

钛合金盒形薄板零件热拉深成形技术研究

吴楠¹ 李荣²

1.中航飞机西安飞机有限责任公司, 陕西阎良 710089

2.西安航空学院飞行器学院, 陕西西安 710077

【摘要】: 钛合金比强度高、比重轻、疲劳强度高、抗蠕变和抗腐蚀能力强、韧性好, 但冷塑性差, 成形回弹大, 在常温下难以成形。目前国内国外均采用热蠕变的成形方法, 这种工艺可以满足 90% 的钛合金钣金零件的工艺需求, 但钛合金热拉深成形是钛合金蠕变成形的难点, 由于钛合金特殊的材料性能, 对于具有较深凹槽的盒形类零件, 由于受到拉深极限和材料拉深变薄的限制, 无法实现一次成形。为探求一种解决深盒形零件的成形工艺, 创新地提出分层成形的工艺方法, 通过调整毛料尺寸, 减小摩擦力, 保证材料的流动性, 使零件变薄量大大减少, 生产出的零件符合设计要求, 这为今后类似零件的成形研究提供了新的思路。

【关键字】: 钛合金; 热拉深成形; 拉深极限; 热成形模具

引言

钛合金与铝、镁、钢等传统的飞机结构材料相比较, 其强度相当于不锈钢, 但比重仅相当于不锈钢的百分之六十, 比强度比钢高, 比铝高 1~2 倍, 比镁高 4 倍; 有较高的疲劳强度和抗蠕变、抗腐蚀能力; 具有较好的高温性能, 能够在 370~540℃ 高温下正常工作, 并且在 -253~+510℃ 温度范围内保持足够的韧性, 钛合金材料已在航空航天领域广泛推广使用^[1]。

为了解决钛合金成形难的问题, 目前国内国外逐步采用了热蠕变成形的工艺方法, 此技术已处于相当成熟的阶段, 90% 的钛合金钣金零件都可以采用热蠕变成形^[2], 即将钛合金板材放入被热成型机加热到 600℃ 高温的上下模中间, 当钛板也升至 600℃ 高温时, 热成型机床在加压的同时保压保温一段时间, 使钛板在高温和高压的作用下, 缓慢蠕变至完全贴胎, 从而消除回弹, 很大程度上减少手工敲修, 降低零件废品率。

目前采用的模具材料为中硅钼球墨铸铁, 在常温下和高温下的机械性能见表 1, 不同温度下的热膨胀系数见表 2。

表 1: 在常温下和高温下的机械性能

温度	常 温				820℃			高温硬度 HV		
	σ_b	σ	α_k	HB	σ_b	σ	α_k	400	500	600
性能	kg/m ²	%	kg.m/c m ²		kg/m ²	%	kg.m/c m ²	℃	℃	℃
中硅钼球墨铸铁	64.5	0.4	0.5	313	6.5	21	/	246	164	82
	75		0.7	327	6.6	22				

表 2: 不同温度下中硅钼球墨铸铁的热膨胀系数 γ

温度	100℃	200℃	300℃	400℃	500℃	600℃	700℃
中硅钼球墨铸铁	12.18	13.82	13.51	13.40	13.58	13.82	14.09

1 TC1 钛合金盒形类零件热拉深成形技术

钛合金热拉深成形是钛合金蠕变成形的难点, 采用热蠕变一次成形的工艺方法无法生产出合格零件, 存在拉深断裂和材料严重变薄的问题。为解决此项技术难题, 针对某型号飞机某项钛合金盒形类零件进行试验研究, 零件如图 1 所示, 材料为 TC1。

通过技术攻关和工艺方法的研究, 探索出一套盒形类零件分层热拉深成形的工艺方法。采用此工艺方法能够生产出符合设计要求的合格零件, 大大降低废品率, 降低生产成本, 减少零件变薄量, 具有广泛的推广性。

