

引文格式: 杨丰, 慕延宏, 杜立华. TA32钛合金应力松弛行为及热成形回弹预测[J]. 航空制造技术, 2025, 68(5): 114–120, 126.

YANG Feng, MU Yanhong, DU Lihua. Stress relaxation behavior and hot forming springback prediction of TA32 titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(5): 114–120, 126.

TA32钛合金应力松弛行为及热成形回弹预测*

杨 丰^{1,2}, 慕延宏^{1,2}, 杜立华^{1,2}

(1. 中国航空制造技术研究院金属成形技术研究所, 北京 100024;

2. 中国航空制造技术研究院塑性成形技术航空科技重点实验室, 北京 100024)

[摘要] TA32钛合金相比TC4钛合金具有更为优异的高温抗蠕变性能, 在高声速飞行器中具有广泛应用前景。TA32钛合金复杂构件热成形后存在一定的回弹现象, 无法满足零件高精度制造的要求。研究了TA32钛合金在不同温度(650℃、700℃、750℃、800℃)和预应变(2%、4%、8%)条件下的应力松弛行为, 发现温度越高, 第一阶段应力松弛速率越快, 且应力松弛极限越低。基于试验数据, 拟合了五次延迟函数的应力松弛显示本构方程, 进一步建立了Arrhenius型蠕变本构模型。建立了考虑高温应力松弛效应的TA32钛合金加强框热成形仿真模型, 并通过热成形试验和回弹测试验证了仿真模型的可靠性。模拟结果表明, 保压能有效降低零件回弹, 保压时间由10s增加到1800s, 回弹量由3.15mm减小到2.55mm。加强框零件在保压300s后, 已达应力松弛极限, 回弹几乎不再发生变化。
关键词: 应力松弛; TA32钛合金; 热成形; 回弹; 数值模拟

Stress Relaxation Behavior and Hot Forming Springback Prediction of TA32 Titanium Alloy

YANG Feng^{1,2}, MU Yanhong^{1,2}, DU Lihua^{1,2}

(1. Metal Forming Technology Research Institute, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technologies, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] TA32 titanium alloy has better creep resistance than TC4 titanium alloy at high-temperatures, which is widely applied in the hypersonic aircraft. It is challenging to meet the dimensional requirements for the complex components of TA32 titanium alloy due to the springback after hot forming. The stress relaxation behavior of TA32 titanium alloy was studied at different temperatures (650 °C, 700 °C, 750 °C, 800 °C) and pre-strains (2%, 4%, 8%). With the increasing temperature, the stress relaxation rate at the first stage increases, and the limit of stress relaxation decreases. Based on the experimental data, the explicit constitutive equation of stress relaxation was fitted with the quintic delay function, and the Arrhenius type creep constitutive model was established. Considering the effect of high-temperature stress relaxation, the hot forming simulation model of a TA32 titanium alloy reinforced frame was established, and hot forming and springback test verified the reliability of the simulation model. The results show that the springback can be effectively reduced due to holding process. With the holding time increasing from 10 s to 1800 s, the springback decreases from 3.15 mm to 2.55 mm. When the holding time reaches 300 s, the stress reaches to the relaxation limit, and the springback is almost unchanged.

Keywords: Stress relaxation; TA32 titanium alloy; Hot forming; Springback; Numerical simulation

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.05.114

* 基金项目: 航空科学基金(20200036025002)。

钛合金具有比强度高、耐高温、耐腐蚀等特点^[1],广泛应用于飞机^[1]、发动机^[2]和导弹^[3]等航空装备。在航空器高速化的发展趋势下,气动生热引发的热累积效应使蒙皮表面温度急剧升高,对航空装备的耐高温性能提出进一步提升的要求,TA15、TA32、Ti65等耐高温钛合金在高温下具有优异的抗氧化性能、组织稳定性和长时抗蠕变性能,可以满足不同温度区间服役性能的要求^[4]。TA32钛合金是一种在TA12合金基础上改进的典型近 α 型高温钛合金,具有优异的高温抗蠕变性能,已应用于航空发动机加力燃烧室筒体和巡航导弹弹体结构^[5]。

TA32钛合金在常温下成形存在变形抗力大、回弹严重和局部破裂等问题,通常采用热成形工艺实现零件的成形^[6]。TA32钛合金零件热成形工艺为:将模具和毛坯加热至700~800℃,在恒温条件下利用材料高温软化冲压成形,保压一段时间使材料应力松弛后取出零件。热成形后的TA32钛合金零件成形精度较好,但仍存在一定的回弹现象。由于新一代航空装备对隐身性能的高要求,对零件的型面精度和装配阶差要求越来越高,精确的回弹预测和模面补偿是提高钛合金零件型面精度的可靠方法。

