

钛合金负角度圆框类零件热冲压成形工艺研究

Hot Stamping for Titanium Alloy Round Box Part With Negative Angle

中航工业北京航空制造工程研究所 张 桢 孟庆磊 孙 宾 张 志
中国人民解放军驻沈阳飞机工业(集团)有限公司军事代表室 董 宇

[摘要] 结合某钛合金负角度半圆框零件的热冲压成形,提出了一种通过无侧压装置的热成形设备完成钛合金负角度圆框类零件成形的工艺方法。详细介绍了工艺方案的制定、模具结构的设计和工艺试验中遇到的零件底面不平度问题。

关键词: 钛合金 负角度 框类零件 热成形

[ABSTRACT] According to hot stamping for titanium alloy semicircle box parts with negative angle, a process is put forward to form titanium alloy round box parts with negative angle in hot forming equipment without lateral pressure installation. The process program, the structure of the die and the roughness problem on the bottom of parts in the test are introduced in detail.

Keywords: Titanium alloy Negative angle Box part Hot stamping

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.08.092

钛合金框类零件在航空领域比较常见,多数属于飞行器内部支撑结构件,加工精度要求较高。根据截面形状,框类零件可以分为L形、U形、Z形、Ω形等。其中,对于截面角度小于90°的框类零件一般称为负角度(闭斜角)框。由于钛合金常温下塑性变形范围很窄,回弹严重,成形困难,所以钛合金框类零件加工多采用热成形^[1]。钛合金框类零件通常可以采用凸凹模直接耦合的热成形工艺完成加工,对于结构更复杂的零件则需要分步成形,即预成形后再进行热校形。负角度框类钛合金零件成形难度更大,一般要利用压床的水平侧压装置来辅助完成^[2]。目前,国内只有小台面热成形设备设置了侧压装置,大尺寸的负角度框类钛合金零件只能采用分段成形再焊接为整体的工艺方案,严重降低了零件的工艺性^[3]。本文以某负角度半圆框钛合金零件为研究对象,提出了一种负角度圆框类钛合金零件的热成形工艺方法,设计了一套成形模具,可以在无侧压装置的热成形设备上完成零件的整体成形,提高了零件的加工精度。

1 工艺性分析

某负角度半圆框钛合金零件外形如图1所示。材料为Ti-6Al-4V,厚度为1.27mm。该零件外圆直径达到1267.8mm,截面夹角为83.40°,厚度要求为1.14mm~1.42mm。

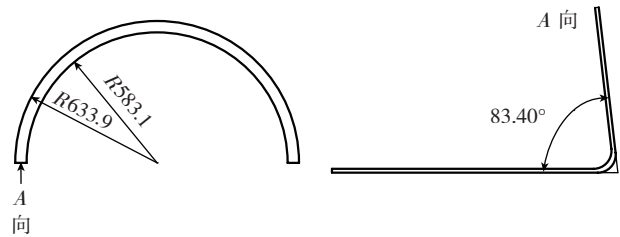


图1 零件外形尺寸图

Fig.1 Outline dimension drawing of part

该零件尺寸较大,需要选用大台面热成形设备来完成零件成形,但是国内大台面热成形设备没有侧压装置,所以负角的成形存在一定的困难。此外,该零件为半环形且无焊缝,采用传统的加侧压方式很难完成负角成形。

2 工艺方案制定

根据零件的工艺特性,本文采用预成形后再热校形的两步成形法^[4-5],除选用大台面无侧压装置的热成形设备外,还设计一套预成形模与热校形模,在竖直压制力的作用下完全通过模具动作完成零件的成形。主要工艺流程:下料→预成形→外形粗切→热校形→外形精切。其中,下料毛坯在预成形模中成形后的零件毛坯形状为U形半圆框,需通过粗切将其外圈切掉,从U型转变为L型,再放入热校形模中进行负角成形。

根据零件成形特点,预成形过程属于U型框的拉深,内圈受拉应力,外圈受压应力,内圈拉伸减薄,外圈收缩变厚,但是因为预成形后外圈是切掉的部分,因此不予考虑。热校形主要是负角的成形,内圈继续减薄,成形示意图如图2所示。根据零件最终尺寸确定毛坯