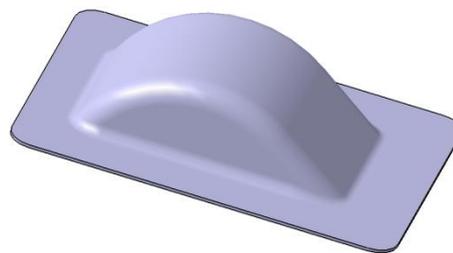


图 1 盒型件数模

2 具体研究方案

2.1 研究内容

通过以上分析研究得出 TC1 钛合金板料的各向异性指数、高温下真实应力应变曲线及弹性模量; 钛合金盒形零件的模具工作型面及可行成形方案。

2.2 TC1 钛合金板材各向异性指数测定试验

板状试件在单向拉应力状态下的应变增量比值, 称为各向异性指数, 用 r 表示, 其值是

$$r = \frac{d\varepsilon_b}{d\varepsilon_t}$$

式中 $d\epsilon_b$ 是单向拉深试件的宽度应变增量; $d\epsilon_t$ 是厚度应变增量^[3]。

试验数据分别记录于表 3 中。

表 3: 与轧制方向成 90° 测定试验试验数据

试件编号	弹性模量 Gpa	屈服强度 MPa	抗拉强度 MPa	延深率 %	标距深长 mm	宽度变 化 mm	标距平均 宽度 (mm)
3-1	146.0	553.247	611.73	18.84	9.42	2.78	11.26
3-2	111.1	545.094	609.34	18.229	9.92	2.82	11.28
3-3	139.9	538.339	603.3	19.640	9.83	2.52	11.24
平均	132.33				9.723	2.707	11.26

$$r_{90^\circ} = \frac{\ln W_0 - \ln W}{\ln L \times W - \ln L_0 \times W_0} = 1.43$$

式中: W_0 —试件标距长度 50mm

L_0 —试件标距宽度 12.5mm

W —约产生 20%的深长率以后的试件平均宽度

L —出现约 20%深长后的标距长度

2.3 TC1 钛合金板材高温下物性参数的测定试验

600℃时 TC1 钛合金应力应变曲线最大应力为 256MPa, 对应应变为 8.8mm。另外测得该温度下材料的弹性模量为 14.2GPa。从所列试验结果中可以得出, 材料的最大应力随温度的升高而降低, 弹性模量也随之减小。

2.4 成形方式的可行性验证

2.4.1 模具的设计

此处模具的设计主要是指热拉深成形阶段的模具设计, 热成形的模具设计方案是: 设计出一套上下模, 上模为凸模, 下模为凹模; 带有 4 个压边圈, 规格均为 5 mm×200 mm×200mm, 材料为耐高温的不锈钢。此模具为对称结构, 属于深型腔, 不规则的曲面结构其设计方案如图 2 所示。

