

# 全封闭中空异型薄壁复合材料结构成型

张夏明<sup>1</sup> 朱开鼎<sup>1</sup> 蒋贵刚<sup>2</sup> 苏庆云<sup>2</sup> 刘海鑫<sup>2</sup>

(1 通信与导航卫星总体部,北京 100094)

(2 北京卫星制造厂有限公司,北京 100094)

**文 摘** 以某航天器复合材料一体化摇臂为实例,针对其全封闭、非线性、变截面、变壁厚、细长中空薄壁结构进行成型工艺方案研究。通过以可溶性芯模为铺层芯模,解决了铺层和脱模问题;选用气囊加压方式,解决了加压和成型问题。结果表明:经过4次-65~60℃的高低温循环试验,摇臂结构内部无分层、裂纹等缺陷产生;制备的复合材料摇臂顺利通过鉴定级力学试验,力学性能满足设计要求。采用气囊加压和可溶性芯模相结合的工艺方案,实现了低成本、短周期制备航天器复合材料主承力构件的目标,对类似的全封闭异型复合材料结构的研制具有一定借鉴意义。

**关键词** 全封闭,异型,薄壁,摇臂,成型

中图分类号:TB332

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.03.017

## Structural Molding of Fully Enclosed Hollow Special-shaped Thin-walled Composite Materials

ZHANG Xiaming<sup>1</sup> ZHU Kaiding<sup>1</sup> JIANG Guigang<sup>2</sup> SU Qingyun<sup>2</sup> LIU Haixin<sup>2</sup>

(1 Institute of Telecommunication and Navigation Satellites, Beijing 100094)

(2 Beijing Spacecrafts, Beijing 100094)

**Abstract** Taking a spacecraft composite material integrated rocker arm as an example, the molding process plan is studied for its fully enclosed, nonlinear, variable cross-section, variable wall thickness and slender hollow thin-walled structure. By using the soluble mandrel as the layering mandrel, the problems of layering and demoulding are solved. The airbag pressurizing method is selected to solve the problems of pressurizing and forming. The results show that after 4 high and low temperature cycle tests between -65 °C and 60 °C, there are no defects such as delamination or cracks in the rocker structure. The prepared composite rocker successfully passes the appraisal level mechanical test, and the mechanical properties meet the design requirements. The combination of airbag pressurization and soluble mandrel technology has achieved the goal of low-cost and short-period preparation of the main bearing components of spacecraft composite materials, which has certain reference significance for the development of similar fully enclosed special-shaped composite material structures.

**Key words** Fully enclosed, Special-shaped, Thin-walled, Rocker arm, Forming

### 0 引言

某航天器一体化摇臂结构接口复杂,需要满足三维干涉空间的包络需求,且结构质量要求苛刻,温度环境高低温交变,使用工况复杂且恶劣,传统的金属材料无法同时满足精度、力学和质量的要求。碳纤维增强树脂基复合材料具有比强度和比模量高、线胀系数小的优点<sup>[1-2]</sup>,因此采用碳纤维复合材料制造的构件具有重量轻、刚度强和尺寸稳定性好等特

点,适合应用于对结构质量和尺寸控制要求严格的航空航天领域部件生产。例如:Vega火箭的P80FW发动机和Epsilon火箭的SRB-A发动机均采用碳纤维缠绕复合材料壳体,以及多向编织C/C喉衬、布带缠绕C/P-高硅氧/酚醛喷管防热部件等<sup>[3-6]</sup>。

