

引文格式: 史文祥, 章文亮, 陈明和, 等. TB8 钛合金复杂外形桨叶前缘蒙皮多步热成形工艺研究 [J]. 航空制造技术, 2021, 64(8): 84-91.

SHI Wenxiang, ZHANG Wenliang, CHEN Minghe, et al. Research on multi-step hot forming process of TB8 titanium alloy leading edge skin of complex shape blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(8): 84-91.

TB8 钛合金复杂外形桨叶前缘蒙皮多步热成形工艺研究*

史文祥¹, 章文亮², 陈明和¹, 谢兰生¹, 王 宁¹

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016;

2. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

[摘要] 某型气垫船复杂曲面桨叶前缘蒙皮是异形截面, 前后端扭转角度大, 一次成形困难, 为实现其精准成形, 需采用多步热成形试验。为获取适宜的试验参数, 通过高温拉伸、应力松弛试验以及有限元数值仿真技术对材料成形性能和零件成形方案展开研究。试验和有限元分析结果表明, 利用 TB8 高温塑性及应力松弛能够有效避免零件热成形破裂现象并抑制回弹, 通过多步热成形能够实现 88.7° 大扭角蒙皮零件精确成形; 对比不同温度及冲压速度下的高温脊线预弯曲、尖端弯曲及尾端弯曲成形后零件变形及回弹分布, 选定优化的成形温度为 675℃, 冲压速度为 30mm/min, 最终蒙皮零件最大减薄量为原始板料厚度的 0.92%; 基于模拟获得的各成形步零件应力分布, 依据应力松弛试验结果, 确定应力松弛时间, 其中脊线预弯曲应力松弛 15min, 零件回弹角 <3.5°; 后续高温尖端弯曲及尾端弯曲应力松弛 10min, 最终获得零件的截面平均回弹量 <0.5mm。应用多步热成形制造出了复杂外形桨叶前缘蒙皮, 能够与桨叶精确装配。

关键词: TB8 钛合金; 前缘蒙皮; 多步热成形; 回弹; 高温拉伸; 应力松弛

Research on Multi-Step Hot Forming Process of TB8 Titanium Alloy Leading Edge Skin of Complex Shape Blade

SHI Wenxiang¹, ZHANG Wenliang², CHEN Minghe¹, XIE Lansheng¹, WANG Ning¹

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] A certain type of hovercraft with complex curved blades has a special-shaped cross section at the leading edge skin. The torsion angle of the front and rear ends is so large that it's difficult to form by one step. In order to achieve its accurate forming, a multi-step hot forming experiment is required. To obtain suitable experimental parameters, the material forming performance and part forming scheme were studied through high-temperature tension, stress relaxation experiments and finite element simulation. The results of experiments and finite element analysis show that the high temperature plasticity and stress relaxation of TB8 during hot forming can effectively avoid crack failure and suppress springback. Through multi-step hot forming, it is possible to achieve precise forming of 88.7° large twisted skin parts. After comparing with the deformation and springback distribution of the parts at different temperatures and stamping speed of the high-temperature ridge pre-bending, tip-bending and tail-bending, the optimized parameters are obtained that the forming temperature is 675℃, the stamping speed is 30mm/min, and the maximum thinning of the skin parts during pre-bending is 0.92%. Based on the stress distribution of the parts in each forming step obtained by simulation, the stress relaxation time is determined according to the results of the stress relaxation experiment. The ridge pre-bending stress relaxation time

* 基金项目: 航空重点基金项目(20153021001)

is 15min, and the spring-back angle of the part is less than 3.5°. The high-temperature tip-bending and tail-bending after 10min stress relaxation, the average springback of the part is less than 0.5mm. The multi-step thermoforming has been used to produce the skin of complex-shaped blade leading edge, which can be accurately assembled with the blade.

Keywords: TB8 titanium alloy; Leading edge skin; Multi-step hot forming; Springback; High temperature tension; Stress relaxation

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2021.08.084

为达到减重目的,直升机、气垫船等桨叶已由传统金属材料逐渐转向以玻璃纤维、碳纤维和卡夫拉纤维为增强材料的复合材料^[1]。然而在复杂的地理环境与恶劣的气候条件下,复合材料桨叶由于抗冲击性能差,极易在旋转时被扬起的沙尘、碎石及其它异物撞击而产生损伤,一般在桨叶前缘布置一块或若干块金属蒙皮进行桨叶保护,防止桨叶在冲击时出现脱层与损伤^[2]。为防止蒙皮脱落,蒙皮外形精度要求极高,需要精确装配于桨叶前缘,再通过胶接或铆接等方式与桨叶连接。目前对桨叶蒙皮成形主要有冲压成形和电铸成形两种形式。冲压适用于主、尾桨叶蒙皮成形,通常采用多道次分步冲压实现蒙皮的精准成形;电铸适用于复杂形状蒙皮成形,但对电解液配比要求较高,且电铸成形后续处理工艺繁琐。

某型气垫船螺旋桨桨叶前缘蒙皮为异形截面,前后端扭转角度大,为实现减重而采用0.5mm厚度TB8钛合金。由于零件外形复杂,且钛合金室温成形塑性低、回弹严重^[3-5],因此需要采用多步热成形方法进行目标蒙皮零件精确成形。为保障桨叶的使用寿命与服役性能,针对复杂外形前缘蒙皮制造开展多步热成形工艺研究。基于TB8钛合金前缘蒙皮外形特征,设计高温脊线预弯曲、尖端弯曲及尾端弯曲相结合的多步成形方案,通过高温拉伸及应力松弛试验研究TB8钛合金高温成形性能,并应用试验结果进行前缘蒙皮多步热成形有限元仿真。对比分析零件变形及回弹分布,优化模具设计及工艺参数。最终进行前缘蒙皮多步热成形试验以及外形测量与装配验证,实现前缘蒙皮零件的精确成形。