钛合金在热成形保压阶段发生应力松弛行为,其本质为金属材料在保持恒定变形时内部弹性应变不断转化为永久的塑性应变^[7]。部分学者对钛合金的应力松弛行为进行了研究。Xiao等^[8]研究了TC4钛合金的应力松弛行为,并构建了描述应力松弛行为的蠕变本构模型。杨晓明^[9]将TC4钛合金高温短时蠕变本构模型应用于U型件叠层冷模热冲压工艺及回弹模拟研究,并通过试验验证了模拟的准确性。对于耐高温的TA32钛合金,Wu等^[10]研究了TA32钛合金高温应力松弛行为并构建了蠕变本构方程;陈灿^[11]则研究了TA32钛合金复杂蒙皮热成形的成形性问题,但并未将TA32钛合金应力松弛行为与热成形数值模拟结合。基于应力松弛行为构建更为准确的热成形回弹预测模型,对于实现复杂耐高温航空钣金零件的精确成形具有重要意义。

本文研究了TA32钛合金在不同温度(650℃、700℃、750℃、800℃)和预应变(2%、4%、8%)条件下的应力松弛行为,构建了基于应力松弛行为的Arrhenius高温蠕变本构方程,将构建的蠕变本构模型应用于加强框这一典型热成形零件的热成形模拟中,分析保压参数对加强框回弹的影响规律,并通过试验验证模拟结果的准确性。

1 试验及方法

试验材料为宝钛公司提供的M态TA32钛合金板材,厚度为2.0 mm,化学成分如表1所示。试验设备为电子蠕变松弛试验机RDL50(图1),包括数据监控记录装置、加热保温炉、温度和位移控制器等。试样尺寸

如图2所示,参照GB/T 10120—2013《金属材料拉伸应力松弛试验方法》,在不同温度(650℃、700℃、750℃、800℃)和预应变(2%、4%、8%)下进行应力松弛试验,松弛时间为1 h。

2 结果与讨论

2.1 应力松弛行为分析

不同温度下的应力松弛曲线如图3所示,整体来看,TA32钛合金的应力松弛行为分为两个阶段,第一阶段残余应力在很短的时间内迅速下降,第二阶段残余应力缓慢下降,且逐渐趋近于某一常数,即应力松弛极限。刘坡等^[12]的研究指出,对于应力松弛第二阶段,随着应力松弛的进行,弹性应变不断转化为塑性应变,材料内

表1 TA32钛合金化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical compositions of TA32 titanium alloy (mass fraction) %

| Al | Sn | Zr | Mo | Si | Nb | Ta | Ti |
|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|----|
| 5.5 | 3.5 | 3.0 | 0.7 | 0.3 | 0.4 | 0.4 | 余量 |



图1 应力松弛试验装置

Fig.1 Stress relaxation testing equipment

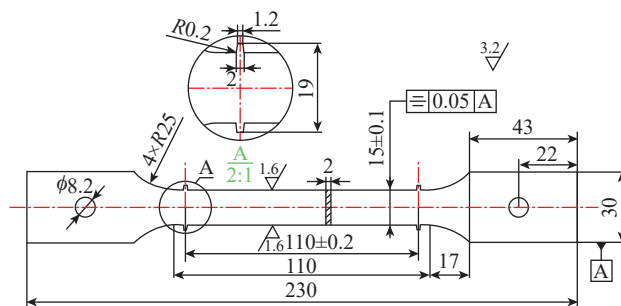


图2 应力松弛试样几何尺寸

Fig.2 Dimensional size of the stress relaxation sample

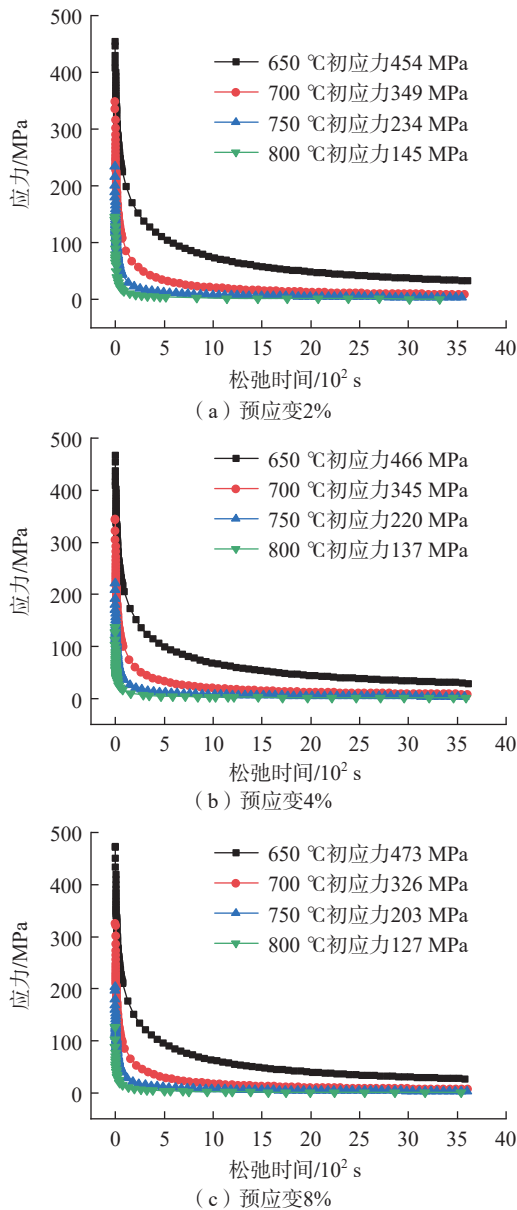


图3 不同预应变下的应力松弛行为

Fig.3 Stress relaxation behaviors under different pre-strains

应力减小,位错滑移驱动力降低,最终硬化与回复趋于平衡。温度对应力松弛行为影响显著,在同一预应变下,温度越高,TA32钛合金应力松弛速率越快,最终所达到的应力松弛极限越小,温度从650℃升高到800℃,应力松弛极限从28.3MPa下降至0.76MPa。