内径为 540mm, 外径为 680mm 的半圆环坯。

毛坯在成形前后变化区域展开均为扇形, 如图 3 所示, 其中阴影部分面积是成形前后发生变化的区域。根据变形前后总体积不变理论:

$$S_{前} \times \delta = S_{后} \times \delta_{成形后}, \quad (1)$$

$$S_{前} = \frac{1}{2} \pi r^2 - \frac{1}{2} \pi (r-h)^2, \quad (2)$$

$$S_{后} = \frac{1}{2} \pi (r+h \sin \theta) \left(h + \frac{r}{\sin \theta} \right) - \frac{1}{2} \pi \cdot r \cdot \frac{r}{\sin \theta}. \quad (3)$$

由公式(1)~(3)得到:

$$\delta_{成形后} = \frac{(2r-h) \times \delta}{2r+h \sin \theta} \approx 1.22。$$

因此, 成形后零件厚度由 1.27mm 减薄至 1.22mm, 满足设计对于最小厚度 1.14mm 的要求, 说明该工艺方案在理论上是可行的。

3 模具设计

预成形过程属于传统的 U 型框零件拉深成形。预成形模具由凸模、凹模、托料板组成, 如图 4 所示。采用托料板顶料, 毛坯通过定位销定位, 凸凹模耦合成形即可, 零件置于凸模和托料板之间。

校形过程为负角度翻边折弯成形。热校形模具的设计方案是将竖直压制力转换为横向压制力, 从而代替热成形设备的侧压装置^[5], 模具结构如图 5 所示。成形前需将托料板顶起, 将 L 型零件毛坯置于托料板和凹模之间, 随即落下, 压紧零件; 成形时, 靠凸模型面保证零

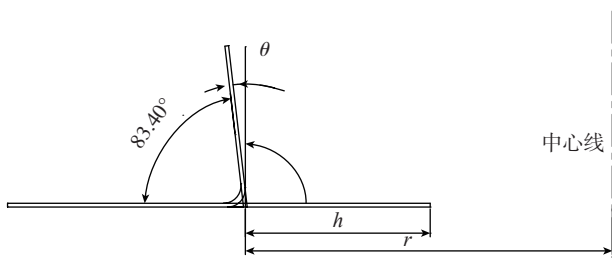


图2 零件成形示意图
Fig.2 Forming diagram of the part

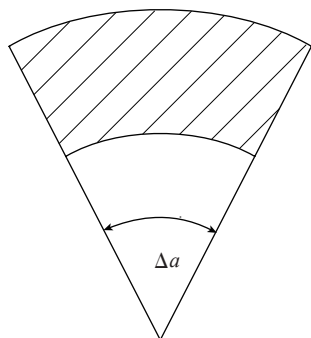


图3 零件成形前后变化区域示意图
Fig.3 Changing regions before and after forming of the part

件翻边的负角成形, 保压时间结束后, 托料板顶起, 取出零件。

4 试验结果分析

热成形设备选择四柱式带顶出机构的 RX-400 热压成形机, 台面尺寸为 2000 mm × 1500mm, 如图 6 所示。

通过工艺试验, 在成形温度 650℃ ~ 750℃、压制力 (65 ± 5) MPa、保温保压 5min 的工艺条件下, 可以得到符合设计要求的零件。采用超声波测厚仪测量零件内