1 TB8 钛合金高温成形性能

采用高温冲压成形能够提升材料的塑性变形能力,

同时成形后在高温应力松弛效应下,可以使得材料发生蠕变现象将弹性应变转换为塑性应变,进而释放零件内部应力,大大减少钛合金成形后的回弹^[6]。因此针对TB8钛合金展开高温拉伸试验和短时应力松弛试验,以期得到材料在不同温度条件下的力学性能,对材料热成形提供数据支撑。

1.1 试验材料

采用0.5mm厚度TB8钛合金,其化学成分见表1。TB8钛合金是新型亚稳态 β 钛合金,具有高比强度、高抗氧化和抗疲劳性等特点,常用于制造有温度要求的飞机结构件、蜂窝和紧固件等^[7-9]。

1.2 试验方案

TB8钛合金单向拉伸性能测试根据GB/T228-2010标准进行,样件标距25.4mm,采用应变速率 $0.1s^{-1}$ 、 $0.01s^{-1}$ 、 $0.001s^{-1}$,测试温度点选取625℃、650℃、675℃、700℃。TB8短时应力松弛性能测试采用给定初拉伸长度为初始条件的方法,分别测试初始拉伸长度为1mm、2mm、4mm条件下应力松弛30min的材料性能。为保证样件受热均匀,在拉伸和应力松弛程序运行前在加热炉内保温15min。

1.3 高温流变性能

根据高温拉伸试验数据可以得到TB8钛合金的抗拉强度、屈服强度以及延伸率等参数,如表2所示。随着温度升高,材料的力学性能参数都随之下降,以应变速率为 $0.01s^{-1}$ 时为例,625℃时,TB8的抗拉强度为89.8MPa,说明其在高温环境下塑性较好;从不同温度条件下的延伸率来看,625~650℃之间,升温25℃材料的延伸率由90.16%提升到93.5%,650~675℃之间,升温25℃延伸率由93.5%提升到108.55%,675~700℃之间,升温25℃延伸率提升了0.46%,表明TB8钛合金在700℃左右塑性较好(图1)。

表1 TB8钛合金成分(质量分数)

Table 1 TB8 titanium alloy composition (mass fraction)

%

Mo	Al	Nb	Si	Ti	Fe	O	C	N	H	其他
14-16	2.5-3.5	2.4-3.2	0.15-0.25	余量	≤0.40	≤0.17	≤0.05	≤0.05	≤0.015	0.4

表 2 应变速率 0.01s⁻¹ 条件下材料力学性能参数

Table 2 Material mechanical property parameters under condition of strain rate 0.01s⁻¹

温度 / °C	性能参数		
	抗拉强度 / MPa	屈服强度 / MPa	延伸率 / %
625	89.8	58.9	90.16
650	73.22	45.02	93.5
675	63.69	40.2	108.55
700	51.53	29.71	109.01

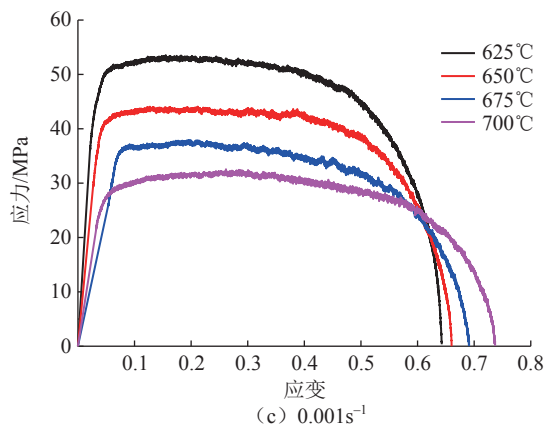
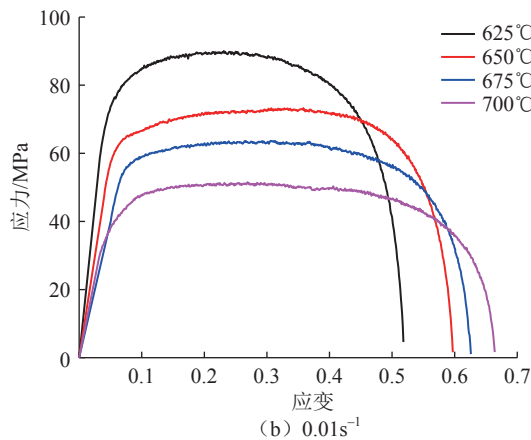
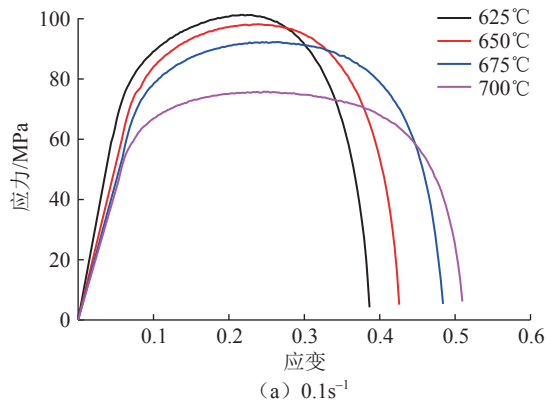