该航天器摇臂为中空腔体结构,该结构的复合材料成型芯模选择是关键,芯模既要满足铺层需要,又要满足产品在成型过程中对加压的需要。芯

收稿日期:2021-02-19

第一作者简介:张夏明,1991年出生,工程师,主要从事复合材料成型工艺研究工作。E-mail:xiaming001@yeah.net

模材料通常有金属芯模、可溶性芯模、热胀性芯模以及气囊芯模等。王纪霞等<sup>[7]</sup>采用砂芯模缠绕成型工艺,制备的复合材料壳体通过了水压爆破试验考核;张芳等<sup>[8]</sup>从工艺角度研究了水溶性芯模的制备和性能,结果表明水溶性芯模满足复杂异型复合材料结构件的各项性能指标要求;曹晓明等<sup>[9]</sup>研究了复合材料成型过程中硅橡胶的温度变化对压力的影响,考察了方管的成型质量及其影响因素,以硅橡胶热膨胀工艺制备了碳纤维复合材料方管;仲晓春等<sup>[10]</sup>通过对橡胶硫化特性以及热膨胀橡胶的热胀特性研究,确定了小口径、大长细比的复合材料热膨胀成型工艺流程及参数。王国勇等<sup>[11]</sup>通过调整多个气囊的内压,对多腔室复杂结构复合材料件进行共固化,验证了多气囊整体成型技术的可行性,制备了和常规成型工艺相当的复合材料产品;Daniel J. Moster<sup>[12]</sup>从工艺角度对不同类型的芯模进行了对比,阐述了各种成型芯模的优点和缺点,并详细介绍了气囊芯模的工艺特点及优势;美国NASA<sup>[13]</sup>、法国AeroSpatiale空间研究中心<sup>[14]</sup>、日本航天发展局<sup>[15]</sup>均对复合材料壳体结构进行了相关工艺研究。本文主要介绍全封闭中空异型薄壁复合材料结构成型过程。

### 1 复合材料摇臂结构设计

为满足该摇臂对精度、力学和质量的要求,将其设计为全封闭、非线性、变截面、变壁厚、细长中空的碳纤维复合材料一体化薄壁结构(图1沿中线的剖面)。

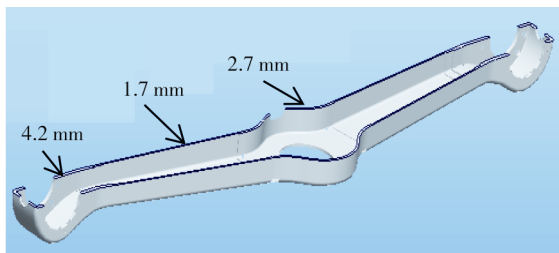


图1 摇臂结构剖面示意图

Fig. 1 Section diagram of rocker arm structure

复合材料一体化摇臂包络尺寸为:865 mm×130 mm×90 mm,选用单层厚度为0.1 mm的M40J/环氧预浸料,该预浸料的力学性能见表1和表2。根据该碳纤维复合材料基本物理性能,复合材料一体化摇臂两端法兰面厚度设计为4.2 mm,中间法兰面厚度设计为2.7 mm,臂杆部分厚度设计为1.7 mm,以此开展铺层设计。为满足尺寸稳定性要求,铺层设计应采用中面对称的原则<sup>[16-17]</sup>。制定的铺层方案设计如下:

1. 7 mm铺层设计,  $[\pm 45/0_3][\pm 45/0_3/\pm 45/0_3/\pm 45]$ ;
2. 7 mm铺层设计,  $[\pm 45/0_3]_3[\pm 45/0_3/\pm 45/0_3/\pm 45]$ ;
4. 2 mm铺层设计,  $[\pm 45/0_3]_6[\pm 45/0_3/\pm 45/0_3/\pm 45]$ 。

复合材料一体化摇臂主要技术指标为:

- (1)接口精度为 $\pm 0.05$  mm;

- (2)外表面粗糙度 $\leq 1.6 \mu\text{m}$ ,内腔平整无尖锐点;
- (3)产品成型质量满足GJB2895—1997-B级要求;
- (4)产品通过 $-65\sim 60$  °C的高低温循环试验及鉴定级力学试验。

表1 M40J碳纤维主要性能参数

Tab. 1 Main performance parameters of M40J carbon fiber

$\rho/\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$	$\sigma/\text{MPa}$	$E/\text{GPa}$	$\varepsilon/\%$
1.77	4400	380	1.2

表2 M40J/环氧单层板主要性能指标

Tab. 2 Main performance indexes of M40J/epoxy monolayer

$E_{11}/\text{GPa}$	$E_{22}/\text{GPa}$	$\mu$	$G_{12}/\text{GPa}$	$G_{23}/\text{GPa}$	$\rho/\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$
200	7	0.3	4.5	4.5	1.57
$\sigma_{11}/\text{MPa}$	$X_c/\text{MPa}$	$\sigma_{22}/\text{MPa}$	$Y_c/\text{MPa}$	$\tau_{12}/\text{MPa}$	-
1400	700	10	150	50	-

## 2 成型工艺方案设计

为完成该航天器复合材料一体化摇臂结构的研制,在参照了国内外相关工艺研究的基础上,制定了详细的工艺方案。为实现易铺层、易加压、易成型、易脱模等关键工艺环节,主要从工装模具设计和加压方式设计进行工艺方案制定。该复合材料一体化摇臂结构复杂,外部接口尺寸精度及外观要求较高,因此必须采用阴模成型方式。但是单纯的成型阴模,进行铺层时无法满足该摇臂的全封闭结构,因此必须设计铺层阳模。通过对国内外相关成型工艺的对比以及相关工艺试验,发现无论是可溶性芯模、加压气囊或者膨胀橡胶单独使用均无法满足该产品成型工艺的需求和指标要求,因此采用了可溶性芯模与加压气囊相结合的工艺方案。制定的工艺流程如下:

