

# 复杂有机透明件成形技术

## Forming Technology of Complex Organic Transparency

中国建筑材料科学研究总院 苗向阳 纪毅璞

**[摘要]** 介绍了飞机透明件技术及材料发展趋势,总结了有机透明件的成形方法,叙述了某型机复杂透明件成形工艺的试验研究工作。

**关键词:** 飞机结构 透明件 成形

**[ABSTRACT]** This paper briefly introduces the development tendency of transparency technology and materials of aircraft. The forming methods of organic transparency are summarized, and the research of a complex shape transparency formation for an aircraft is described.

**Keywords:** Aircraft structure Transparency Formation

航空透明件指的是飞机上各种用于观察和采光的透明材料制件,包括风挡、座舱盖、透明机头罩,以及各种形状的玻璃窗、透明隔板等,是飞机结构中的重要部件,其中,风挡和座舱盖是应用最广泛,也是最重要的透明件<sup>[1]</sup>。

### 1 飞机透明件的发展趋势

透明件的发展一直伴随着飞机制造技术的进步。随着一代代新战机的问世,新型的透明件及其制造技术也呈现在世人面前。纵观现代战机透明件的发展,主要体现了以下的发展趋势:

#### (1) 形状复杂化。

现代战机(尤其歼击机类)对高速、隐身、高机动性等要求越来越高,体现在飞机结构上,翼身融合的流线造型逐渐成为先进战机的一个外观标志。相应的,飞机上的透明件也必须适应机身结构形状做出调整,形状为平面、单曲或多段式的透明件正在或已经被形状复杂的整体式透明件所取代。整体座舱现在仅有美国的 F-16、F-22、F-35 采用,由于没有中间框架,整体座舱可以为飞行员提供最佳的无障碍视野,也有助于飞机实现良好的气动布局,减小阻力;但整体座舱也有缺点,由于风挡有抗鸟撞性能要求,风挡舱盖联为一体的设计必须采用较大厚度的材料,造成透明件整体重量较大,如 F-22 的整体座舱重量达 90

多 kg<sup>[2]</sup>,远高于分体式的,厚重的制件还给弹射救生制造了不小的困难。此外,整体座舱的成形技术复杂,制造成本相对较高。

#### (2) 材料有机化。

无机玻璃(硅酸盐玻璃、锂铝硅酸盐玻璃等)作为传统的透明件材料具有高强、高硬、高透过率等优点,曾广泛应用在三代之前的战机上。但随着透明件形状复杂程度的不断增加,无机玻璃成形难度大大增加,从三代机起,透明有机材料如有机玻璃(PMMA)、聚碳酸酯(PC)等已越来越多地用于透明件的制造。有机材料具有成形温度低(无机玻璃成形温度为 500~600℃,有机材料成形温度不超过 200℃)、重量轻、抗冲击性能好等特点,尤其是良好的成形和易加工性能使其成为现代战机透明件的首选材料。

在有机材料中,定向微交联有机玻璃和 PC 板已经成为最主要的成形材料。随着透明件尺寸增大,为了能在减轻重量的前提下保持足够的强度,以保证在应急救生时能顺利抛盖、穿盖弹射,微爆索炸掉透明件又不伤及飞行员,采用厚度较薄的定向透明材料将是必然的发展趋势。作为具有优良抗冲击强度的 PC 板,在解决了表面耐磨的问题后,将成为现今最具应用前景的透明件材料,F-22 上的透明件就是由 2 块厚 9mm 的聚碳酸酯片材熔结后成形的。

### 2 有机透明件成形方法

有机透明件成形方法可分为一步法和多步法。

(1) 一步成形法:由树脂直接成形为所需制件,它又分为浇注成形和注射成形两种。

#### · 浇注成形。

类似板材的成形方法,浇注于特定形状的模腔内,固化后经表面抛光等处理,即得成品。

#### · 注射成形。

国际前沿的新型透明件成形方法,由注射成形机在模具内压注成形。这是一种座舱盖的新型加工方法,目前仅有美国在试验性研究应用。环氧树脂材质的注射成形风挡已在 F-16 及 T-38 上成功试飞,聚碳酸酯材质的 F-22 的注射成形座舱盖也已在 2004 年

