

# 多腔室复合材料结构件的气囊整体成型研究

王国勇 赵亮 黎玉钦 路建军

(航天特种材料及工艺技术研究所,北京 100074)

**文 摘** 通过复合材料典型结构件的气囊成型工艺试验及其工艺效果的评估,论证了多腔室复杂结构件采用多气囊整体成型技术的可行性,并对共固化时多个气囊内压的调控进行了论述。固化时,应根据不同气囊容积的大小,合理调控气囊的内压,是控制制件规整度的关键。研究表明,多气囊整体成型工艺切实可行,成本较低,并且工艺效果也比较理想。

**关键词** 气囊,典型结构件,整体成型,工艺效果

## Study on Inflatable Mandrel Integral Fabrication of Multi-Cavity Composites Structure

Wang Guoyong Zhao Liang Li Yuqin Lu Jianjun

(Research Institute of Aerospace Special Materials & Technology, Beijing 100074)

**Abstract** By mean of technical trial and evaluation of typical structures of multi-cavity inflatable mandrel made of composites, the feasibility of the inflatable mandrel integral forming is discussed. The different mandrel pressure control during co-curing is also studied. During the period of curing, it is essential for the product gauge to modulate the mandrel pressure according to the volume difference of the inflatable mandrels. The research indicates the multi-inflatable mandrel fabrication is a comparatively low-cost, feasible composites forming technology. What is more, the technical evaluation is relatively satisfactory.

**Key words** Inflatable mandrel, Representative structure, Integral forming, Technical evaluation

### 1 前言

复合材料的可设计性、轻质、高强等特性使其在航空航天领域获得了广泛的应用,但是成本较高是阻碍其进一步扩大应用范围的瓶颈之一。其中制造成本的比例超过 60%<sup>[1]</sup>。对于复杂结构件而言,采用整体成型工艺,可大大减少零部件数量及中间加工环节,是降低制造成本的有效途径之一<sup>[2-3]</sup>。

复合材料气囊成型工艺可从工艺技术的角度出发,在一定程度上降低复合材料的成本。目前国内外在气囊成型工艺方面的报道仅限于简单零件的制作<sup>[4-6]</sup>。在多气囊整体成型技术方面,开展的研究

比较少。本文针对一复合材料典型结构件,采用多气囊整体成型工艺,并从制件的结构厚度、纤维含量和空隙率等方面进行评估,从而考察气囊成型技术的工艺性能。

### 2 典型结构件的结构特点及成型工艺

#### 2.1 典型结构件的结构特点

结构件为一桁梁壁板式盒状结构,如图 1 所示,它由复合材料盒件及金属根肋组成,包括上下蒙皮、两侧工字梁、后端形梁、蒙皮中间加筋及金属镶嵌件等多种结构。这些结构单元将结构件隔成了四个腔室(中心一个,左右侧面各一个,后端一个),四

