

# Φ200 mm 固体火箭发动机复合壳体成型工艺

王纪霞<sup>1</sup> 马俊<sup>1</sup> 胡大宁<sup>2</sup> 张崇耿<sup>1</sup> 张新航<sup>1</sup>

(1 西安长峰机电研究所,西安 710065)

(2 陆军驻天水地区军事代表室,天水 740000)

**文 摘** 以混合环氧树脂 E-51 和 TDE-85 为基体树脂、复合芳香胺为固化剂,采用砂芯模、缠绕等成型工艺,制作的 Φ200 mm 复合壳体,特性系数  $PV/W$  为 32.3 km。水压爆破试验结果表明,所设计的碳纤维复合材料发动机壳体满足设计性能指标要求。

**关键词** 复合壳体,基体树脂性能,成型工艺

## Molding Process of Composite Case of Solid Rocket Motor of Φ200 mm

Wang Jixia<sup>1</sup> Ma Jun<sup>1</sup> Hu Daning<sup>2</sup> Zhang Chonggeng<sup>1</sup> Zhang Xinhang<sup>1</sup>

(1 Xi'an Changfeng Research Institute of Mechanism and Electricity, Xi'an 710065)

(2 Army Tianshui Area Delegation Bureau, Tianshui 740000)

**Abstract** Composite chamber case of Φ200 mm solid-rocket motor was made by using the two kinds of epoxy resins E-51 and TDE-85, as well as molding process of hermetic and heat-resistance material and molding process of filament winding composites were adopted. The  $PV/W$  values of the finished Φ200 mm case are 32.3 km. The hydrostatic burst test of 36 MPa show that the performances of the filament winding case of solid-rocket motor meet the design requirements.

**Key words** Composite case, Properties of resin, Molding process

### 0 引言

由于玻璃纤维和芳纶纤维的韧性好、可缠绕性好等优点,国内外研究较早、较多,技术比较成熟,应用很多<sup>[1]</sup>。后来由于碳纤维具有突出的比强度、比模量及其他优良性能,用它来代替玻璃纤维等材料已成为发动机课题的一个发展方向<sup>[2]</sup>。为满足高速高加速高性能发动机高质量比的要求,需要研制高特性系数的碳纤维复合壳体,并要求复合壳体能承受大的轴向和横向过载。“十五”期间西安航天复合材料研究所突破大长径高压强比复合壳体封头补强、全复合裙连接以及全复合裙成型工艺等关键技术。

本文针对细长径比复合壳体基体树脂性能,复合壳体密封耐热结构材料成型工艺、砂芯模成型工艺、缠绕成型、补强方式等基本问题进行了讨论。

### 1 实验

#### 1.1 原材料、试验仪器和设备

原材料: E-51 环氧树脂,无锡树脂厂; TDE-85

环氧树脂,天津东化工厂;两种稀释剂以及 T-700 碳纤维等。

试验仪器和设备: TA 系列热分析仪,美国 TA 公司; NDJ-1 旋转黏度计,上海方瑞仪器有限公司; 万能材料试验机,深圳新三思设备有限公司; 4FW500X2500 数控缠绕机,哈尔滨玻璃钢研究所研制; 水压设备。

#### 1.2 试验方法

采用旋转黏度计测试不同时间段树脂的黏度值。

浇注体拉伸、压缩、弯曲、剪切、冲击性能分别按 GB/T2568—81、GB/T2569—81、GB/T2570—81、GB/T1461—88、GB/T2571—81 测试。强力环拉伸、剪切性能分别按 GB1458—88 测试、GB1461—88 测试。

马丁耐热温度按 GB1035—70 测试。玻璃化温度按 ASTM D4065—90 测试。

### 2 结果与讨论

收稿日期:2012-04-18; 修回日期:2012-10-15

作者简介: 王纪霞,1983 年出生,工程师,主要从事固体火箭发动机材料和工艺研究工作。E-mail: wangjixia@gmail.com

## 2.1 复合壳体基体树脂性能

### 2.1.1 基体树脂的黏度

湿法成型工艺对树脂体系黏度要求在一定范围内,树脂体系的黏度是湿法缠绕成型的重要工艺参数之一<sup>[3]</sup>,直接影响复合材料的力学性能。

以混合 E-51 和 TDE-85 树脂为基体树脂、复合芳香胺为固化剂,并配以稀释剂,对配方体系中的树脂黏度进行测试<sup>[4]</sup>。表 1 为在 35℃ 下树脂配方体系黏度随时间的变化数据。