650℃、800℃下,不同预应变的应力松弛曲线如图4所示。可以看出,预应变对应力松弛行为的影响受温度的限制,在650℃时,预应变对TA32钛合金应力松弛行为第一阶段影响较大,预应变越大,第一阶段松弛速率越快;在800℃时,不同预应变下的应力松弛行为几乎一样,这是由于温度对应力松弛速率的影响远大于预应变对应力松弛速率的影响,温度越高,材料内部位

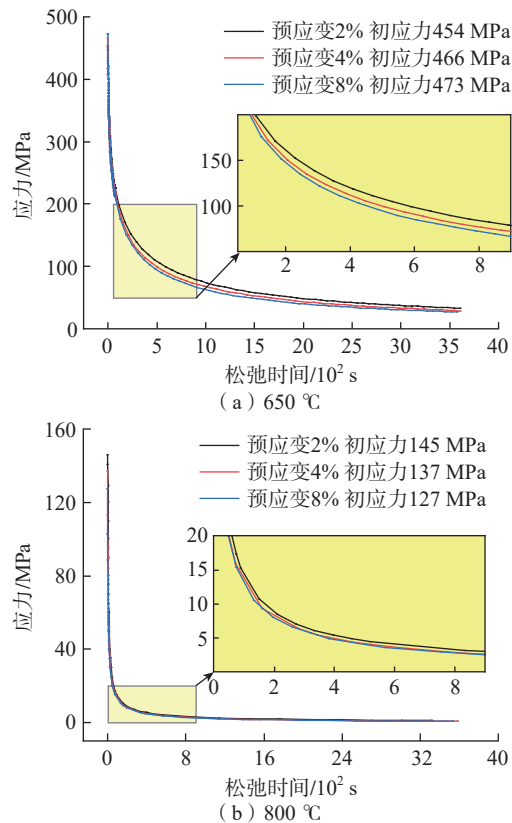


图4 不同温度下的应力松弛行为

Fig.4 Stress relaxation behaviors at different temperatures

错驱动的热能越高,且原子扩散激活能降低,位错运动速率更高,从而应力松弛速率提高^[13],这也反映了TA32钛合金应力松弛行为主要受温度的影响。Zong等^[14]的研究指出,在650℃下,应力松弛机理以位错滑移为主,伴随少量的位错攀升,而在800℃下,应力松弛机理为位错滑移和亚晶界迁移。此外,在同一温度下,预应变对应力松弛极限几乎没有影响,在松弛时间足够长的情况下,不同预应变下的应力松弛极限相同,应力松弛极限只与温度有关^[15]。

2.2 基于应力松弛行为的蠕变本构建模

目前,通常采用自然对数方程、指数方程、延迟函数方程等经验公式来表征材料的应力松弛行为。其中,通过延迟函数表征的应力松弛曲线具有较高的精度,并且随着延迟函数次数的增加,其结果精度越高,本文拟采用五次延迟函数对TA32钛合金的高温应力松弛行为进行拟合描述,其表达式如式(1)^[9]所示。

$$\sigma = \sigma_1 + B_1 \exp\left(\frac{-t}{X_1}\right) + B_2 \exp\left(\frac{-t}{X_2}\right) + B_3 \exp\left(\frac{-t}{X_3}\right) + B_4 \exp\left(\frac{-t}{X_4}\right) + B_5 \exp\left(\frac{-t}{X_5}\right) \quad (1)$$

式中, σ_1 为材料极限松弛应力; $B_1 \sim B_5$ 、 $X_1 \sim X_5$ 为材料参数; t 为应力松弛时间。

采用回归拟合的方法拟合五次延迟函数参数,五次延迟函数描述了 TA32 钛合金在应力松弛过程中的瞬时应力与时间的关系,可以通过现有的蠕变本构模型来描述材料的应力松弛行为。

在整个应力松弛过程中,弹性应变、塑性应变与总应变关系满足式(2)。

$$\varepsilon_{\text{总}} = \varepsilon_{\text{弹性}} + \varepsilon_{\text{塑性}} \quad (2)$$

式中, $\varepsilon_{\text{总}}$ 为总应变; $\varepsilon_{\text{弹性}}$ 为弹性应变; $\varepsilon_{\text{塑性}}$ 为塑性应变。