图 1 TB8 高温拉伸真实应力应变曲线

Fig.1 TB8 high-temperature tensile stress-strain curves

1.4 本构方程

材料在热成形过程中,最大抗力决定了试验中参数的设定是保证成形试验的关键。因此通过建立最大变形抗力本构方程,可以估算出不同热变形条件下的最大变形抗力,得出实际加工所需的参数^[10]。经典的 Arrhenius 方程难以准确地反映流变应力的变化,为了更加准确地描述材料的热变形行为,通常将应变引入到材料参数的函数中,通过建立修正的幂指数函数、指数函数以及双曲正弦 Arrhenius 本构模型^[11-13],结合 Zener-Holloman 参数^[14-15]来精确描述热变形行为。表达式如下:

$$\dot{\epsilon} \exp\left(\frac{Q}{RT}\right) = A_1 \sigma^{n_1}, \alpha\sigma < 0.8 \quad (1)$$

$$\dot{\epsilon} \exp\left(\frac{Q}{RT}\right) = A_2 \exp(\beta\sigma), \alpha\sigma > 1.2 \quad (2)$$

$$\dot{\epsilon} \exp\left(\frac{Q}{RT}\right) = A [\sinh(\alpha\sigma)]^n \quad (3)$$

$$Z = \dot{\epsilon} \exp\left(\frac{Q}{RT}\right) = A [\sinh(\alpha\sigma)]^n \quad (4)$$

$$\sigma = \left(\frac{1}{\alpha}\right) \ln \left\{ \left(\frac{Z}{A}\right)^{\frac{1}{n}} + \left[\left(\frac{Z}{A}\right)^{\frac{2}{n}} + 1\right]^{1/2} \right\} \quad (5)$$

式中, $\dot{\epsilon}$ 为应变速率 (s^{-1}); σ 为流动应力 (MPa); Q 为变形激活能 (J/mol); R 为气体常数 (8.314J/(mol·K)); T 为绝对温度 (K); n 为应力指数; A 、 A_1 、 A_2 为与材料有关的常数; n_1 为与应变速率敏感指数相关的参数; α 、 β 为应力调整因子,其中 $\alpha = \beta/n_1$ 。

对式(1)和(2)两边同时取自然对数,将峰值应力和对应的应变速率代入式中,利用 Origin 分别对各温度条件下 $\ln\sigma - \ln\dot{\epsilon}$ 、 $\sigma - \ln\dot{\epsilon}$ 曲线拟合出斜率值,得到 $n_1=5.81$, $\beta=0.092$,代入 $\alpha=\beta/n_1$ 得到 $\alpha=0.0159MPa^{-1}$ 。而后再将得到的 α 值代入式(3)中,等式两边同时取自然对数,得到 $\ln[\sinh(\alpha\sigma)] - \ln\dot{\epsilon}$ 的关系曲线,对求出的各曲线斜率取平均值,得到应力指数 $n=4.37$ 。应变速率不改变的条件下,根据式(3)可拟合出 $\ln[\sinh(\alpha\sigma)] - 1/T$ 的曲线,从而得到变形激活能 $Q=247.51kJ/mol$ 。根据式(4)可以拟合出 $\ln Z - \ln[\sinh(\alpha\sigma)]$ 曲线,线性回归拟合后得到方程 $\ln Z = 4.26 \ln[\sinh(\alpha\sigma)] + 26.34$,因此 $\ln A = 26.34$, $A = e^{26.34}$ (图 2)。

根据计算结果,将 $Q=247.51kJ/mol$, $n=4.37$, $A = e^{26.34}$, $\alpha=0.0159MPa^{-1}$ 代入式(5),得到 TB8 钛合金的本构方程:

