等）远小于其主尺寸（结构长度等），因此主要采用梁单元和壳体单元建立有限元模型。导轨、导轨安装座、环筋采用梁单元模型；箱体蒙皮采用壳单元模型；前后法兰及支脚座则采用实体单元模型。有限元模型以箱体后端法兰中心为原点，以射向方向为 z 向，以垂直方向为 y 向，由右手坐标系法则确定 x 向，具体如图 2 所示。

对金属材料箱体，箱体蒙皮、环筋和纵筋、导轨安装板选用铝合金材料，导轨选用钢材。对于非金属材料箱体，箱体蒙皮、环筋和纵筋、导轨安装板选用玻璃纤维增强环氧树脂基复合材料，导轨选用金属材料，表 1 给出了仿真计算时各材料性能参数。

表 1 各材料性能参数表

材料名称	密度 /g cm ⁻³	模量 /GPa	失效判据	失效标准
玻璃纤维 复合材料	1.88	E11=40.0; E22=E33=8.0	最大主应变	5500
钢	7.80	200.0	最大应力	345MPa
铝	2.70	70.0	最大应力	340MPa

注：表中 E11 为复合材料沿纤维主方向的拉伸模量；E22 和 E33 分别是复合材料层合板面内和厚度方向的模量。

3.2 计算工况

3.2.1 发射工况

发射时箱内承受的压力为沿射向线性减少的梯度载荷，箱体最后端压力为 0.12MPa，最前端压力为 0.06MPa。

3.2.2 运输工况

运输时导弹通过滑块挂在导轨上，再通过导轨安装座传递到箱体上。以发射箱箱体后端法兰中心为原点，以发射箱射向方向为 z 向，以发射箱垂直方向为 y 向，以右手坐标系法则确定发射箱的 x 向，计算时过载系数为：nx=2，ny=-3，nz=3.5。

3.2.3 吊装工况

起吊时发射箱上下两层连接，箱内均装导弹。下箱及弹的重量通过支脚位置传递给上箱。下箱内导弹通过导轨安装座传递到箱体上。计算时过载系数为 ny=-2，约束条件为箱体吊装块处全约束。

3.3 计算结果

表 2 两种材料箱体在三种工况下刚强度仿真计算结果

工况	类型	最大应力 /MPa	最大主应 (με)	安全系数
发射工况	金属材料	187.00		1.82
	非金属材料		4359.00	1.26
运输工况	金属材料	76.00		4.47
	非金属材料		2221.00	2.47
吊装工况	金属材料	36.00		9.44
	非金属材料		1068.00	5.14

两种材料箱体，在三种工况下刚强度有限元仿真计算结果如表 2 所示。从表 2 中数据可以看出，两种材料箱体刚强度均有一定的安全系数，可满足使用要求。这说明对该型发射箱箱体，在箱体各结构尺寸相同的情况下，采用玻璃纤维增强树脂复合材料代替铝合金材料制造发射箱箱体，刚强度满足使用要求。同时结合两种材料密度，用玻璃纤维复合材料制作的发

射箱箱体可比铝合金材料箱体轻 41kg。

4 试验结果分析

从表 2 中数据可以看出,发射箱体在使用过程中承载最恶劣的工况为发射工况,因此对发射箱体在最恶劣的发射工况下的承载变形情况进行了考核。利用应变传感器对发射箱体前部、中部和后部的底面和侧面在发射过程中的变形情况进行了测试。由于铝合金材料的模量大于玻璃纤维增强树脂复合材料的模量,同等结构下铝合金材料箱体的变形必然小于玻璃纤维增强复合材料箱体的变形。考虑到成本因素,在试验过程中仅对玻璃纤维增强树脂基复合材料箱体在发射工况下的应变进行了测试,结果如表 3 所示。

表3 非金属箱体在飞行试验中测得应变数据

测量位置	实测应变峰值/ $\mu\epsilon$
发射箱体后部底侧	500.00
发射箱体后部左侧	3000.00
发射箱体中部底侧	1500.00
发射箱体中部左侧	3000.00
发射箱体前部底侧	3000.00
发射箱体前部左侧	3000.00

从表 3 中数据可以看出,玻璃纤维增强树脂基复合材料箱体在发射工况下,实测最大微应变为 3000.00,实际安全系数为 1.83,进一步证明了玻璃纤维增强树脂基复合材料箱体满足使用要求。

[illegible]

参考文献

- 1 菜建丽, 余欢, 王云英, 等. 玻璃钢蜂窝夹层结构制品常见缺陷修补技术[J]. 玻璃钢/复合材料, 2011(1): 4
- 2 陈祥宝, 张凤翻. 先进树脂基结构复合材料的发展[J]. 材料工程, 1999(6): 5~8
- 3 徐梁华. PAN基碳纤维的开发及应用[C]. 第一届特种化工材料技术交流会, 北京: 2009
- 4 陈维强, 照臻璐, 刘洪新, 等. 国产高模量碳纤维/改性氰酸酯复合材料

5 结束语

从以上对不同类型材料箱体成型工艺过程及其特点分析,可以看出选取纤维增强复合材料制造发射箱箱体,不仅使箱体成型工艺过程免于受截面结构尺寸的限制,改善了箱内零部件装配过程的操作性,还对缩短发射箱体的生产周期,进而降低后续批量生产成本有至关重要的作用。另外,配合纤维复合材料结构优化和功能性铺层设计特性,可使复合材料箱体刚强度满足使用要求,同时降低了发射箱体的质量,提高了发射箱体长期耐腐蚀性能,从而可以显著提高整个导弹武器系统的综合效益,因此纤维增强树脂基复合材料将会代替金属材料,成为新一代发射箱体首选材料之一。

参考文献

- 1 陈愚, 孙凤云. 贮运发射箱的结构与设计[J]. 包装工程, 2012, 33(15): 132~135
- 2 张玲翔. 飞航导弹箱式发射技术[J]. 飞航导弹, 1996 (1): 20~28
- 3 蔡银才, 吴长春. 导弹发射箱箱体结构研究初步[J]. 黑龙江科技信息, 2008, 31: 45~46
- 4 张剑. 导弹发射箱结构优化设计[J]. 四川兵工学报, 2012, 33(8): 60~63
- 5 胡黎明, 高凯. 飞航导弹轻型发射箱结构优化技术研究[J]. 战术导弹技术, 2008 (4): 12~14
- 6 蔡建, 詹永富, 罗俊杰. 发射箱复合材料箱体的设计与选材[J]. 四川兵工学报, 2010, 31(8): 36~38

性能研究[C]. 第十八届全国复合材料学术会议论文集, 厦门: 电子工业出版社, 2014: 299

肖少伯, 刘德利. 2210碳/环氧波纹结构[J]. 宇航材料工艺, 1996(2): 25

李莺歌, 黎昱, 陈维强, 等. 蜂窝夹层结构埋件区域的损伤分析和修补[C]. 第十八届全国复合材料学术会议论文集, 2014: 244

李莺歌, 郑建虎, 张玉生, 等. 蜂窝结构板后埋件拉脱力的影响因素[J]. 宇航材料工艺, 2014(6): 82~83

邱求元, 邢素丽, 肖加余, 等. 碳纤维增强树脂基复合材料界面优化研究进展[J]. 材料导报, 2006, 11(20): 436