成型阴模加工→铺层阳模成型→加压气囊制备→预浸料铺层→合模固化→脱模修整→机加开口→芯模去除→检验交付。

该工艺方案的难点在于:

- (1)在复合材料产品固化过程中如何实现精准加压;
- (2)复合材料产品完成固化后如何进行铺层阳模的去除。

## 3 关键工艺实现

### 3.1 成型模具设计

#### 3.1.1 成型阴模结构设计

成型模具是复合材料固化成型的基准,为复合材料提供外形及精度保证。为了方便装模和脱模,成型阴模设计必须考虑模具的分型面设计,根据该摇臂的结构特点,将该主体模具分为3个部分,如图2所示,分别为上模、下模、侧模。主要的分型面设计在摇臂产品的侧边倒角区域。在使用时首先将产品和铺层模具一起放在下模上,然后借助导向销和螺钉依次安装侧模和上模。

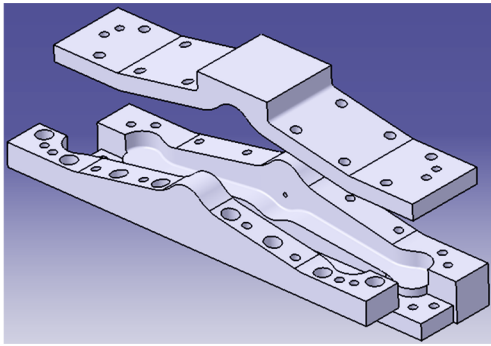


图2 摇臂成型模具示意图

Fig. 2 Diagram of rocker arm forming mold

### 3.1.2 成型阴模选材及热处理

模具材料是根据设计需求决定的,要考虑工作需求、工艺要求和经济适用性的要求,然后对模具材料做出综合选择;当模具与复合材料产品线胀系数有较大差异时,升温固化过程中复合材料产品与模具热膨胀不一致,从而导致复合材料产品几何尺寸偏差。常用的模具材料的线胀系数如表3所示<sup>[18]</sup>。

表3 不同材料的线胀系数

Tab. 3 Coefficient of linear expansion of different

materials								10 <sup>-6</sup> /K(20 ~ 100 °C)
碳钢	铬钢	不锈钢	铸铁	超殷钢	尼龙	碳纤维	玻璃纤维	
11.3 ~ 13.0	11.8	17	8.5 ~ 11.6	1.5	105	0.7	2.9 ~ 5.0	

成型阴模的尺寸精度是由复合材料摇臂的精度转化而来,由于产品空间取向较为复杂,外部接口要求较高,且产品工作环境温度恶劣,应尽可能减小产品固化及脱模过程中的内应力,因此模具材料的热膨胀系数应与复合材料产品的保持一致。模具材料选用超殷钢,调质处理 HRC 28~32,模具表面粗糙度  $Ra \leq 0.8$ ,这样可以保证产品外表面光滑且易脱模。

### 3.2 铺层阳模设计

铺层阳模是为产品提供铺层支撑,在其表面完成预浸料铺放。由于该复合材料摇臂全封闭、非线性、变截面、变壁厚、细长中空的结构特点,该铺层模具需有一定的刚度,为铺层提供支撑,又需具有易分解或易破坏的特点,满足复合材料摇臂在固化完成后进行脱模操作。

为满足产品铺层和脱模要求,铺层工装需采用可溶性或易破坏的材料。可溶性芯模是通过一定的胶黏剂将无机填料粘结成具有一定形状、强度的一类多孔芯模材料,制品在加入相应的溶剂后,芯模可以快速的溃散脱模<sup>[19]</sup>。为满足低成本、短周期的复合材料成型要求,本产品芯模采用可溶性材料,借助产品成型模具,在芯模成型过程中同时完成芯模的结构成型。为保证产品尺寸,可溶性芯模在制备过程中需要考虑产品厚度和加压气囊的厚度,并做相应的避让。成型后的可溶性芯模如图3所示。