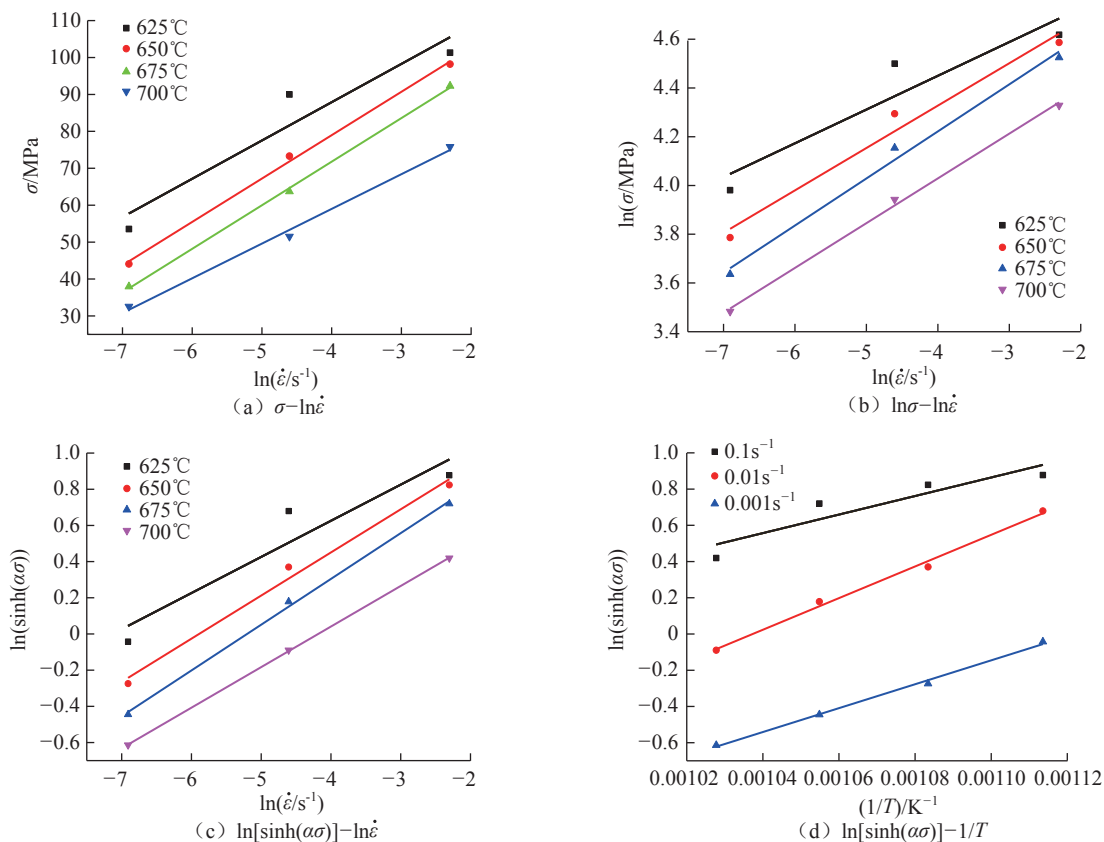


图2 Arrhenius方程求解关系曲线

Fig. 2 Solving relation curves of Arrhenius equation

$$\sigma = \frac{1}{0.0159} \ln \left\{ \left(\frac{Z}{e^{26.34}} \right)^{\frac{1}{4.37}} + \left[\left(\frac{Z}{e^{26.34}} \right)^{\frac{2}{4.37}} + 1 \right]^{1/2} \right\}$$

其中 Z 值由式(4)得到。

1.5 高温应力松弛性能

应力松弛是在试样保持总应变恒定时,由于材料内部蠕变流动导致应力随时间自发下降现象^[6]。利用材料的应力松弛性能,可预防和减小高温零件热成形后的回弹,提高零件精度。图3所示为625℃、650℃、675℃、700℃温度时不同初始条件下的应力松弛曲线,在同一温度下,给定不同的初始拉伸位移,随着时间的延长,不同的曲线越来越接近,温度越高其残余应力越相近,在10min左右即趋于稳定。625℃时,拉伸位移4mm、2mm、1mm的初始条件下应力松弛30min后,残余应力分别为41.96MPa、40.5MPa、38.8MPa;而到了700℃时,对应的残余应力为11.9MPa、10.5MPa、8.8MPa。应力松弛试验充分表明,在一定温度范围内,温度越高,材料软化作用越强,更适宜于材料成形。

2 成形工艺设计及有限元仿真

2.1 零件外形特征分析

目标蒙皮为异形截面,沿脊线方向由尖端向尾端扭转,经测算最大扭转角度达88.7°(图4)。进一步对蒙皮零件进行拔模分析,其两侧及脊部出现冲压负角,且负角成形占比较大,蒙皮零件无法实现单步成形,需通过多步成形以获取目标零件(图5);对该型桨叶蒙皮利用Dynaform进行毛料展开,毛坯形状见图6。

2.2 模具设计及数值模拟

根据零件外形特征及TB8钛合金高温材料性能数据,设计了脊线预弯曲、尖端弯曲及尾端弯曲结合的多步成形方案,并初步设计了成形模具,如图7所示。

采用三维设计软件CATIA建立凸模、凹模和板料模型,然后将模型导入ABAQUS软件,假定模具为刚体,板料为可变形壳体,并对凸凹模及板料进行网格划分,凸凹模单元类型设置为R3D4(离散刚体),板料单元类型采用S4R(四节点四边形减缩积分壳单元)。材料密度为4.51g/mm³,泊松比为0.33,材料本构关系由高温拉伸试验结果得出。对凹模施加固定约束,对凸模施加位移约束,设定板料为接触变形体,板料与模具之间