收稿日期:2005-10-23

作者简介:王国勇,1976年出生,硕士,主要从事复合材料成型技术方面的研究工作

个腔室有规则立方体的,有开口收敛的,也有侧壁

的,四个腔室开口之间相互并列或垂直。

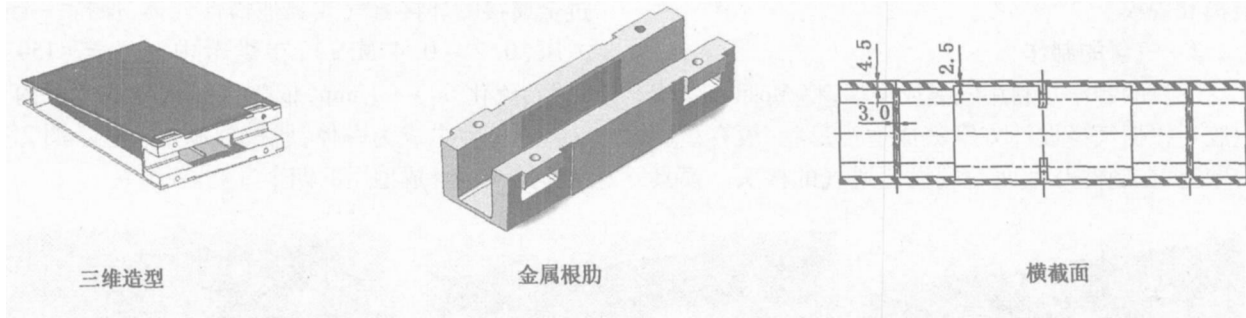


图 1 试验件结构示意图

Fig 1 Structure sketch of trial model

## 2.2 成型工艺的选择

根据结构件的结构特点,常规成型工艺是用热压罐和热压机成型零部件,然后胶接组合成整体。这需要昂贵的设备、大量的耗能、较长的加工周期,最终导致较高的制造成本。采用膨胀模成型工艺可实现整体成型,大大减少零件数量,克服热压成型的某些缺点,但在固化成型过程中,无法有效控制压力。另外,膨胀模的设计及成型时的压力计算也比较麻烦。

复合材料气囊整体成型工艺可以克服热压成型和膨胀模成型的缺点,简化复合材料制件固化前的准备工序,不必使用大型热压机、热压罐等高能耗设

备,在压力控制方面可实现人为干预。同时,还可以保证复合材料构件有更高质量的结构规整度,是一种低成本、高效的复合材料制件成型工艺方法。根据结构件的多腔室特点,在金属阴模的辅助下,可采用四个气囊整体共固化成型。

## 3 结构件的研制

### 3.1 原材料及成型设备

预浸料: T300/HD03 预浸料,由航天特种材料及工艺技术研究所提供,树脂含量为  $(39 \pm 3)\%$ 。

气囊基体材料:法国 Aerovac 公司的 Mosite1453D 硅橡胶生胶片,厚度规格为 1.5 mm。材料的基本性能如表 1 所示。

表 1 Mosite1453D 气囊基体材料的基本性能

Tab 1 Physical performances of inflatable mandrel material Mosite 1453D

硬度	拉伸强度 /MPa	撕裂强度 /MPa	最高使用温度 /	断裂伸长率 /%	收缩率 /%	压缩应变 /% (176、120 min)	密度 /g·cm <sup>-3</sup>
A50	9.65	43.78	230	650	1~2	38	1.15

鼓风干燥箱:最高使用温度 350,控温精度  $\pm 2$ ,用于硅橡胶气囊的硫化成型及结构件的固化。

氮气充压装置:高压氮气瓶、减压阀、压力表及金属管路等,用于气囊的硫化成型及结构件的固化加压。

## 3.2 气囊的结构设计及制作

### 3.2.1 气囊的结构设计

气囊结构的设计主要是气囊的刚度和坍塌率的设计。刚度设计的主要目的在于整体成型复合材料桁梁壁板或筒型结构时,气囊对物料铺放能够起到支撑和定位作用,坍塌率的设计主要是满足装、脱模

的要求。坍塌率在一定范围内与刚度成反比,因此在气囊的结构设计时,要同时考虑气囊的刚度和坍塌率二者的关系,做到结构的优化设计。二者的协调主要通过气囊基体材料的厚度进行调整,气囊的厚度越厚,刚度也就越大。其中采用同种基材更容易调整气囊的刚度和坍塌率,工艺操作简单,也容易确保气囊生胶片硫化时的气密性。

另外,气囊的充气金属接嘴一般根据复合材料制件的结构情况设计在气囊的开敞面上,金属接嘴与气囊基材的密封可通过金属垫片上的密封槽实现。金属垫片的直径大小根据开敞面的大小进行合

理设计,既保证气密性,又可保证坍塌率适宜,方便装模和脱模。

### 3.2.2 气囊的制作

气囊的制作是利用气囊成型模,将 Mosite1453D 生胶片根据气囊设计方案裁成适当形状,覆在型腔内壁上,在制件开敞面一端设置通气的接头。模具

组合完毕后检查密封情况,使其成为一密封腔体,通过金属接嘴外接氮气或其他惰性气体,保持一定的内压(0.2~0.4 MPa),在烘箱中升温至(150±5),硫化60~90 min,依靠生胶片自身良好的自粘接性能使之成为一体,脱模后制得气囊。图2是制作的构件成型用的四个气囊。