在总应变一定的情况下,弹性应变不断转化为塑性应变,弹性应变向塑性应变变化的过程可认为是应力不断减小的蠕变,则有

$$\frac{d\varepsilon_{\text{总}}}{dt} = 0 \quad (3)$$

$$\dot{\varepsilon}_{\text{蠕变}} = \frac{d\varepsilon_{\text{塑性}}}{dt} = -\frac{d\varepsilon_{\text{弹性}}}{dt} = -\frac{d\sigma}{Edt} \quad (4)$$

式中, $\dot{\varepsilon}_{\text{蠕变}}$ 为蠕变应变速率; E 为弹性模量。

由式(4)可知,在宏观上材料的应力松弛行为可以认为是在一定时间内,材料部分弹性应变的减小量与蠕变应变的增加量相等。

联立式(1)和(4)可得 TA32 钛合金蠕变应变速率与时间的关系式,即

$$\dot{\varepsilon}_{\text{蠕变}} = \frac{1}{E} \left[\frac{B_1}{X_1} \exp\left(\frac{-t}{X_1}\right) + \frac{B_2}{X_2} \exp\left(\frac{-t}{X_2}\right) + \frac{B_3}{X_3} \exp\left(\frac{-t}{X_3}\right) + \frac{B_4}{X_4} \exp\left(\frac{-t}{X_4}\right) + \frac{B_5}{X_5} \exp\left(\frac{-t}{X_5}\right) \right] \quad (5)$$

由此可以通过时间将蠕变应变速率与应力联系起来,构建蠕变应变速率与应力关系曲线,如图5所示。

由图5可知,应力对蠕变应变速率的影响随温度的升高而增强,温度越高,到达相同蠕变应变所需的应力越小,随着应力的增加,材料的蠕变应变速率先基本保持不变,后快速增长。

目前常用 Garofalo 和 Arrhenius 方程相结合的形式来描述材料应变率与应力之间的关系^[9],即

$$\dot{\varepsilon} = A[\sinh h(\alpha\sigma)]^n \exp\left(\frac{-Q}{RT}\right) \quad (6)$$

式中, $\dot{\varepsilon}$ 为应变速率; σ 为材料应力; R 为摩尔气体常数,其数值为 $8.31 \text{ J}/(\text{mol} \cdot \text{K})$; Q 为热变形激活能; T 为材料变形温度; A 为材料常数; n 为应变速率敏感指数; α 为应力水平指数。

Arrhenius 本构方程表达式^[16]为

$$Z = \dot{\varepsilon} \exp\left[\frac{Q}{RT}\right] \quad (7)$$

$$Z = C_1 \sigma^{n_1} \quad (8)$$

$$Z = C_2 \exp(\beta\sigma) \quad (9)$$

$$Z = A(\sinh(\alpha\sigma))^n \quad (10)$$

式中, C_1 、 n_1 、 C_2 和 β 为材料常数, $\alpha = \beta/n_1$ 。

由式(7)~(9)求得 Arrhenius 本构方程各个参数,如表2所示。

将表2中的参数拟合结果代入式(11),得到蠕变应变率与应力的关系曲线、试验数据与预测曲线对比,如图6所示。

$$\ln \dot{\varepsilon} = n \ln[\sinh h(\alpha\sigma)] + \ln A - \frac{Q}{RT} \quad (11)$$

通过相关系数 r 与平均相对误差 AARE 衡量试验值与预测值之间的偏差,如图7所示,可以看出,试验值与预测值之间的相关系数 r 值为 0.9868,平均相对误差 AARE 为 14.1%,所构建的蠕变本构模型能较好地预测

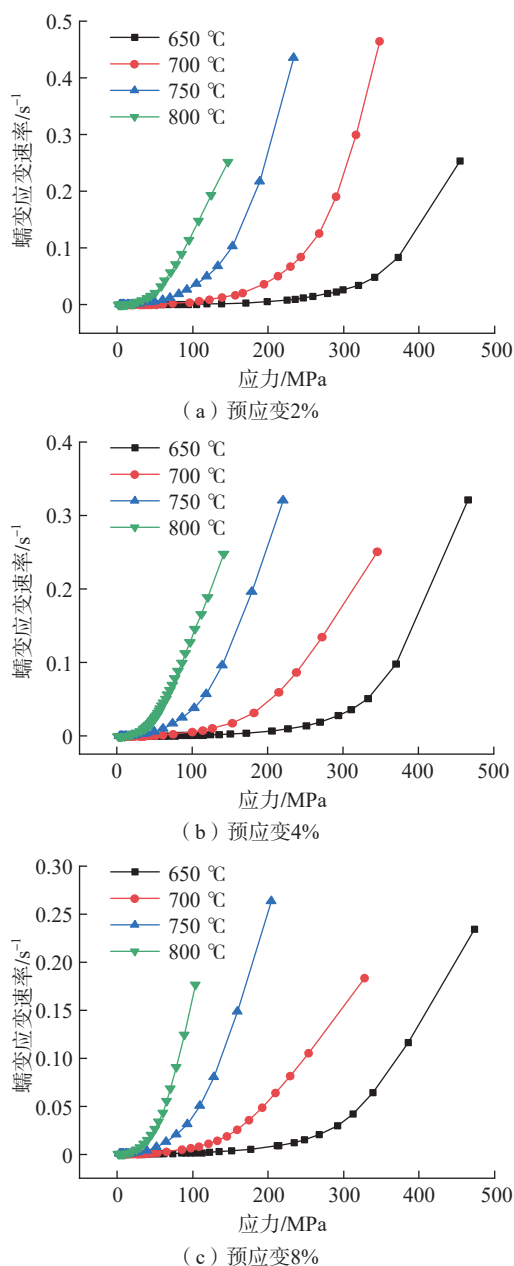


图5 不同预应变下的蠕变应变速率-应力曲线
Fig.5 Creep strain rate-stress curves under different pre-strains