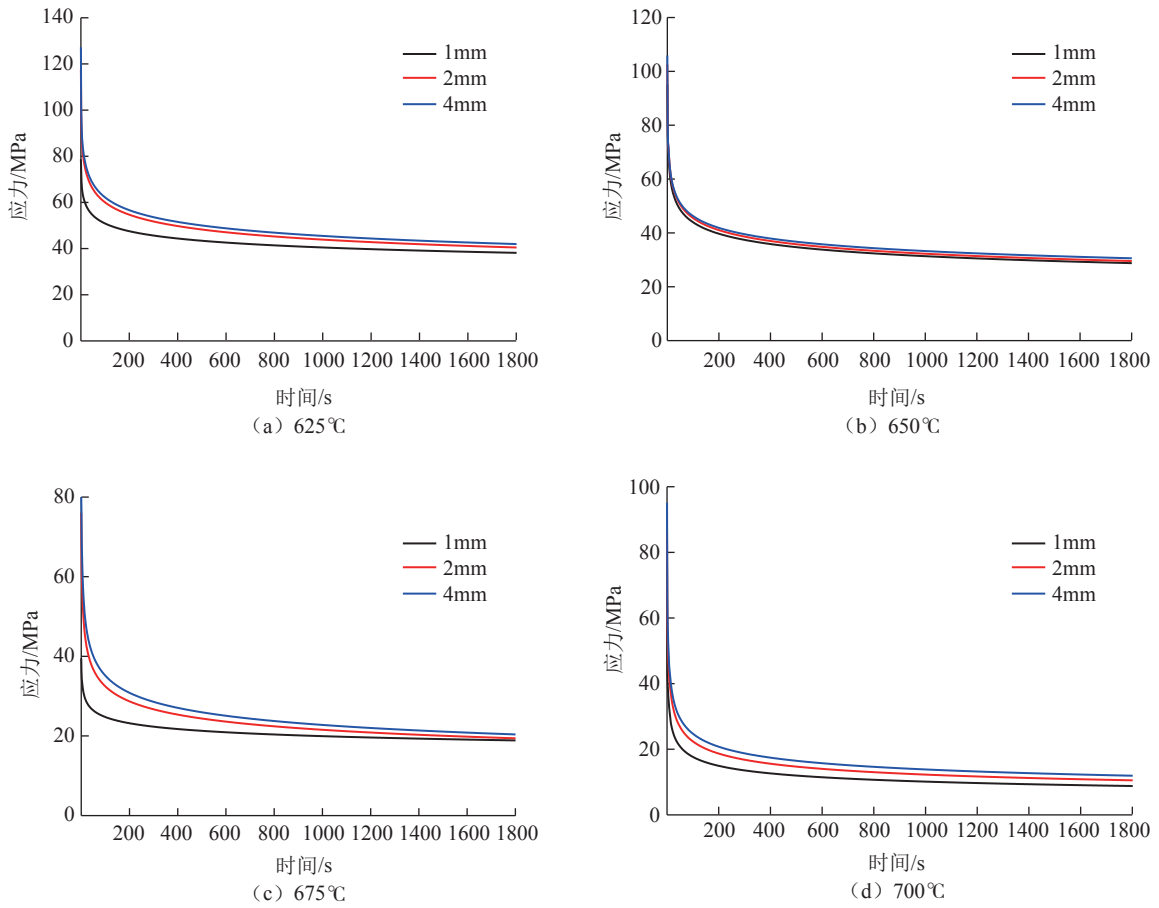


图3 材料在不同温度条件下应力松弛曲线
Fig.3 Stress relaxation curves of materials under different temperature conditions

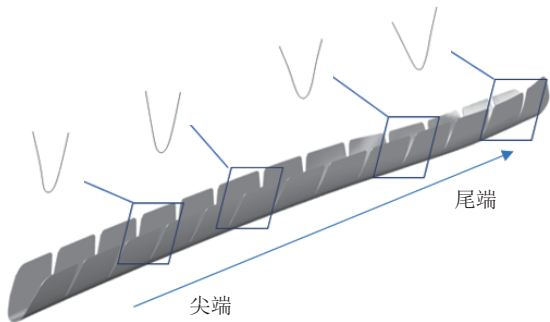


图4 目标桨叶蒙皮零件及各截面形状
Fig.4 Target blade skin parts and cross-sectional shapes

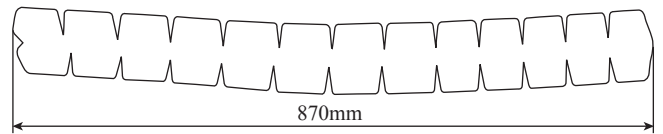


图6 板料毛坯示意图
Fig.6 Schematic diagram of sheet blank

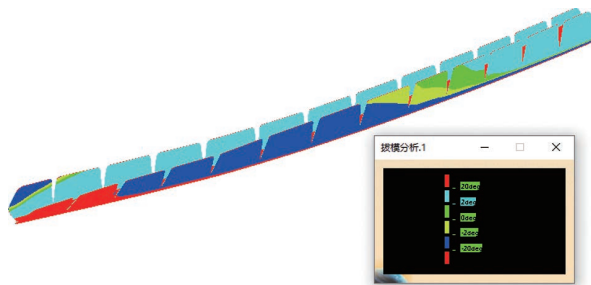


图5 蒙皮零件拔模分析
Fig.5 Draft analysis of skin parts

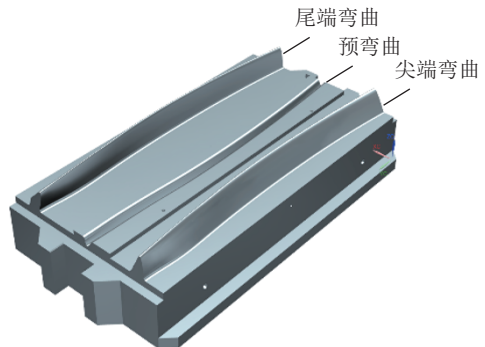


图7 模具设计
Fig.7 Die design

摩擦系数为 0.1, 装配模型如图 8 所示。

2.3 有限元仿真结果

零件热成形过程中, 温度对材料变形影响很大, 以零件成形后减薄及回弹为目标参数, 分析蒙皮零件在 625℃、650℃以及 675℃温度条件下的成形精度。根据不同温度条件下零件热成形回弹效果图可以得出, 在一定温度范围内, 随着成形温度的提高, 零件的局部残余

