分瓣金属模辅助缠绕工艺成型舱段缩比件

於永红，杨静文，刘兆朋，李泽英

（江苏恒神股份有限公司，丹阳 212314）

摘要：以某型号复合材料舱段研制为背景，提出用分瓣金属模辅助缠绕工艺整体成型内网格加强筋圆柱壳复合材料构件。依据舱段结构特点，设计了缩比件，并用分瓣金属模成型了碳纤维复合材料缩比件。研究结果表明，分瓣金属模可以成型出外形完整、尺寸准确的缩比件，且成型的构件尺寸稳定性好、精度高，但劳动强度大。试验表明，分瓣金属模辅助缠绕工艺可以整体成型内网格加强筋圆柱壳复合材料构件。

关键词：分瓣金属模；整体成型；缠绕；复合材料；舱段

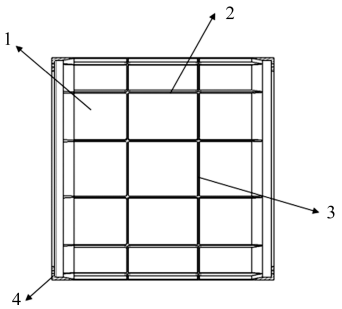
中图分类号：TB332 **文献标识码**：A **文章编号**：1003-0999(2018)12-0078-04

缠绕成型工艺是指在控制纤维张力和预定线型的条件下，将连续纤维或带经过树脂浸胶后，按照一定的规律缠绕到芯模上，然后在加热或常温下固化，制成一定形状制品的工艺方法[1-5]。纤维缠绕成型通常适用于制造圆柱体、圆筒体、球体和某些正曲率回转体制品。其适用于耐腐蚀管道、贮罐和高压管道及容器的制造，这是其他工艺方法无法实现的[6,7]。随着航天事业的发展，复合材料网格结构得到越来越广泛的应用。这种结构件比较常见的成型模具方法主要是以下三种：第一种方法是软模成型；第二种方法是采用硬质泡沫塑料开沟槽的模具成型；第三种方法是硬模法，如金属模[8]。

航天使用的复合材料网格结构件外形尺寸一般较大，形状比较复杂，再加上内腔有复杂的加筋结构，很难用一般的整体金属模缠绕成型。为了解决产品表面光洁度差、筋条尺寸不稳定、大尺寸加强筋网格结构不易加压以及对于筋条的高度/宽度比较大的结构难以脱模等缺陷，本文提出用分瓣金属模辅助缠绕工艺成型此类构件。选择某型号复合材料舱段这一典型航天件的研制为背景，初步探究了分瓣金属模辅助缠绕工艺成型复合材料舱段构件的可行性及对成型构件性能的影响[9]，用分瓣金属模制备了两件缩比件，并对试验结果进行分析与讨论。

1 缩比件结构及模具设计

某型号复合材料舱段是一内部多筋交叉、两端带端框（内翻边法兰）的圆筒状主承力件。为了较充分地模拟舱段的结构，缩比件设计为内网格加筋圆柱壳带翻边结构。外径为 500 mm，长度为 500 mm，蒙皮厚为 1.5 mm。壳体内壁设置 2 条环筋、12 条纵筋，筋条净高为 6 mm，筋宽为 3 mm。壳体前后端为 L 形端框，端框厚度为 6 mm，端框内圆半径为 220 mm。壳体圆度为 0.5，前、后端框端面平面度为 0.2，母线直线度为 0.5，壳体纵轴线对前、后端框端面垂直度为 0.2，制品除端框端面外，其余不能进行加工。图 1 为舱段缩比件剖切示意图。图 2 为缩比件的三维效果图。