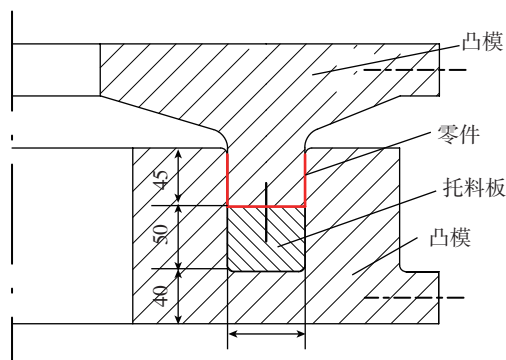


图4 预成形模具结构图
Fig.4 Diagram of pre-forming die structure

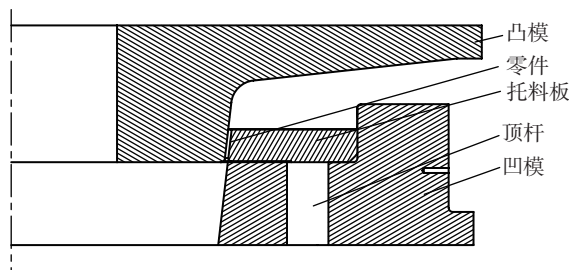


图5 热校形模具结构图
Fig.5 Diagram of hot sizing die structure

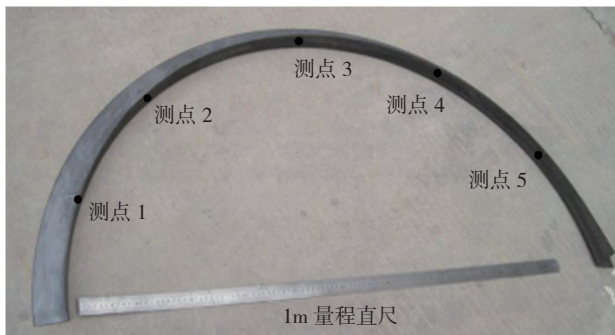


图6 RX-400热压成形机
Fig.6 RX-400 hot pressing forming machine

圈壁厚,选取5个测量点(均布,间隔30°),测量结果如表1所示,满足厚度要求。成形后的零件如图7所示。

表1 壁厚测量结果

工艺指标	厚度 t				
	测点 1	测点 2	测点 3	测点 4	测点 5
测量值 /mm	1.23	1.24	1.25	1.24	1.23



(a) 整体图



(b) 局部图

图7 成形后零件

Fig.7 Parts after forming

对工艺试验中获得零件进行分析后,发现部分零件存在底面不平的问题。预成形时,零件底面的压紧力主要为设备压制直接作用力,作用力较大,底面不会发生不平的问题。热校形过程中,零件底面的压紧力为设备压制间接作用力与托料板的自重共同作用,当压制力较低时设备压制间接作用力较小,托料板的自重不足以将零件底面压平,容易发生失稳,产生翘曲。

由此,热校形时压制力在保证负角成形的同时,还要足以防止托料板和凹模之间的零件底面失稳,不能过小。

5 结论

(1) 结合钛合金负角度半圆框零件的预成形再热校形的工艺方案,完成了模具的创新式设计,实现了由竖直压制力到水平压制力的转换,打破了大台面热成形设备无侧压装置的限制。

(2) 采用大台面无侧压装置 RX-400 热压成形机,利用板材热冲压工艺,加工出了符合设计要求的钛合金负角度半圆框零件,该工艺方法对于钛合金负角度圆框类零件的成形具有实践性的指导意义。

参考文献

- [1] 理有亲. 钛板冲压成形技术. 北京:国防工业出版社,1986.
- [2] 李鹏亮. 钛合金热成形模具. 航空制造技术,2012(21):94-97.
- [3] 林尧. TC4 钛合金框类零件热挤压数值模拟及工艺优化. 宇航材料工艺,2010(3):26-29.
- [4] 陈淳,陆辰,张东升. 航空发动机钛合金板材热成形加工技术 //2008 年中国航空学会制造工程分会学术会议论文集.2008.
- [5] 蒋骏. 钛合金零件制造技术. 北京:国防工业出版社,1991.

(责编 一帆)

(上接第 79 页)



图4 某飞机玻璃密封圈局部图

Fig.4 Sealing ring local map of a type of plane glass

既有利于模压时胶料的流动,又能使制品零件的使用寿命得到延长。改进后的密封圈装配时,免除了胶接工序,可直接装配,不仅消除了溶剂对玻璃的不利影响,还可提高装配效率。由于装配时不再使用密封胶,且在密封圈配合面上还分布了9条高度为1mm、角度为60°的环形胶梗,更好地保证了其具有良好的密封性。

4 结论

先进有机玻璃组装结构可以有效避免在组装时使用溶剂胶粘剂,避免溶剂对有机玻璃产生的银纹影响,增加良好的乘客体验,避免眩光现象的出现。通过对有机玻璃先进组装结构的分析以及探索新舟系列飞机有机玻璃银纹产生的相关原因,还对有机玻璃组装结构及E型胶圈的生产制造过程进行了更多研究,希望能够完善和改进有机玻璃结构的组装生产工艺,并提高生产质量、节约飞机维护成本、提高企业经济效益。

(责编 谷雨)