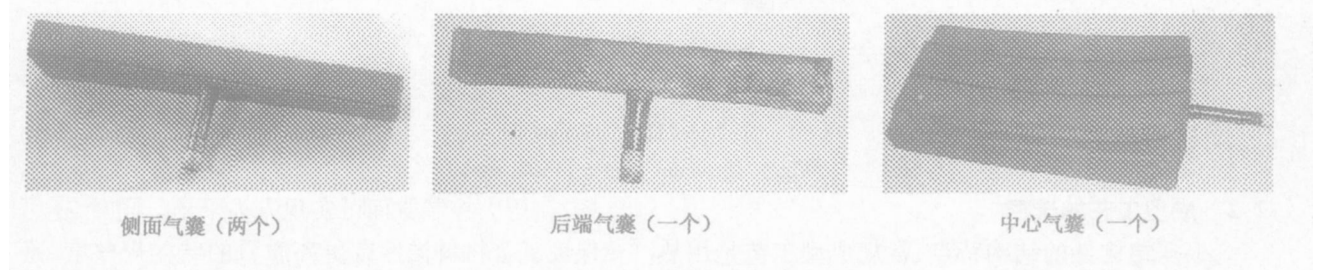


图2 试验件成型用气囊

Fig 2 Inflatable mandrel employed in trial model molding

### 3.3 结构件的制作工艺流程

图3是结构件的制作工艺流程图。在装模时,为了提高结构件的规整度,可将蒙皮和工字梁进行真空预压实处理。另外,气囊的柔性使得装模、脱模更加便利,节省了大量工时。

外部条件下(主要是温度、气囊的内压和时间)经历黏流、凝胶和硬固的过程。温度和时间参数的选择主要取决于复合材料树脂体系的固化情况,可以借鉴同种树脂体系的其他成型工艺方法所采用的参数,但气囊内压参数的控制却不同。多气囊多腔室整体成型时,利用气囊作为成型时的芯模,在凝胶阶段气囊充压时,由于四个腔体体积大小不同,气囊的内压出现差异,有可能出现先后膨胀的情况,这样腔室的工字梁容易扭曲变形。

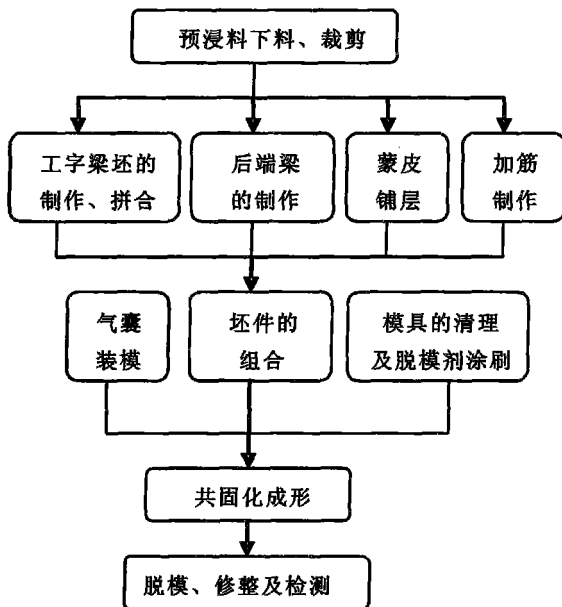


图3 试验件制作工艺流程

Fig 3 Technical procedure chart of trial model molding

### 3.4 气囊成型的预浸料固化工艺

气囊成型制件的过程是复合材料坯料在一定的

多气囊共固化的内压控制方面,可通过以下途径解决:(1)各个气囊分别充气,根据各自容积确定各自的充气速度,内压控制精确,但对气路要求高,气路的仪器仪表的量程及精度应协调一致,充气设备投资大;(2)多个气囊同时充气,以较低的速度充气,使气囊充气时内压不会产生明显差异。

若采用第二种充气加压方案,主要考虑充气速率与气囊容积之间的关系。经过多次工艺试验,基本上掌握了充气速率的大小。气囊的容积差异越大,充气速率也越小。假设气囊最大与最小容积比为 $V_1/V_2$ ,根据经验,充气速率 $R$ 可根据下面的方程:

$$R = \frac{0.2 \sim 0.4}{V_1/V_2}$$

那么加压从 $P_1$ 到 $P_2$ 所需要的时间 $T$ :

$$T = \frac{P_2 - P_1}{R}$$

在结构件的制作中,最大气囊与最小气囊的容积相差 5 倍左右,凝胶保温后,每 2 min 内缓慢加压 0.05 MPa,10 min 之内加到 0.6 MPa,可使四个气囊充气时内压不产生明显差异。