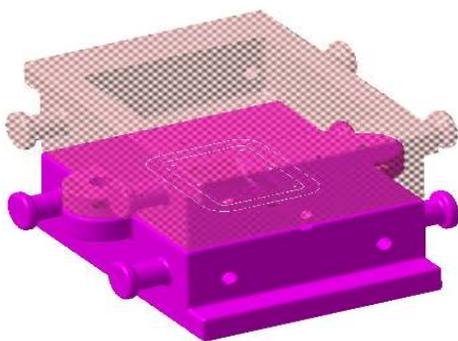


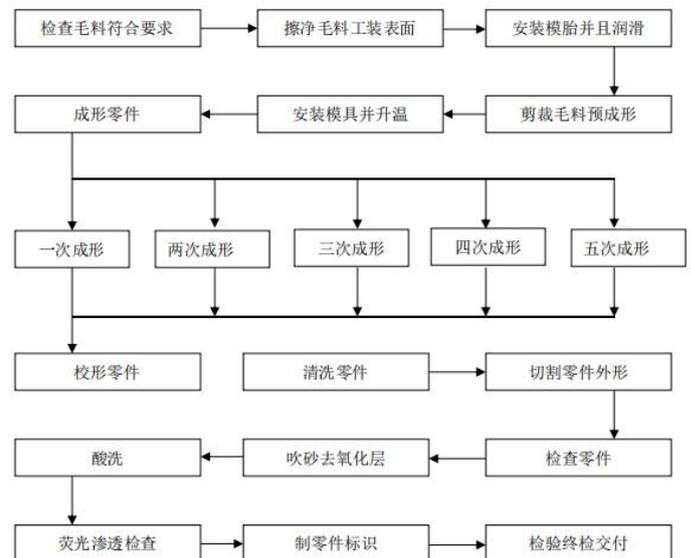
图 2 模具设计图

同时在设计模具时, 要注意圆角的过渡区域, 在圆角的过渡区域对板料在成形时的流动能力有很大影响, 所以圆角过渡区域要尽量平滑, 不要有尖角出现。还有重要的一点, 在设计模具型腔时要注意不要出现负角, 负角的出现对板料的成形有很大的影响, 尤其是在热成形中, 极易造成板料变薄严重甚至撕裂, 所以模具的内壁表面要使其不出现负角, 这样才能保证模具的质量, 由此而保证成形件的质量^[3]。

2.4.2 热拉深成形可行性的验证

在此次成形工艺研究的过程中, 采用了热拉深一次成形、二次成形、三次成形、四次成形、五次成形的工艺方法, 此部分十分重要, 为进行工艺对比分析积累试验数据, 下面对这种成形方法进行分析探讨。

(1) 工艺试验方法如下



(2) 试验分析及实验结果

成形次数	压边圈数量	材料牌号	预成型毛料尺寸 mm	成形温度℃	成形时间 min	试验结果
1	0	TC1	1.2×200×200	600	5	根部断裂
2	1	TC1	1.2×200×200	600	10	根部断裂
3	2	TC1	1.2×200×200	600	15	根部断裂
4	3	TC1	1.2×200×200	600	20	凹槽变薄
5	4	TC1	1.2×160×200	600	25	零件合格

表 4 实试验结果

(3) 结果分析

此盒形件拉深最大深度为 40mm, 采用前三种的工艺方法成形的过程中, 由于钛合金特殊的材料局限性, 经过试验得出材料为 TC1 厚度 σ 1.2mm 的钛板在 600℃拉深时, 一次性拉深高度极限为 9.0mm; 第四种工艺方法盒形件材料变薄, 原因分析是由于压边圈与毛料的接触面积较大, 零件在成形的过程中, 因摩擦力

大材料无法向盒形件凹槽流动，又拉深高度未超出极限，未发生断裂现象，因此零件凹槽处会变薄；第五种工艺方法，在总结前四种工艺方法的基础上，通过改小毛料尺寸的方法，来减小毛料与压边圈的摩擦力，使得材料向凹槽处流动，减小因拉深造成的材料变薄，因此成形出了合格零件^[4]。成形出的零件实物如图3，使用的工装实物如图4。



图3 盒形件实物



图4 工装实物

3 结论

通过此次试验获取了丰富的试验数据，采用单向拉深机对不同温度下的试件进行单拉试验，得出了试件在不同温度下的真实应力应变曲线，并且可以得出材料的各种参数，根据所得参数计算出了材料的应变速率敏感性指数，由此可以准确得知材料的各种性能及参数。

在成形方法的分析讨论中，我们运用了多层压边圈多次热拉深的成形工艺方法，详细的论证了盒形类零件成形的可行性。通过以上的详细论证，我们可以看出采用传统的一次热拉深成形的工艺方法，对于深盒形件的成形，难以生产出质量合格的零件，所以此种工艺方法不可行。从分四次以内的成形方法来看，每增加一次，成形出的零件越接近合格要求。通过五次成形的工艺方法，成形出了合格零件，这说明拉深正处于极限边缘，进而得出了TC1材料的拉深极限，同时通过控制毛料的尺寸，使得材料在热拉深成形的过程中可以流动，减少材料的变薄量，保证材料厚度满足要求。由以上分析可以得出盒形类零件的热拉深成形是可以通过调整成形次数和毛料尺寸来实现的。

参考文献

- [1] 周士林责任主编《航空制造工程手册》航空工业出版社，1992.
- [2] 李澄、吴天生主编《机械制图》高等教育出版社，2010.
- [3] 周向明主编《钛合金的结构设计和应用》国防工业出版社，2011.
- [4] 杨景荣《模具设计与制造技术》航空工业出版社，2003.