1-蒙皮；2-环向加强筋；3-轴向加强筋；4-端框

图 1 舱段缩比件剖切示意图

Fig. 1 The section cutting of cabin model

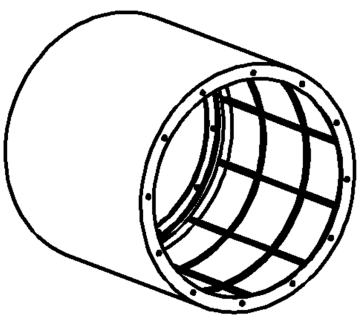


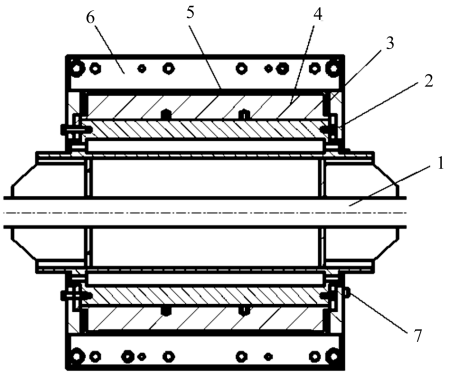
图 2 舱段缩比件三维效果图

Fig. 2 3D renderings of cabin model

收稿日期：2018-03-19

作者简介：於永红（1968-），男，工程师，主要从事复合材料工装模具设计方面的研究，419926487@qq.com。

芯模是缠绕工艺中最重要的一个部分,缠绕工艺的一个基本要素就是成型制品时需要一个可以旋转的芯模。邓杰等用硅橡胶制作网格结构模具[10],其缺点是网格的尺寸精度不高;刘艳等提出使用分片式薄壁钢结构,用螺钉和定位销固定在芯模上,制品外加均压板,用热压罐固化[11];王维等用金属对模加压成型锥壳的法兰[12];郝卫等提出用热压罐加压的金属模具方案来成型复合材料网格-蒙皮-桁条结构件[13]。本文设计的芯模主要由模具主体、多个分瓣芯块、定位环和端框法兰组成。另外,为控制舱段的外形尺寸,需要设计外模来辅助成型。故本文设计了一套组合式缠绕模具来整体成型舱段缩比件。这套缠绕模具主要由带多个可拆卸的分瓣芯块的芯模和分瓣外模组成。模具结构如图 3 所示。



1-模具主体;2-定位环;3-端框法兰;4-分瓣芯块;
5-产品;6-分瓣外模;7-螺钉

图 3　分瓣金属模辅助缠绕模具结构

Fig. 3　Mold structure for splitting metal mold assisted winding process

2　缩比件制备

2.1　模具设计与制造

随着 CAD/CAM 技术的普及,其也应用于缠绕成型工艺中[14],可以数字模拟装模和脱模过程,提高设计质量。模具结构如上所述,其中分瓣芯块材料选用 AL6061,其质轻便于搬运,膨胀系数较钢大 2 倍,便于对筋成型时加压,模具其余结构材料选用 Q235。为便于脱模,设计了可拆卸的分瓣芯块,芯块在纵向分成若干瓣,并且将芯模分离面设置在相邻两条筋的中间。模具主体采用圆管+钢板焊接而成;定位环用钢板加工而成,用于分瓣芯模的轴向定位;端框法兰也用钢板加工而成,用于制件前、后端框成型;外模设计为两瓣式结构,用于控制制件外形尺寸。按上述思路设计并制造了金属模,用于缩比件的成型。

2.2　主要原材料

制件材料选用江苏恒神股份有限公司生产的湿法 T800 级碳纤维 HF40A-12k,使用前按照 GB/T 3362 进行逐锭复验,树脂采用高温环氧树脂 EH104,主要用于缠绕成型内网格筋条;选用江苏恒神股份有限公司生产的 NY9200GA-33%-12KHF40A-U-160gsm 预浸料,用来成型蒙皮和端框的铺贴。

2.3　铺层设计

根据缩比件的结构特点对铺层进行了设计。端框、加强区与筋条铺层交替进行,先端框、加强区铺层,后筋条铺层。每完成一轮筋条铺层,需要剪断端部的多余材料,并将其贴合分散在端框面。待过渡层及筋条铺层完成之后,进行蒙皮铺贴。

前后端框、舱壁加强区铺层实现:去除蒙皮厚度为 1.5 mm,端框的实际铺层厚度为 4.5 mm。筋条延伸进舱壁加强区、端框区,与加强区、端框区铺层交替进行。

筋条铺层方案:环向筋为 2 根,纵向筋为 12 根;筋条宽度为 3 mm,筋条厚度为 6 mm;单层厚度为 0.15 mm;环向、纵向筋条均需要铺 40 层。

蒙皮铺层方案:全部采用单向预浸料铺贴。

2.4　工艺流程

按照图 4 所示的工艺流程制备缩比件[3]。首先将胶液配置好放置于胶槽中,再将无捻粗纱(或布带)浸渍树脂胶液后通过缠绕机的张力控制系统调整好所需张力。根据上述提及的铺层设计,在已准备好的分瓣金属芯模上进行纵、环筋的缠绕,接下来进行前后端框、舱壁加强区和蒙皮的铺贴。铺贴完成后合模加压,保证制品外型面,最后固化脱模。再对脱下来的舱段缩比件进行机加工及打磨喷涂处理,最后得到成品缩比件。