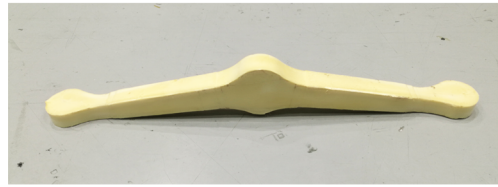


图3 可溶性芯模实物图

Fig. 3 Physical image of soluble core mold

### 3.3 加压方式设计

复合材料成型需要在一定温度和压力下进行,适当的压力可以使树脂在固化过程中充分流动,同时排出树脂内部的气泡,形成致密的结构,减少气泡、分层等内部缺陷<sup>[20]</sup>,保证复合材料产品的成型质量,因此在固化成型过程中的加压极为重要。

航天用复合材料产品通常采用热压罐成型固化,热压罐具有均匀的温度场和稳定可靠的加压系统,该成型方法成熟稳定,可靠性高,但是该方法对设备要求严格,成本较高,目前很难实现低成本、短周期的生产要求。软膜膨胀(膨胀橡胶)加压也是航天用复合材料成型的加压技术之一,该方法需要提前灌注膨胀橡胶,并计算膨胀橡胶用量。橡胶膨胀过程曲线与树脂软化、凝胶随温度的变化曲线很难匹配,导致加压时机很难与树脂的固化特性匹配,且膨胀橡胶的压力很难控制,因此该方法成型的复合材料产品质量较难控制,再结合本产品全封闭、非线性、变截面、变厚度、细长中空的结构特点,采用膨胀橡胶进行加压,在产品固化完成后,脱模环节将会异常困难甚至难以实现。

根据上述分析,为满足低成本、短周期的生产要求,采用气囊加压的方式,即在铺层阳模外设计内充加压气囊,将气囊的充气接口设计在摇臂端部的大开口处,后续通过机加将该处产品加工掉,可以避免工装设计对产品的影响。充气接口与外部的正压气嘴连接,可以方便、有效的进行压力控制。采用气囊与外部正压系统相结合的加压设计,既能满足铺层需求,又可在产品固化阶段进行加压时机及压力大小控制,可以有效保证产品的成型质量及尺寸精度。

### 4 成型质量与性能评价

碳纤维复合材料一体化摇臂经上述工艺方案成型后,实物如图4所示。经检测,该复合材料一体化摇臂外表粗糙度、内腔平整度及表观质量均满足技术指标,壁厚及形位精度满足设计要求。超声无损检测表明摇臂成型质量良好,满足 GJB2895—1997-B 级要求。对摇臂结构开展 -65~60°C 的高低温循环试验,循环4次后,经超声无损检测,摇臂结构内部无分层、裂纹等缺陷产生,满足设计要求。该复合材料一体化摇臂顺利地通过了鉴定级力学试验,力学性能满足设计要求。



图4 复合材料摇臂实物图

Fig. 4 Actual figure of composite rocker arm

## 5 结论

(1)采用可溶性材料作为芯模,可实现全封闭中空细长异型薄壁复合材料易铺层、易脱模操作。

(2)采用气囊加压的方式,可以精准地对复合材料固化过程进行加压时机和压力大小控制,保证产品壁厚。

(3)经过4次-65~60℃的高低温循环试验,经超声无损检测,摇臂结构内部无分层、裂纹等缺陷产生,满足设计要求。

(4)制备的复合材料一体化摇臂顺利通过鉴定级力学试验,力学性能满足设计要求。

(5)采用气囊加压和可溶性芯模相结合的工艺方案,摆脱了航天器复合材料主承力构件对热压罐的依赖,实现了低成本、短周期制备航天器复合材料主承力构件的目标。

## 参考文献

- [1] 张勤干,武海生. 碳纤维复合材料波导器件成型技术[J]. 宇航材料工艺,2017,47(5):32-34.
- ZHANG Qingan, WU Haisheng. Carbon fiber composite material waveguide device molding technology [J]. Aerospace Materials & Technology, 2017,47(5):32-34.
- [2] 黄金海,冯德贵. 一种碳纤维长直薄壁波导制造技术研究[J]. 电子工艺技术,2018,39(1):49-52.
- HUANG Jinhai, FENG Degui. Research on manufacturing technology of a long straight thin-walled carbon fiber waveguide [J]. Electronic Technology, 2018,39(1):49-52.
- [3] 周晓锋. 航空用复合材料异形导管技术研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2014(3):48-51.
- ZHOU Xiaofeng. Research on composite material special-shaped conduit technology for aviation [J]. FRP/ Composite Materials, 2014(3):48-51.
- [4] 崔红,李瑞珍. 运载火箭固体发动机复合材料技术发展现状[J]. 宇航材料工艺,2014,44(2):67-70.
- CUI Hong, LI Ruizhen. Development status of composite material technology for carrier rocket solid motor [J]. Aerospace Materials & Technology, 2014,44(2):67-70.
- [5] SCOCCIMARRO D, MUCCI R, et al. VEGA new first stage: P105 SRM overview of technological Innovation [R]. AIAA 2014-3891, 2014.
- [6] SCOCCIMARRO D, MUCCI R, et al. Zefio 40 solid rocket motor: from a technological demonstrator to vega evolution flight stage [R]. AIAA 2015-3877, 2015.
- [7] 王纪霞,马俊.  $\Phi 200$  mm 固体火箭发动机复合壳体成型工艺[J]. 宇航材料工艺,2012,42(6):76-78.
- WANG Jixia, MA Jun. Molding process of composite case of solid rocket motor of  $\Phi 200$  mm [J]. Aerospace Materials & Technology, 2012,42(6):76-78.