从表 1 可以看出以混合环氧树脂 E-51 树脂和 TDE-85 树脂为基体树脂的配方体系经过 9 h 后黏度为 3.40 Pa·s,可以满足碳纤维湿法缠绕工艺要求。

表 1 35℃ 树脂配方体系黏度随时间的变化数据

Tab.1 Viscosity of resin system with different time at 35℃

贮存时间/h	黏度/Pa·s	贮存时间/h	黏度/Pa·s
0	1.48	5	2.16
1	1.52	6	2.38
2	1.54	7	2.82
3	1.58	8	3.40
4	1.74		

### 2.1.2 基体树脂浇注体的性能

为了得到性能优良的树脂基体,通过对树脂基体配方进行优化,得到的基体树脂的浇注体性能见表 2。

表 2 树脂配方体系浇铸体性能

Tab.2 Properties of casting with certain formula

密度/ g·cm <sup>-3</sup>	拉伸强 度/MPa	拉伸模 量/GPa	延伸 率/%	弯曲强 度/MPa	弯曲模 量/GPa	冲击强 度/kJ·m <sup>-2</sup>	T <sub>g</sub> / ℃	马丁耐热 温度/℃	剪切强 度/MPa	压缩强 度/MPa	压缩模 量/GPa
1.25	88.47	3.65	3.60	149.1	3.71	1.93	109.2	110	21.35	125.4	1.81

### 2.1.3 湿法缠绕用树脂配方的 NOL 环性能

通过测量 NOL 环拉伸和剪切强度,取三次试验的平均值,分别为 1.98 GPa、63 MPa。说明碳纤维与树脂配方体系的界面粘接性能优良,具有较强的传递应力的能力,而且湿法缠绕对纤维的磨损较小,纤维强度能得到较好的发挥。

## 2.2 砂芯模结构与成型工艺研究

### 2.2.1 砂芯模结构

将  $\Phi 200$  mm 缠绕芯模采用 1 件前封头砂模段、3 件筒段砂模段、1 件后封头砂模段相结合的方式,为确保砂模段组装时,各砂模段有较高的同轴度,在砂模段中预埋固砂轴套,并对其精度提出较高要求,为确保砂芯顺利组装、拆卸并实现回转运动芯轴上采用止扣和键链接的方法。

### 2.2.2 砂芯模成型工艺

砂芯模成型工艺路线:材料及成型模具预处理→芯砂混制→芯砂填充紧实→砂模段烘干→砂模段脱模→砂模→砂模段端面加工→合格砂模段→砂模段组装→砂模筒段加工→合格砂芯模。

## 2.3 绝热层成型粘贴工艺

采用绝热层的纤维缠绕壳体已广泛用作火箭发动机壳体,绝热层在壳体中不仅具有隔热作用还起密封作用,以保证壳体在内压试验时不渗漏,它对纤维缠绕发动机壳体的综合性能 PV/W 值有着不可忽视的影响。

绝热层模压使用的柔性绝热层材料,经过塑炼、

混炼,最后压碾成平整光洁的生片。然后按绝热层需要的尺寸进行裁取压制好的生片,再把裁取生片放在干净的操作台上。

方案 1 手工贴片:按要求裁好生片直接包裹在砂芯模上,然后用胶黏剂将搭缝涂胶粘合;

方案 2 模压成型:设计出合适的模具将绝热层按段模压成型,再在一定的温度下硫化成熟片,根据设计方案把绝热层套接到砂芯模上,用胶黏剂将对接缝粘合起来。

通过两种方案进行对比,发现用方案 1 绝热层成型后,芯模表面不平整,质量难以保证,更无法保证缠绕成型后的质量,在生片芯模上缠绕第一个纵向时,张紧的胶带紧紧地压的生片芯模上并逐渐将绝热层与砂芯模间的空气往后赶,在第一个纵向快要缠完时,就会在绝热层内形成很大的气泡,气泡会破坏纱带有规律的缠绕线型。解决的办法是用刀割开生片放出气体,然后将多余的绝热层剪掉,再把刀缝粘好,结果生片芯模表面受到破坏,影响纱带的排列,甚至在接缝处造成纱带的架空和滑移,使后面的纱带无法有规律的排布。有时在高张力纱带的挤压下壳体在固化过程中生片会渗透到外边,结果使壳体性能降低。方案 2 绝热层成型后,硫化好的绝热层强度大,表面有足够的硬度,缠绕在熟片芯模上时,绝热层不会发生塑性流动,故施加的缠绕张力不会自动释放,缠绕张力稳定,能达到预期施加张力的目的(图 1)。