TA32 钛合金的蠕变应变率与应力的关系。

2.3 有限元模拟与试验验证

加强框为航空典型零部件,如图 8 所示,零件厚度为 1.5 mm,中心圆弧面半径 91.5 mm,成形精度要求 ± 0.1 mm。采用等温热成形工艺成形的零件仍存在一定的回弹现象,本文基于构建的蠕变本构模型,通过有限元精确模拟探究工艺参数对热成形回弹的影响规律,为回弹修正奠定基础。

使用 ABAQUS 软件构建的加强框零件热成形有限元模型如图 9 所示,毛坯尺寸为 150 mm \times 70 mm \times 1.5 mm,成形环境为 800 $^{\circ}$ C 等温,不考虑板料和模具的换热,毛坯采用实体单元 C3D8R;模具设置刚体耦合,网格类型为 S4R。定义板料与上、下模具的切向接触行为为罚函数接触,采用石墨作为润滑剂,摩擦系数取 0.3^[17-18]。成形模拟包括冲压、保压和回弹 3 个阶段。冲压分析步中,凹模设置固定约束,凸模沿冲压方向运动;保压分析步中,保持凹凸模不动,施加一定的保压力;回弹分析步中去掉所有约束和接触,只保留板料模型,采用无模法计算回弹。

在冲压分析步与回弹分析步采用 TA32 钛合金真应力-真应变曲线数据(图 10),在保压分析步中采用本文构建的基于应力松弛行为的 Arrhenius 蠕变本构模型。

800 $^{\circ}$ C 下,TA32 钛合金冲压结束后的应力分布如图 11 (a) 所示,可以看出,整体轮廓呈圆弧状,主要发生弯曲变形,应力主要集中在加强框外侧带有圆角特征的位置。保压 10 s、60 s 和 300 s 的应力分布变化如图 11 (b)~(d) 所示,随着保压时间的延长,零件内部

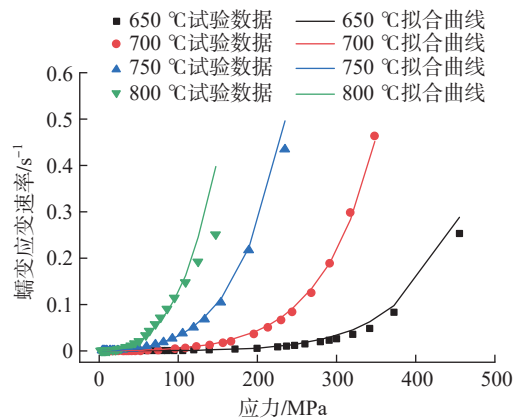
应力逐渐松弛,最大应力由 504.320 MPa 减少至 87.997 MPa,且应力分布更均匀。图 12 显示了加强框某节点在 800 $^{\circ}$ C 时应力随时间变化曲线,可以看出,在前 100 s 内应力迅速下降,随后缓慢下降并趋于平缓,在保压时间 300 s 时,应力松弛基本完成。