[8] 张芳,殷永霞. 一种水溶性芯模的制备和性能[J]. 宇航材料工艺,2013,43(4):55-57.

ZHANG Fang, YIN Yongxia. Preparation and properties of a new water soluble core [J]. Aerospace Materials & Technology, 2013,43(4):55-57.

[9] 曹晓明,顾轶卓. 碳纤维复合材料方管硅橡胶热膨胀成型工艺研究[J]. 宇航材料工艺,2012,42(6):64-68.

CAO Xiaoming, GU Yizhuo. Study on thermal expansion molding process of carbon fiber composite square tube silicone rubber [J]. Aerospace Materials & Technology, 2012,42(6):64-68.

[10] 仲晓春,宛静. 橡胶绝热层的热膨胀成型工艺[J]. 宇航材料工艺,2009,39(3):61-63.

ZHONG Xiaochun, WAN Jing. Thermal expansion molding process of rubber insulation layer [J]. Aerospace Materials & Technology, 2009,39(3):61-63.

[11] 王国勇,赵亮. 多腔室复合材料结构件的气囊整体成型研究[J]. 宇航材料工艺,2006,36(2):60-63.

WANG Guoyong, ZHAO Liang. Study on inflatable mandrel integral fabrication of multi-cavity composites structure [J]. Aerospace Materials & Technology, 2006,36(2):60-63.

[12] MOSER D J. Inflatable mandrel fabrication technology: advantages for the containment of rocket propellants [R]. AIAA 92-3058.

[13] MORRIS E, DARMS F, LYNN V. Lower cost, high-performance composite fiber/metal tanks for spacecraft [C]//AIAA:22<sup>nd</sup> Joint Propulsion Conference, 1986.

[14] CHARPENTIER P, ZORZETTO D, SALOME S. High performance titanium/carbon composite gas storage pressure vessel for space use [C]//AIAA:26<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference, 1990.

[15] TORANO Y, ARITA M, TAKAHASHI H, et al. Current study status of the advanced technologies for the J-I upgrade launch vehicle-LOX/LNG engine [C]//10<sup>th</sup> AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Plane and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2001.

[16] 左龙彦,田杰. 复合材料异型构件成型技术[J]. 宇航材料工艺,2015,45(2):77-79.

ZUO Longyan, TIAN Jie. Composite material shaped component forming technology [J]. Aerospace Materials & Technology, 2015,45(2):77-79.

[17] 李伟,张明,朱大雷. 复合材料薄壁加筋抛物面天线仿真与优化[J]. 宇航材料工艺,2015,45(6):27-31.

Li Wei, ZHANG Ming, ZHU Dalei. Simulation and optimization of composite thin-walled stiffened parabolic antenna [J]. Aerospace Materials & Technology, 2015,45(6):27-31.

[18] 刘海鑫,徐佳. 碳纤维复合材料导管叶片模压模具设计[J]. 玻璃钢/复合材料,2016(9):91-95.

LIU Haixin, XU Jia. Design of molding die for carbon fiber composite catheter blade [J]. FRP/Composite Materials, 2016(9):91-95.

[19] Vaidyanathan R. Water soluble tooling materials for complex polymer composites components and Honeycombs [J]. Sampe Journal, 2003,39(1):22.

[20] 张宝艳. 成型压力对5428VB/T700复合材料微观结构与性能的影响[J]. 材料工程,2009(10):67-72.

ZHANG Baoyan. The influence of molding pressure on the microstructure and properties of 5428VB/T700 composites [J]. Materials Engineering, 2009(10):67-72.