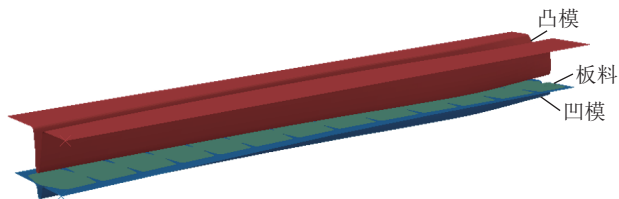


图 8 有限元模型
Fig.8 Finite element model

应力越小, 所需应力松弛时间越短, 最终回弹越小。由图 9 可知, 在 675℃左右零件的回弹最小, 因此, 根据材料高温拉伸和有限元模拟仿真结果, 将零件热成形试验温度确定在 675℃。

试验温度确定后, 以零件减薄量和应力分布为主要目标参数, 分析在 675℃条件下板料的受力情况, 观察是否出现破裂、起皱等现象。从应力与壁厚分布图可以看出, 预弯曲成形应力主要集中在脊线处, 并未出现破裂等失效情况, 成形后零件壁厚均匀, 减薄量很小, 最大减薄量仅为原始板厚的 0.92%, 符合设计要求(图 10)。

在 675℃条件下预成形应力分布情况如图 11 所示, 可以看出, 应力主要集中在脊线变形部位, 其他位置的应力较小。

零件毛坯经尖端弯曲成形后, 仅剩端部的特殊角度

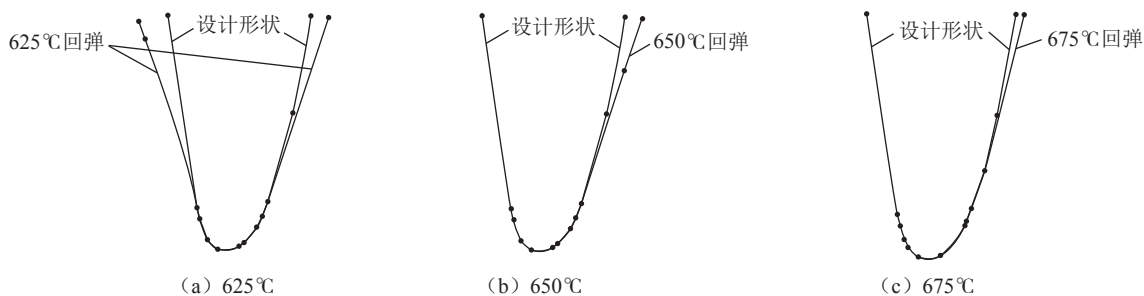


图 9 不同温度对零件成形回弹的影响

Fig.9 Influence of different temperatures on spring-back of parts forming

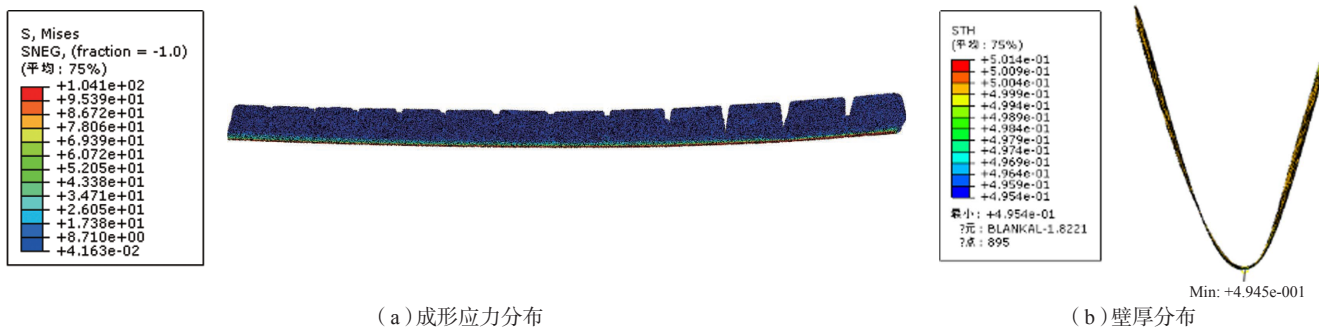


图 10 预弯曲成形应力分布与壁厚分布

Fig.10 Stress distribution and wall thickness distribution of pre-bending forming