TA32 钛合金在成形保压卸载后发生了回弹,如图 13 (a) 所示,零件回弹主要表现在弯曲半径的变化,由于加强框外侧轮廓带有特征,不便测量,内侧为完整的

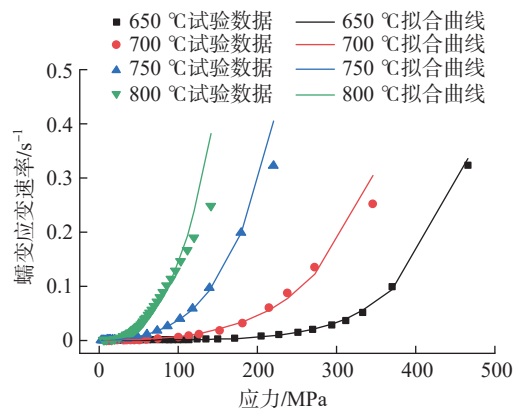
表 2 Arrhenius 本构方程参数

Table 2 Parameters of the Arrhenius constitutive equation

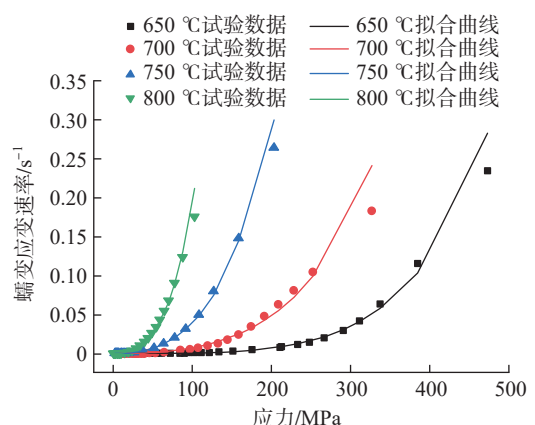
| 初始条件 | | 参数 | | | | |
|------------------|----|-------|---------|----------|--------|--------|
| | | n_1 | β | α | n | A |
| 650 $^{\circ}$ C | 2% | 4.499 | 0.0154 | 0.0034 | 3.5398 | 0.0216 |
| | 4% | 5.085 | 0.0151 | 0.0029 | 3.8099 | 0.0315 |
| | 8% | 4.38 | 0.0119 | 0.0027 | 3.3426 | 0.0475 |
| 700 $^{\circ}$ C | 2% | 2.98 | 0.0177 | 0.0059 | 2.4229 | 0.0165 |
| | 4% | 3.094 | 0.0145 | 0.0046 | 2.3681 | 0.0367 |
| | 8% | 2.733 | 0.0114 | 0.0042 | 2.3791 | 0.0559 |
| 750 $^{\circ}$ C | 2% | 3.054 | 0.0199 | 0.0065 | 2.3826 | 0.0761 |
| | 4% | 2.797 | 0.0179 | 0.0064 | 2.3232 | 0.0868 |
| | 8% | 2.623 | 0.0173 | 0.0066 | 2.3202 | 0.0856 |
| 800 $^{\circ}$ C | 2% | 2.453 | 0.0165 | 0.0067 | 2.4061 | 0.2827 |
| | 4% | 2.429 | 0.0154 | 0.0063 | 2.3685 | 0.3637 |
| | 8% | 2.562 | 0.0304 | 0.0118 | 2.2796 | 0.0777 |



(a) 预应变2%



(b) 预应变4%



(c) 预应变8%

图 6 不同预应变下试验数据与预测曲线对比

Fig.6 Comparison between experimental and predicted curves under different pre-stains

弯曲圆弧,可以通过测量弯曲半径评价回弹结果。通过CAD软件绘制外形轮廓,测量加强框内侧弯曲半径变化作为回弹计算结果。在热成形压力机上开展加强框

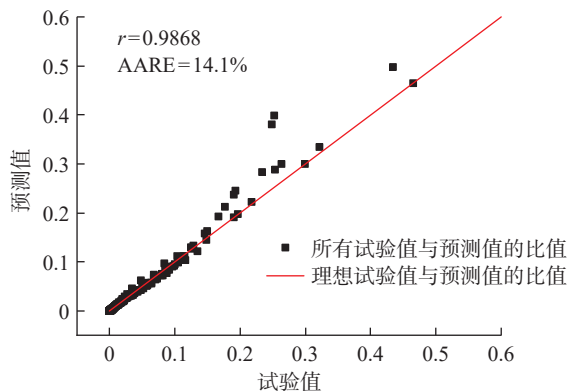


图7 Arrhenius型蠕变本构方程拟合精度分析

Fig.7 Fitting accuracy of Arrhenius type creep constitutive equation

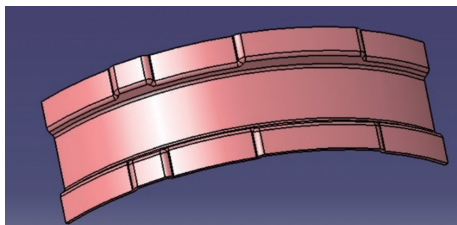


图8 加强框零件模型

Fig.8 Reinforced frame model

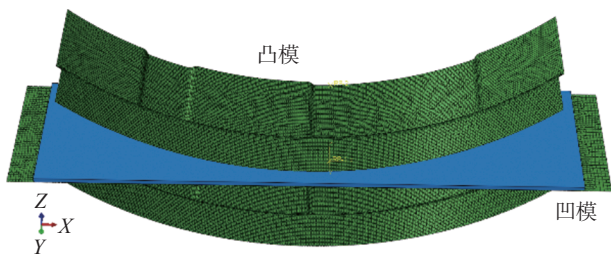


图9 加强框热成形有限元模型

Fig.9 Finite element model of the reinforced frame hot forming

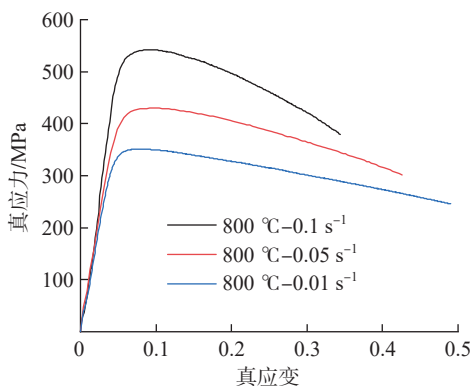


图10 800 °C下TA32钛合金真应力-真应变曲线

Fig.10 True stress-strain curves of the TA32 titanium alloy at 800 °C

热成形试验,热成形模具示意图如图13(b)所示,试验过程如图13(c)所示,温度选取800 °C,保压时间分别选取10 s、60 s、300 s、1800 s。成形后零件如图13(d)所示,采用GOM三维光学扫描仪扫描成形后零件轮廓,以800 °C、保压时间1800 s为例,在原始模型上选取固定3点,基于投影算法,反射到扫描曲面同样位置的3点上,根据三点确定一个圆的准则,计算圆弧处的弯曲半径,实际零件半径与理想半径的差值为回弹量,如图14所示。