试验试飞。传统的抛光、层合及压力成形法的制造工  
时需 6 个星期,而用注射成形法只需 1h<sup>[9]</sup>。

(2)两步或多步成形法:树脂先成形为板材,再由  
板材经几道工序再加工成为制件。

常见的航空有机玻璃透明件成形方法<sup>[1-4]</sup>如图 1  
所示。

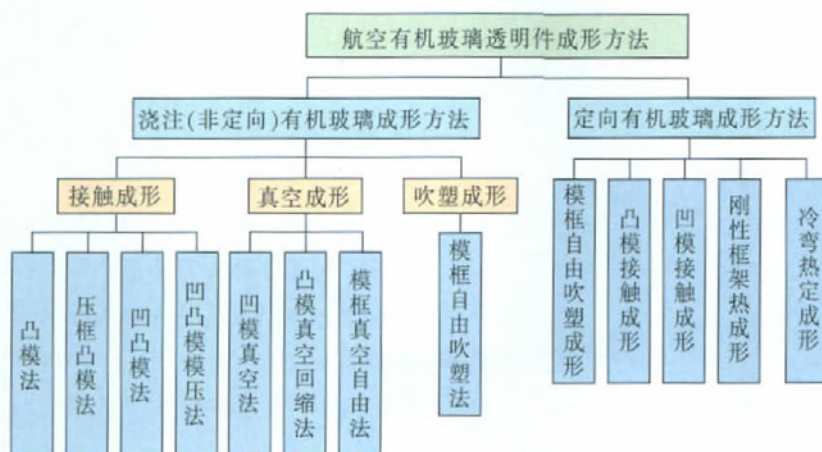


图 1 常见航空有机玻璃透明件成形方法

Fig.1 Forming methods of common aviation organic glass transparency

### 3 某型机复杂透明件成形工艺试验

我国现代战机上有机透明件的使用越来越广泛,  
如某型机的风挡玻璃属于单曲造型,可在低温(约  
110℃)材料软化温度以下成形。复杂多曲的有机透明  
件(例如整体座舱)在国内战机上尚无应用。研究复杂  
形状的整体座舱成形技术,探索其关键工艺,可以为  
今后有针对性的应用打下良好的基础。

本课题即是对某型机的复杂透明件进行了成形  
工艺试验研究。

#### 3.1 成形方案的制定

在对成形数模(设计模型)进行研究和分析的基  
础上,结合文献资料<sup>[5-6]</sup>,制定了针对定向有机玻璃板  
的梯温控制自由模框吹塑成形法。从成形步骤上,采  
用预成形、成形的两步法。

试验材料为 YB-3 航空有机玻璃板,厚度 8mm。  
成形炉采用容积为 2 000mm×3 000mm×2 000mm 的  
电热强制风循环加热炉,最大空间温差±2℃。

#### 3.2 成形试验

##### (1)预成形。

根据数模尺寸确定下料,采用空心框架模具完成  
预成形。将切裁好的板材置于模具上,在板材两侧悬  
挂配重。成形温度为 100~108℃,在有机玻璃  $T_g$  温度

(玻璃化转变温度)之下。

##### (2)梯温控制自由模框吹塑成形。

将预成形好的制品固定在自由模框上,置于成形  
加热炉内。在升温过程中,采用特殊工艺技术实现制  
品不同部位具有不同的温度,在需要拱高最大的位置  
具有最高的温度。成形炉温度控制在 135~155℃。制品  
不同部位最大温差控制在 10~  
15℃。在  $T_g$  温度之上的封舱压强  
为 0.08MPa,吹塑压强为 0.1~  
0.3MPa,成形时间 5~40min。

#### 3.3 试验结果及分析

##### (1)重要形线的控制。

透明件口框的形线由吹塑模  
框的形状来保证。制品吹塑后吹  
塑模框内的尺寸要大于模框尺  
寸,模框的设计要小于实际制品  
口框尺寸。从试验结果看,口框形  
线的符合较好。如果要求更好的  
口框形线符合,可以采用在低温  
( $T_g$  温度以下)二次整形来实现。

最高拱高及其位置通过成形梯温的控制可以较  
好地实现。但就整个制品而言,要达到与数模(设计模  
型)的完全符合还须进一步改进。

##### (2)制品的厚薄差和光学性能。

由于采用吹塑工艺,制品通过拉伸变薄而成形,  
而各部分所需的拉伸量也不同,造成吹塑成形的制品  
存在厚薄差。美国 F-16 的整体座舱厚薄差也在 17%  
左右。厚薄差的存在是造成制品光学性能弱化的重要  
因素。试验制品的最大厚薄差为 24%。

厚薄差的控制可以通过温度调节、吹塑压力和速  
度调整、边界约束、局部约束等手段加以改善,但不能  
消除。这是吹塑工艺的特殊之处。

图 2 显示了在保持吹塑压力一定的前提下,制品  
厚薄差会随着成形炉温的提高而增大。所以,在材料  
可以成形的温度区间内,应尽可能采用较低的成形温  
度。

图 3 是在成形温度一定的情况下,吹塑压力对制  
品厚薄差的影响。

厚薄差随吹塑压力的提高而增大,可能是有机材  
料微观区域的不均匀性造成的。虽然非定向有机玻璃  
在宏观上是各向同性的,但在局部区域仍然存在一定  
的不均匀性。这种不均匀性在高温下反映为材料抗拉  
伸(吹塑压力)的不同,造成制品不同部位在同一压力