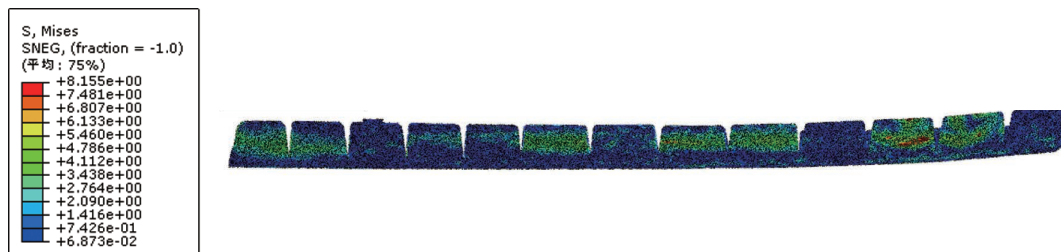


图 11 尖端弯曲成形应力分布

Fig.11 Stress distribution of tip bending forming

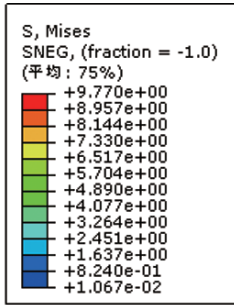


图 12 尾端弯曲成形应力分布

Fig.12 Stress distribution of tail end bending forming

尚未达到设计标准,分析其在 675℃条件下成形情况,得到如图 12 所示的有限元仿真结果,可以看出,应力主要集中在端部,其他位置的应力较小。

通过对成形工艺中每一步的有限元仿真,可以得出在所模拟的试验条件下,零件很好地达到预期的成形效果,回弹较小,无破裂、起皱等现象出现,最大减薄量仅为原始板厚的 0.92%,符合设计要求。根据高温拉伸、应力松弛试验,可以得到 TB8 材料在 700℃的塑性略优于 675℃,材料内部残余应力在 10min 左右已经达到最小值。根据 675℃的数值模拟与拉伸试验结果,可以看出在 675℃时的材料塑性以及成形性能已经很好,几乎与 700℃相同,在该条件下的成形仿真回弹最小。考虑到温度过高会增加零件表面氧化风险,综合材料性能和经济效益,采取 675℃为试验温度。因此确定的优化后工艺方案为:采用多步热成形工艺,在脊线预成形试验中模具温度与试验温度设为 675℃,在 2MPa 压力条件下保温 15min 取出,在尖端弯曲与尾端弯曲试验中试验温度设为 675℃,在 4MPa 压力条件下保温 10min 取出,取出后采取空冷的处理方式。

3 TB8 蒙皮零件多步热成形试验

3.1 试验过程

考虑到预成形试验成形变化量大,综合零件材料的高温拉伸试验和主要工艺流程的有限元仿真结果,将预弯曲试验的温度设置为 675℃,保温时间设置为 15min。试验过程中,压力通过控制上平台持续向下施压实现,待上模与下模完全接触后,控制台输出信号让上模向下移动,直至上模与下模之间的零件毛坯受到 2MPa 的压力。在试验温度达到 675℃,零件毛坯受压 2MPa 的条件下保温 15min,保温时间结束后取出零件,空冷至室温,观察零件表面有无明显裂纹。

经过预弯曲成形的零件毛坯在完成部分扭转角度的成形后,在同样的试验条件下,利用在模具端部设定的限位挡板,确定预成形后的零件在尖端弯曲模具型面上准确位置,对蒙皮零件两侧难成形部位开展成形试

验。将试验温度升至 675℃,在上下模之间保证 4MPa 的压力,保温 10min,保温时间结束后将成形好的零件毛坯转移至尾端成形模具型面。利用挡板将零件毛坯准确定位,对其尾端部位的难成形特征开展成形试验。将模具温度与炉内温度升至 675℃,上模以 0.5mm/s 的速度向下移动,在上下模之间保证 4MPa 的压力,保温 10min,保温时间结束后取出成形好的零件毛坯,空冷至室温,测量零件回弹,最终成形零件如图 13 所示。

3.2 试验结果

用塞尺对不同截面的回弹测量发现,蒙皮零件最大回弹仅为 0.5mm,符合设计要求。进行零件表面防氧化剂去除及酸洗除去表面氧化层后,零件与桨叶通过胶装实现了精准装配(见图 14),结果表明采用多步热成形方法制造的前缘蒙皮零件可以达到设计要求。

4 结论

针对 TB8 钛合金高温流变特性开展高温拉伸和应力松弛研究,对 TB8 钛合金复杂外形桨叶前缘蒙皮多



图 13 成形零件

Fig. 13 Formed parts

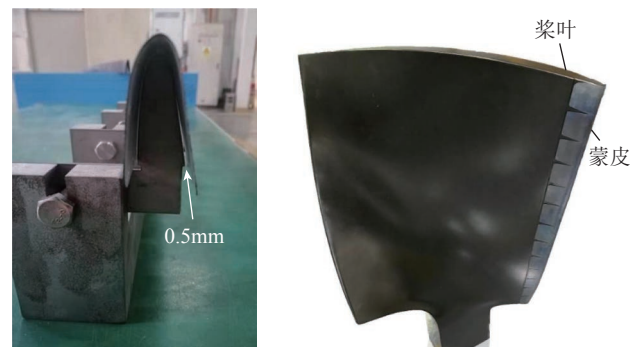


图 14 零件回弹与装配验证

Fig.14 Part spring-back and assembly verification

步热成形进行了脊线预成形、尖端弯曲成形和尾端弯曲成形的有限元仿真和成形试验等工作。研究结果如下。

(1) TB8 钛合金在高温条件下塑性得到显著提升, 700℃最大延伸率可达 109.01%, 应力松弛效应明显, 700℃时在 1mm、2mm、4mm 初始条件下经应力松弛后材料内部残余应力分别为 11.9MPa、10.5MPa、8.8MPa, 材料在高温条件下的软化作用明显, 采用热成形是实现该类型钛合金蒙皮类零件的有效方法。

(2) 得到 TB8 钛合金的本构方程为:

$$\sigma = \frac{1}{0.0159} \ln \left\{ \left(\frac{Z}{e^{26.34}} \right)^{4.37} + \left[\left(\frac{Z}{e^{26.34}} \right)^{4.37} + 1 \right]^{1/2} \right\}$$

(3) TB8 在成形过程中有一定的减薄量和回弹, 可以通过控制温度和压力有效抑制回弹, 经过测算, 零件在成形过程中的最大减薄量为原始板料厚度的 0.92%, 无破裂及起皱等现象出现; 最终成形的零件最大回弹仅为 0.5mm, 零件经实际装配精度高, 表明利用多步热成形工艺可以精确成形同类型高曲率变截面复杂外形零件。