模拟结果与工艺试验回弹结果对比如图15所示。可以看出,模拟结果与试验结果趋势基本一致,有限元模拟预测精度为93.85%。说明所构建的基于应力松弛行为的Arrhenius蠕变本构模型能够用于TA32钛合金热成形数值模拟,提高回弹预测能力。试验过程中,零件在成形和保压结束后,冷却至室温测量回弹,有限元

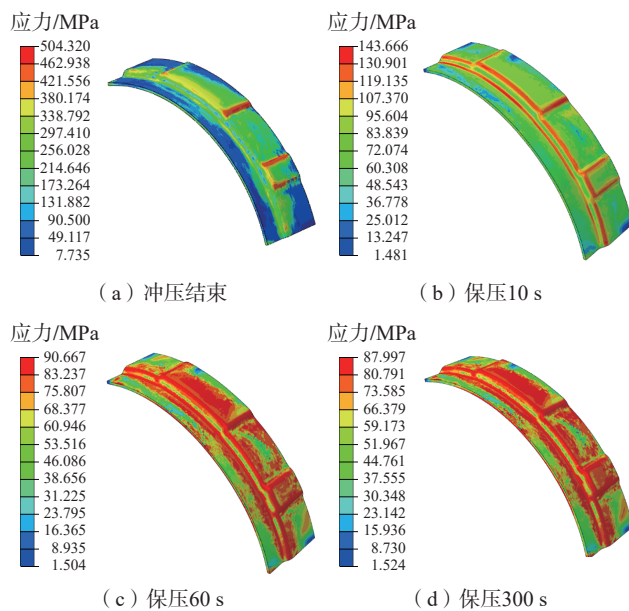


图11 热成形不同时刻应力分布云图

Fig.11 Stress distribution cloud map of the part at different forming periods

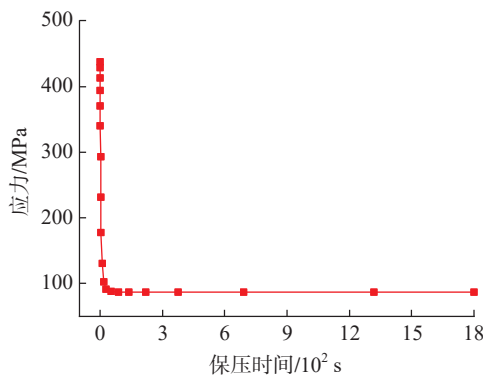


图12 某节点应力随时间变化曲线

Fig.12 Relationship curve between the stress and holding time at one node

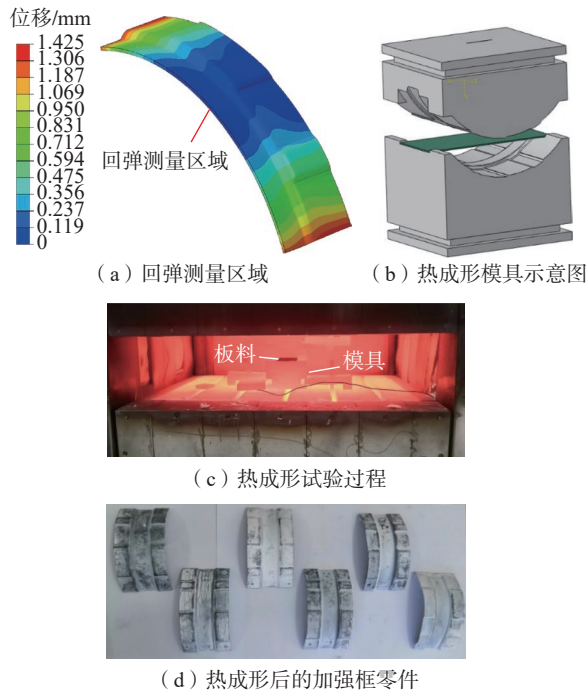


图 13 加强框零件热成形过程
Fig.13 Hot forming process of the reinforced frame part

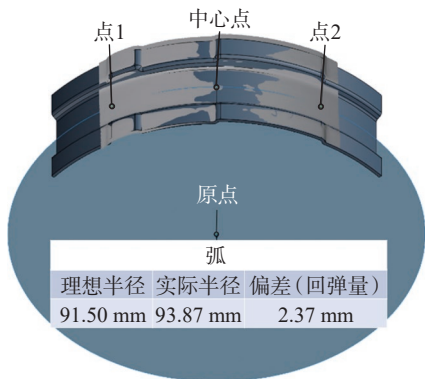


图 14 回弹计算方法
Fig.14 Calculation method of springback

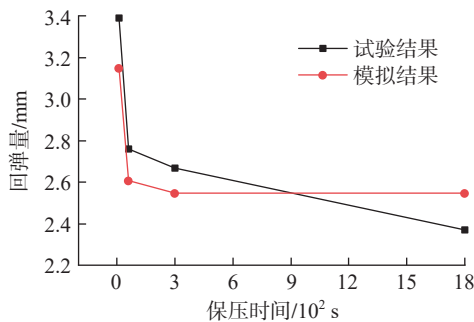


图 15 模拟与试验回弹结果对比
Fig.15 Comparison of simulated and experimental springback results