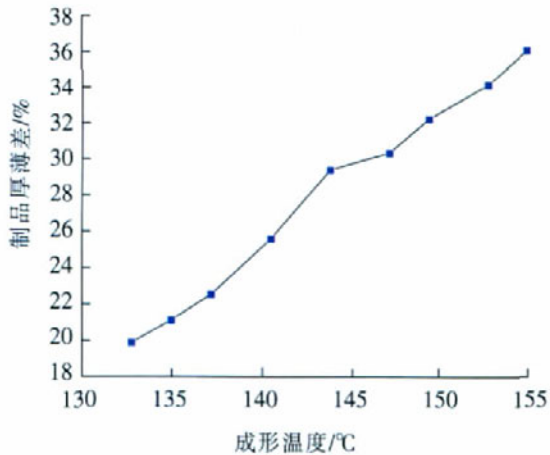


图2 成形温度与制品厚薄差的关系

Fig.2 Relationship between forming temperature and product thickness difference

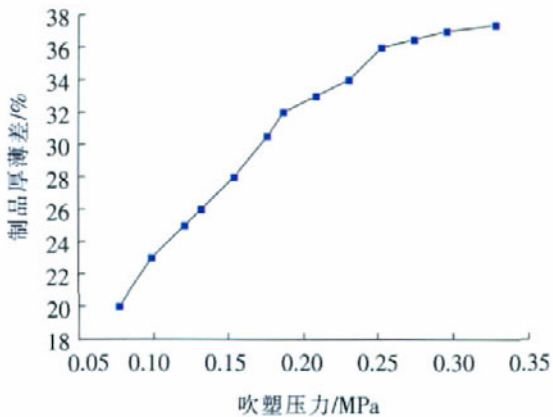


图3 吹塑压力与制品厚薄差的关系

Fig.3 Relationship between blowing pressure and product thickness difference

下出现不同的拉伸率。

吹塑温度和压力,是一对相互关联的工艺参数,温度高时可以选择相对较低的压力;温度低时可以选择相对较高的压力。综合起来看,在允许的成形范围内,应尽量选择较低的温度和压力。

在一定的温度和压力下,吹塑的加压速度也会影响制品的厚薄差和光学性能。图4显示了吹塑时间与制品厚薄差及主视区光学角偏差的关系。

从图4可以看出,过快的加压速度会加大制品的厚薄差,不过影响并不是很显著;吹塑时间的延长(加压速度降低)虽然并不能持续降低制品厚薄差,但却能较好改善制品的光学性能(降低光学角偏差)。经初步分析,认为较长的成形时间可以让材料有足够的弛豫时间,改善了材料局部区域的不均匀性,有助于光

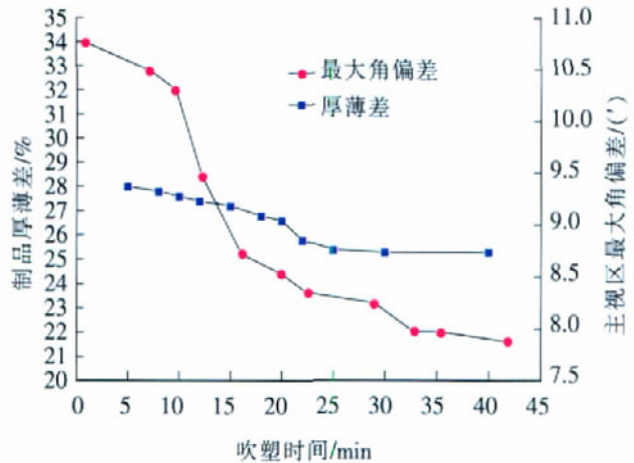


图4 吹塑时间与制品厚薄差及主视区最大角偏差的关系

Fig.4 Relationship between blowing time and product thickness difference as well as maximum angular deviation of central vision area

学性能的提高。

吹塑时间的选择既要考虑制品性能,也要兼顾生产效率;过长的成形时间对制品性能的提高并无太大的帮助。图4还显示出,由于尚存在较大的厚薄差,制品主视区的光学角偏差达到8'以上,还不能满足成品的要求,须进一步改进。

#### 4 结束语

通过初步的探索性试验研究,摸索了针对定向有机玻璃板的整体座舱成形方法,证明了所采用的技术思路是可行的,为后续的研究和生产打下了良好基础。

#### 参 考 文 献

- [1] 林敦仪. 航空制造工程手册, 非金属结构件工艺. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [2] 陈亚莉. 第四代战斗机材料的新进展. 航空周刊, 2004(27):2-3.
- [3] 王磊, 史伟琪. 直接成形的无骨架飞机透明件. 航空制造工程, 1997(10):13-16.
- [4] 马占鏢. 甲基丙烯酸酯树脂及其应用. 北京: 化学工业出版社, 2002.
- [5] 张云阁, 沈玫, 梅杰. 定向有机玻璃中温成形的研究. 材料工程, 1995(1):39-40.
- [6] 靳耿栓. 飞机透明件的松弛成形工艺. 航空制造工程, 1993(3):8-9.

(责编 未艾)