由于此模具为组合模具,在生产之前需对模具进行装配,装配过程如下:首先将分瓣芯块和定位环装配到模具主体上,组合成芯模后运到缠绕机上装夹好后缠绕制件,缠绕完成后装上端框法兰并将带有制件的芯模吊运安放在下外模的型腔内,此时需人工调整芯模位置,可通过观察定位面是否对齐来保证合模位置正确;然后将上外模通过导柱和精定位

器准确合上,用螺栓将合好的上、下外模锁紧,将带有制件的模具送入烘箱固化。固化后脱模过程如下:用行车吊起并拆卸上外模,将两侧锁紧端框法兰的螺栓取出,卸下端框法兰,用上述同样的方法卸下两侧定位环;将剩余部分移上脱管机,利用脱管机和配套挡板将芯模中的模具主体部分脱出;然后将带有分瓣芯块的制品从脱管机上吊至存放架上,使用简易脱模工装先将带有拔模角的若干组芯块脱出,再将剩余的几组芯块脱出,最终得到制件。

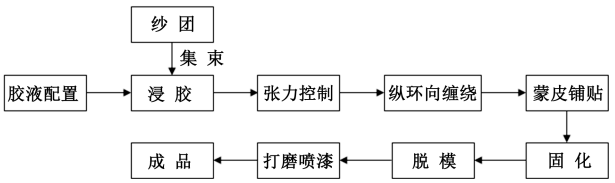


图 4 缩比件制备工艺流程

Fig. 4 Preparation process of shrinkage parts

3 检测及分析

对所制的两个舱段缩比件的外观进行检测,结果表明分瓣金属模可以成型出外形完整的缩比件。依据设计尺寸对所制得缩比件实际尺寸进行了检测,结果如表 1 所示。分析表中数据可以得出以下结论:两次成型的缩比件尺寸与设计尺寸基本吻合,这充分证明了本文所述的组合式缠绕模具可以制备出外形完整、尺寸满足要求的舱段复合材料构件,并且分瓣金属模辅助缠绕工艺可以一次整体成型出内网格加强筋圆柱壳构件。由于模具材质与制件材质的热膨胀系数不同,因此设计模具时要考虑尺寸补偿。铝的热膨胀系数为 $24\times10^{-6}/℃$,钢的热膨胀系数为 $12\times10^{-6}/℃$,碳纤维的热膨胀系数为 $2.1\times10^{-6}/℃$,通过模具热膨胀补偿公式 $X_M=X_P[1+(\alpha_M-\alpha_P)(T_{gel}-T_{use})-S_\tau]$[6] 计算出模具的收缩率为 0.99897。金属模两端通过螺钉锁紧,沿轴向方向受约束,导致其受热膨胀时主要沿径向膨胀,因此缩比件的壳体壁厚就是最直观的反映。从表 1 可以看出,第一次制备的缩比件壳体壁厚为 1.416 mm~1.616 mm,第二次制备的缩比件壳体壁厚为 1.437 mm~1.630 mm,壳体设计壁厚为 1.4 mm~1.7 mm,完全满足设计要求。对于前、后端框端面平面度,壳体纵轴线对前、后端框端面垂直度等检测项虽未满足设计要求,但可通过后续加工达到设计要求。从检测数据中还可以看出,前后端框的厚度和壳体壁厚尺寸均匀性不够理想,主要原因在于纤维预浸料在固化之前处于蓬松状态,合模很难合到位,导致成型厚度尺寸不均匀。另外,从工艺过程中可以看出,此类分瓣金属模在合模脱模过程中需要将模具外模、端框法兰、定位环、分瓣芯模等零件组装和拆除,人工劳动强度大。

表 1 缩比件尺寸检测

Table 1 Size detection of shrinkage parts

检测项	分瓣金属模制备的缩比件 1	分瓣金属模制备的缩比件 2	设计尺寸
壳体长度/mm	500.070~500.523	500.108~500.519	500±0.5
前端框端面平面度	0.058	0.025	≤0.2
后端框端面平面度	0.036	0.027	≤0.2
母线直线度	0.600	0.369	≤0.5
壳体圆度	0.232~1.090	0.393~0.768	≤0.5
壳体纵轴线对前端框端面垂直度	0.175	0.081	≤ϕ0.2
壳体纵轴线对后端框端面垂直度	0.152	0.127	≤ϕ0.2
前端框直径/mm	499.324~499.971	498.450~500.088	ϕ500(0,-0.5)
后端框直径/mm	499.857~499.910	499.370~500.192	ϕ500(+0.5,0)
前端框厚度/mm	5.761~6.193	5.753~6.148	6(+0.2,-0.1)
后端框厚度/mm	5.740~6.205	5.731~6.276	6(+0.2,-0.1)
壳体壁厚/mm	1.416~1.616	1.437~1.630	1.5(+0.2,-0.1)
质量/kg	3.683	3.606	4