典型结构件采用 T300/HD03 预浸料铺层制作,装模后进行固化,其具体的固化工艺为:室温(气囊内压 0.1~0.15 MPa,烘箱加热升温) 85~90 (气囊内压预压 0.2 MPa) 保温 15~20 min,将气囊内压降至 0.1~0.15 MPa 加热升温至 125~130 保温 40~45 min 后,将气囊内压升至 0.45~0.55 MPa 升温至 170,保温 120~180 min 关闭加压气源,关闭烘箱加热 冷却至 60 以下脱模。固化时升温速率为 1~1.5 /min。

#### 4 工艺效果评估

结构件的检测是评估多气囊整体成型工艺效果的核心内容,通过工艺效果的评估,确定最佳的气囊成型工艺参数(温度控制规范和内压控制等),进一步验证多气囊整体成型技术的可行性。结构件的检测主要从无损检测、纤维体积分数、空隙率及制件的尺寸精度等方面开展研究。图 4 是采用多气囊整体成型制作的复合材料结构件。

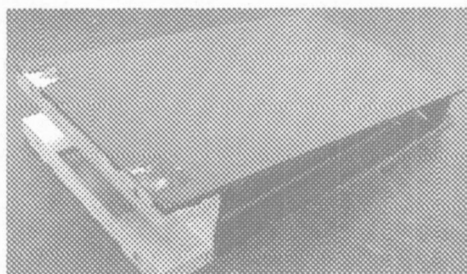


图 4 多气囊整体成型的复合材料试验件

Fig 4 Composite trial model of multi-cavity inflatable mandrels

##### 4.1 无损检测

采用无损超声 C 扫描系统 (USIP20JP,德国)对试验件进行检测,检测结果表明,蒙皮及工字梁腹板部位没有明显的疏松和分层现象。

##### 4.2 纤维体积分数和空隙率

纤维体积分数和空隙率分别遵循 GB3366-82《显微镜法测碳纤维增强树脂纤维体积含量检验方法》和 GB3365—82《碳纤维增强塑料孔隙含量检验方法》测量。

取样主要是分别在典型件的工字梁、蒙皮和腹板等部位各取三个横截面长为 10 mm、宽为全厚、高为 10 mm 的试样。制样主要是要将切取的试样包埋于适当的包埋剂中,再将包埋好的试样在磨片机上依次用由粗到细的水磨砂纸在流动水下湿磨。而后在抛光机上用适当的抛光织物和抛光膏抛光,至试片内纤维在显微镜下清晰可见为止。

结构件的纤维体积分数和空隙率测试结果如表 2 所示,和常规的模压成型工艺相比,结构件的纤维体积分数为 (62.5 ±3)%,空隙率的测试平均值在 1.0% 左右,在合理的范围之内<sup>[7]</sup>。空隙率可满足 GJB2895—97《碳纤维复合材料层合板和层合件的通用规范》中的相关标准的 B 级标准(不大于 2%)。

表 2 结构件的纤维体积分数和空隙率

选取部位	纤维体积分数	空隙率
工字梁	65.0	1.29
腹板	59.6	0.29
蒙皮	63.1	1.32
平均值	62.5 ±3	1.0

##### 4.3 尺寸精度

对气囊成型制件的尺寸精度而言,外形规整度一般由金属阴模确保,受气囊成型工艺影响的主要是制件的结构厚度精度。结构件的蒙皮边缘和中央区域的厚度分别为 2.5 mm 和 4.5 mm,表 3 是结构件的结构厚度测量数据。

表 3 结构件的结构厚度测量数据

气囊内压 /MPa	设计厚度 /mm	测量值 /mm	偏离值 /mm	标准方差	偏离系数 /%
0.3	4.5 ±0.2	4.39	-0.11	0.12	2.63
	2.5 ±0.2	2.57	0.07	0.11	4.09
0.4	4.5 ±0.2	4.32	-0.18	0.18	4.23
	2.5 ±0.2	2.54	0.04	0.14	5.45