参考文献

- [1] 王正峰, 李志峰. 复合材料桨叶前缘包铁研制及使用现状[J]. 直升机技术, 2018(2): 68-72.
- WANG Zhengfeng, LI Zhifeng. Development and application actuality of composite material blade leading edge protection[J]. Helicopter Technique, 2018(2): 68-72.
- [2] 黄璐, 吴明忠, 洪海华. 钛合金包铁在复合材料桨叶上的应用研究[J]. 直升机技术, 2014(4): 29-34, 38.
- HUANG Jun, WU Mingzhong, HONG Haihua. Research of titanium-alloy leading edge protection on the composite blade[J]. Helicopter Technique, 2014(4): 29-34, 38.
- [3] 丁嘉健, 刘家和, 杨展铭, 等. TC4 钛合金板材高温热拉伸性能的研究[J]. 科技创新与应用, 2019(11): 41-42, 45.
- DING Jiajian, LIU Jiahe, YANG Zhanming, et al. Study on high temperature tensile properties of TC4 titanium alloy sheet[J]. Technology Innovation and Application, 2019(11): 41-42, 45.
- [4] 杨满足, 张建国, 贾安涛, 等. 超高强 TB8 钛合金高温塑性变形流变应力分析与本构方程[J]. 金属热处理, 2015, 40(1): 170-174.
- YANG Manzu, ZHANG Jianguo, JIA Antao, et al. Flow stress analysis and constitutive equation of super-strength TB8 titanium alloy during high temperature plastic deformation[J]. Heat Treatment of Metals, 2015, 40(1): 170-174.
- [5] BEHRANG P, MAKOTO Y, YOSHIO I, et al. Microstructure evolution during deformation of a near- α titanium alloy with different initial structures in the two-phase region[J]. Elsevier Ltd, 2009, 61(4): 419-422.
- [6] 周希文. 钛合金桨叶前缘包铁精确成形与表面处理工艺研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- ZHOU Xiwen. Research on precision forming and surface treatment of titanium leading edge[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [7] 赵蒙, 李萍, 薛克敏. TB8 钛合金双道次热变形过程软化行为的研究[J]. 稀有金属与硬质合金, 2013, 41(3): 32-35, 40.
- ZHAO Meng, LI Ping, XUE Kemin. Study on softening behavior of TB8 titanium alloy during double-rolling hot deformation[J]. Rare Metals and Cemented Carbides, 2013, 41(3): 32-35, 40.
- [8] TANG B, TANG B, HAN F B, et al. Influence of strain rate on stress induced martensitic transformation in β solution treated TB8 alloy[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2013, 565, 1-5.
- [9] FERRERO J G. Candidate materials for high-strength fastener applications in both the aerospace and automotive industries[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2005, 14(6): 691-696.
- [10] 夏麒帆, 梁益龙, 杨春林, 等. TC4 钛合金拉伸变形行为的研究[J]. 稀有金属, 2019, 43(7): 765-773.
- XIA Qifan, LIANG Yilong, YANG Chunlin, et al. Tensile deformation behavior of TC4 titanium alloy[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2019, 43(7): 765-773.
- [11] 蔡军, 王快社, 王文. 利用本构方程和加工图表征 BFe10-1-2 白铜合金的热变形行为[J]. 稀有金属材料与工程, 2016, 45(10): 2549-2554.
- CAI Jun, WANG Kuaishe, WANG Wen. Characterization of high temperature deformation behavior of BFe10-1-2 cupronickel alloy using constitutive equation and processing map[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2016, 45(10): 2549-2554.
- [12] 罗皎, 李森泉, 李宏, 等. TC4 钛合金高温变形行为及其流动应力模型[J]. 中国有色金属学报, 2008, 18(8): 1395-1401.
- LUO Jiao, LI Miaoquan, LI Hong, et al. High temperature deformation behavior of TC4 titanium alloy and its flows stress model[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2008, 18(8): 1395-1401.
- [13] NITIN K, ADITYA D D, GUPTA A K, et al. Comparative study of constitutive modeling for Ti-6Al-4V alloy at low strain rates and elevated temperatures[J]. Materials and Design, 2014, 55: 999-1005.
- [14] 陈明和, 王宁. 高强铝合金热塑性变形本构关系研究现状及发展趋势[J]. 中国机械工程, 2020, 31(8): 997-1007.
- CHEN Minghe, WANG Ning. Current research and development trends in constitutive relation for high strength aluminum alloys in hot plastic deformation[J]. China Mechanical Engineering, 2020, 31(8): 997-1007.
- [15] 尤雪磊, 华建社, 姚渭, 等. 细晶 TC4 钛合金两种本构模型的对比[J]. 材料热处理学报, 2015, 36(8): 237-242.
- YOU Xuelei, HUA Jianshe, YAO Wei, et al. Comparison on two kinds of constitutive model for fine grain TC4 titanium alloy[J]. Transactions of Materials and Heat Treatment, 2015, 36(8): 237-242.
- [16] 王妍琴. 桨叶前缘包铁制造工艺研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- WANG Yanqin. Study of manufacturing process for leading edge of helicopter composite blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.

通讯作者: 陈明和, 教授、博士, 研究方向为钛合金、铝合金成形、超塑成形、扩散焊接等, E-mail: meemhchen@nuaa.edu.cn.

(责编 一元)