4　结论与设想

分瓣金属模可以有效地解决大尺寸加强筋内网格结构件不易加压和脱模困难的问题。适用于成型内腔为加强筋网格结构且对称的制件,尤其对加强筋有较高的尺寸精度和位置精度要求,在生产制品数量大时更加适合。

对于今后舱段的研究可着重开展:①不同金属材料的热膨胀特性对成型复合材料制品形状尺寸的影响;②对于更多纵环筋制件的分瓣芯模可在网格节点处设计划窝并进行倒角,增加体积,解决网格加强筋连续交叉的凸起问题;③可考虑采用压机合模的方式对模具合模;④对模具、产品固化过程中的温度、压力实时监控技术;⑤复合材料成型后的机加工、打磨技术。

参考文献

[1] 冷兴武. 纤维缠绕原理[M]. 济南: 山东科学技术出版社, 1990.

[2] Buragohain M, Velmurugan R. Study of filament wound grid-stiffened composite cylindrical structures[J]. Composite Structures, 2011, 93: 1031-1038.

[3] Kruckenberg T, Paton R. 航空航天复合材料结构件树脂传递模塑成型技术[M]. 李宏运, 译. 北京: 航天工业出版社, 2009.

[4] 谢霞, 邱冠雄, 姜亚明. 纤维缠绕技术的发展及研究现状[J]. 天津工业大学学报, 2004, 23(6): 19-22.

[5] 陈小平,杨杰, 刘建超. 复合材料网格结构的研究现状[J]. 宇航材料工艺, 2009(2): 6-11.

[6] 刘雄亚, 谢怀勤. 复合材料工艺及设备[M]. 武汉: 武汉工业大学出版社, 1997.

[7] 欧国荣, 倪礼忠. 复合材料工艺与设备[M]. 上海: 华东化工学院出版社, 1991.

[8] 党旭佞, 李煊, 蒋元兴, 等. 碳纤维增强树脂基复合材料网格结构件成型模具及成型方法[J]. 专利库, 2009.

[9] 刘钧, 尹昌平, 曾竟成. 软模辅助 RTM 制备舱段缩比件[J]. 玻璃钢/复合材料, 2006(1): 45-47.

[10] 邓杰, 刘建超. 4 种网格结构模具用硅橡胶性能研究[J].粘接, 2010(1): 41-44.

[11] 刘艳. 一体化成型纤维缠绕网格承力筒模具设计[J]. 航空制造技术, 2010(17): 101-103.

[12] 王维, 苏峰, 李晓丹, 等. 小端外翻法兰复合材料锥壳的模具设计[J]. 纤维复合材料, 2009(2): 40-42.

[13] 郝卫, 孙宏杰, 蒋文革, 等. 蒙皮-网格-桁条结构复合材料共固化成型研究[C]//复合材料: 创新与可持续发展(上册). 2010: 10.

[14] 提亚峰, 董波, 郭永辉, 等. C/E 复合材料网格缠绕结构三维建模与模具设计[J]. 宇航材料工艺, 2010(4): 23-26.

RESEARCH ON CABIN FORMED BY SPLITTING METAL MOLD ASSISTED WINDING PROCESS

YU Yong-hong, YANG Jing-wen, LIU Zhao-peng, LI Ze-ying

(Jiangsu Hengshen Co., Ltd., Danyang 212314, China)

Abstract: In this paper, a splitting metal mold assisted winding process, which could be used for internal grid rib reinforced cylindrical shell composite structure, was developed due to the background of the development of a certain type of composite material cabin. A scaling prototype of carbon fiber composite material was designed and formed by splitting metal mold according to the structural features. The research results show that complete shape and accurate dimension of the scaling cabin can be obtained through the use of splitting metal mold with good dimensional stability and high precision, but high labor intensity. The issues are discussed in the paper. Experiment results show that the internal grid reinforced cylindrical shell composite structure can be integrally formed by the splitting metal mold assisted winding process. Ideas on the future research composite material cabin are proposed in the paper.

Key words: splitting metal mold; integrated forming; winding; composite material; cabin