从表中可以看出,在 0.3~0.4 MPa 的气囊内压条件下,结构件的厚度可以达到设计要求。另外,测量数据的分析、偏离系数一般在 5% 左右,这在一定程度上表明,气囊成型时,对预浸料的施压是比较均匀的。

(下转第 70 页)

化的后刀面磨损是逐渐减缓的,所以扭矩增加趋于平缓。

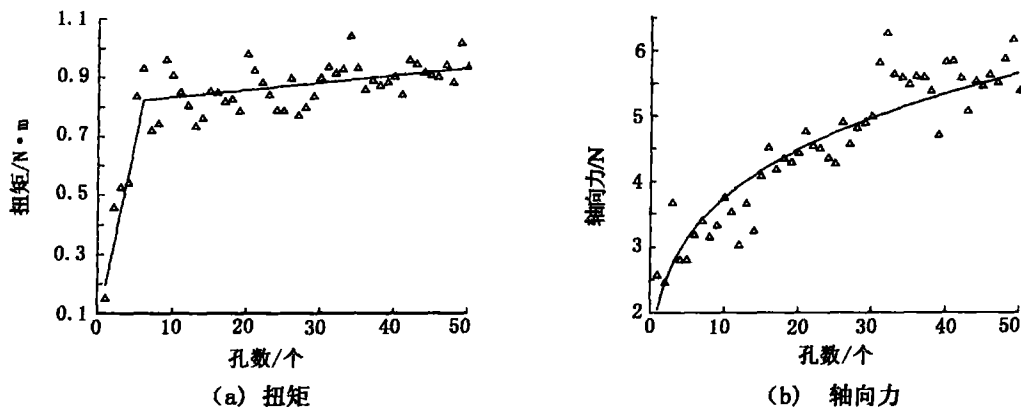


图 4 钻头磨损对钻削力的影响

Fig 4 Effects of drilling-bit wear on torque

#### 4 结论

(1)钻削碳/环氧树脂复合材料时,刀具磨损的原因主要是磨粒磨损;

(2)随着刀具磨损的加剧,轴向力持续增加,扭矩的增加逐渐趋于平缓。

#### 参考文献

- 1 罗鸿涛,陈鼎昌.难加工材料切削加工学.北京:北京航空航天大学出版社,1988:5
- 2 魏金华.复合材料的切削机理研究.北京航空学院硕士学位论文,1988

- 3 胡凡.复合材料钻削加工的研究.北京航空学院硕士学位论文,1985

- 4 张厚江.碳纤维复合材料钻削加工技术的研究.北京航空航天大学博士学位论文,1998

- 5 William's R A. A study of drilling process Transaction of the ASME, 1984: 1 207 ~ 1 215

- 6 花歧伸作等. CFRP切削における工具磨耗机构.日本机械学会论文集(C编),1994;60卷 559号(1):297~302

(编辑 任涛)

(上接第 63 页)

#### 5 结论

(1)多气囊整体成型技术可比较容易地实现多腔室(多槽或格栅结构)复杂结构件的整体成型。

(2)固化过程中,应根据不同气囊容积的大小,合理调控气囊的内压,是控制制件规整度的关键。

(3)气囊成型复合材料制件的工艺效果比较理想,和常规成型工艺相当。

#### 参考文献

- 1 赵渠森,申屠年.先进复合材料制造技术,高科技纤维与应用,1999;24(5):10
- 2 陈绍杰.浅谈复合材料的整体成形技术.高科技纤维与应用,2005;30(1):6
- 3 赵亮,陈红光.整体成形复合材料弹翼的研制.航天

工艺,1999;(6):16

- 4 Moser D J. Inflatable mandrel fabrication technology: Advantages for the Containment of Rocket Propellants, AIAA 92 - 3058

- 5 梁宪珠,徐洪波,王海清.非开敞(闭合或半闭合)复合材料构件制造技术.见:第十三届全国复合材料学术会议论文集,2004:801

- 6 洪旭辉,张扬. Kevlar军用头盔盔壳的研制.见:第十三届全国复合材料学术会议论文集,2004:841

- 7 航空航天工业部科学技术研究院.复合材料设计手册.北京:航空工业出版社,1990:132

(编辑 任涛)