图1 方案2成型后的绝热层

Fig.1 Insulation of the second project

## 2.4 缠绕成型工艺

### 2.4.1 缠绕工艺流程

Φ200 mm 复合壳体制作工艺流程见图2。

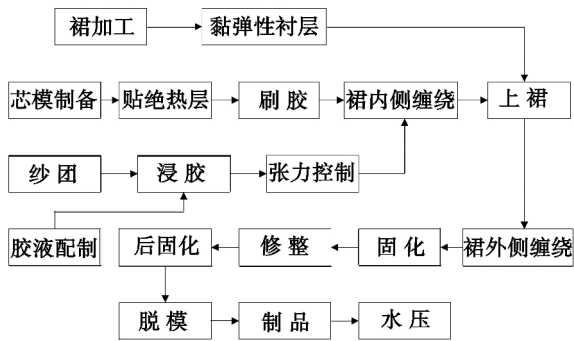


图2 湿法缠绕复合壳体工艺流程

Fig.2 Making process sketch of composite case with wet winding

### 2.4.2 大长细比壳体封头补强工艺技术

由于大长细比壳体在金属接头边缘,金属接头的刚度远大于复合材料壳体的刚度,使得复合材料壳体在该处的约束刚度发生突变较明显,从而造成该处复合材料壳体的应力、应变水平较高,需要在该处进行补强;而且由于大长细比开口附近的纤维易于堆积和架空等缺陷加之极孔金属件区域的应力集中,形成该区域的应力薄弱区。碳纤维/环氧复合材料的刚性比玻璃纤维和芳纶纤维复合材料大,对极孔金属件边缘的不连续性更敏感。采取壳体完成一个纵环向循环后,再缠绕一层纵向剪掉中间段留下封头段,然后完成剩余的缠绕层。这样保证了加强层在缠绕层的两端,加强层和缠绕层的粘接性和整体完好性<sup>[5-6]</sup>。

### 2.4.3 复合壳体成型工艺参数及实验结果

壳体成型主要工艺参数见表3。对所缠绕的复合壳体进行水压试验,结果在36 MPa时,筒身段发生爆

破,两端极孔完整,碳纤维壳体水压爆破形貌图见图3。试验结果说明表3所选工艺参数是合理的。

表3 复合壳体成型主要工艺参数及水压爆破压强

Tab.3 Winding process parameters of case

纵、环向 循环数	应力平 衡常数	缠绕 角/(°)	切点 数	缠绕张 力/N	含胶 量/wt%	带宽 /mm	$\frac{PV}{W}$ /km
3环,3纵	0.75	40	3	80~70	32~34	5	32

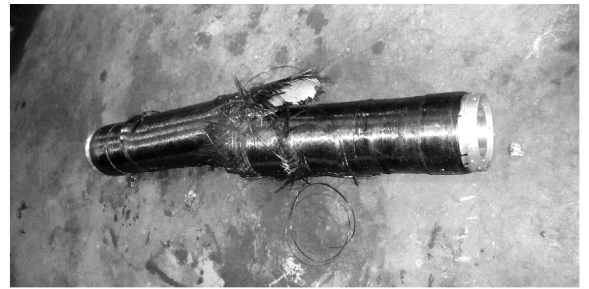


图3 碳纤维壳体水压爆破形貌图

Fig.3 Hydrostatic burst sketch of composite chamber case

## 3 结论

以混合环氧树脂 E-51 和 TDE-85 为基体树脂、复合芳香胺为固化剂,采用砂芯模、缠绕等成型工艺,工艺满足大细长比复合壳体的成型需要,制作的Φ200 mm 复合壳体的  $PV/W$  为 32.3 km,并成功通过了水压爆破 36 MPa 的试验考核。

### 参考文献

- [1] 张兴宏,赵珂,陈刚. 碳纤维缠绕壳体的成形与工艺[J]. 航天工艺,2001(1):16-20
- [2] 刘炳禹,王晓洁,韩建平,等. 碳纤维复合材料锥形壳体成形技术初探[J]. 宇航材料工艺,2000,30(4):26-29
- [3] 邓杰,刘建超. 复合材料用中温固化环氧树脂体系的研究[J]. 化学与黏合,2004(6):314-316
- [4] 王晓洁,张伟,刘炳禹. 碳纤维湿法缠绕基体配方及成型研究[J]. 固体火箭技术,2001,24(1):60-63
- [5] 王郭峰,张伟,王晓洁,等. 碳纤维环氧固体火箭发动机壳体补强现状[J]. 纤维复合材料,2008(3):35-38
- [6] 王东. 某缠绕壳体补强工艺研究[J]. 航天制造技术,2007(2):36-37

(编辑 吴坚)