模型未考虑冷却过程对回弹的影响,导致模拟结果与试验结果存在一定偏差。随着保压时间的延长,回弹量减小且减小幅度越来越小。当保压时间由 10 s 增加

到 1800 s 时,模拟获得的回弹由 3.15 mm 减小到 2.55 mm,试验获得的回弹量由 3.39 mm 减小到了 2.37 mm。由于应力松弛极限的存在,零件内部应力无法完全降为 0,回弹无法完全消除,在实际生产中选取合适的保压时间需考虑生产效率及成本等因素。

3 结论

(1) 温度对应力松弛行为影响显著,温度越高,应力松弛极限越低,在 650 °C 时,应力松弛极限为 28.3 MPa,而在 800 °C 时,应力松弛极限为 0.76 MPa,材料内部应力基本释放完成;预应变对应力松弛行为的影响受温度限制,在 650 °C 下,预应变越大,第一阶段应力松弛速率越快,在 800 °C 下,预应变对应力松弛行为几乎没有影响。

(2) 基于 TA32 钛合金应力松弛行为,采用五次延迟函数构建了 TA32 钛合金应力松弛显式本构方程,通过时间关联蠕变应变速率与应力,建立了基于应力松弛行为的 Arrhenius 蠕变本构模型,能较好描述 TA32 钛合金蠕变应变速率与应力的关系,所获得的试验值与预测值之间的相关系数为 0.9868,平均相对误差为 14.1%。

(3) 用 Arrhenius 型蠕变本构模型对加强框零件进行了热成形有限元模拟,预测精度可达 93.85%;保压阶段能有效降低零件成形后的回弹,随着保压时间的延长,零件回弹量减小。

参考文献

[1] 赵丹丹. 钛合金在航空领域的发展与应用[J]. 铸造, 2014, 63(11): 1114-1117.
 ZHAO Dandan. Development and application of titanium alloys in the aviation[J]. Foundry, 2014, 63(11): 1114-1117.
 [2] 李亚江, 刘坤. 钛合金在航空领域的应用及其先进连接技术[J]. 航空制造技术, 2015, 58(16): 34-37.
 LI Yajiang, LIU Kun. Application and advanced bonding technology of titanium alloy in aviation industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(16): 34-37.
 [3] 张绪虎, 单群, 陈永来, 等. 钛合金在航天飞行器上的应用和发展[J]. 中国材料进展, 2011, 30(6): 28-32, 63.
 ZHANG Xuhu, SHAN Qun, CHEN Yonglai, et al. Application and development of titanium alloys for aircrafts[J]. Materials China, 2011, 30(6): 28-32, 63.
 [4] 蔡建明, 弭光宝, 高帆, 等. 航空发动机用先进高温钛合金材料技术研究与发展[J]. 材料工程, 2016, 44(8): 1-10.
 CAI Jianming, MI Guangbao, GAO Fan, et al. Research and development of some advanced high temperature titanium alloys for aero-engine[J]. Journal of Materials Engineering, 2016, 44(8): 1-10.
 [5] 王清江, 刘建荣, 杨锐. 高温钛合金的现状与前景[J]. 航空材料学报, 2014, 34(4): 1-26.
 WANG Qingjiang, LIU Jianrong, YANG Rui. High temperature titanium alloys: Status and perspective[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2014, 34(4): 1-26.
 [6] 武永, 陈明和. 钛合金薄壁件热塑性成形工艺研究进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(20): 78-87.

(下转第 126 页)

WANG Cheng, LIU Tao, MU Xuan, et al. Research on aero engine blade film hole measuring technology[J]. Metrology & Measurement Technology, 2012, 32(5): 27-30.

[2] 王祯, 杨泽南, 张朕, 等. 单晶涡轮叶片气膜孔加工技术及其发展[J]. 特种铸造及有色合金, 2019, 39(8): 838-842.

WANG Zhen, YANG Zenan, ZHANG Zhen, et al. Progress in film hole processing method for single crystal turbine blades of aeroengine[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2019, 39(8): 838-842.

[3] 杨泽南, 查海勇, 黄子婴, 等. 涡轮叶片气膜孔制造及检测技术发展及展望[J]. 失效分析与预防, 2023, 18(1): 14-20.

YANG Zenan, ZHA Haiyong, HUANG Ziyang, et al. Development and prospect of the drilling and detection of film cooling holes on turbine blades and vaves[J]. Failure Analysis and Prevention, 2023, 18(1): 14-20.

[4] 刘新灵, 陶春虎, 刘春江, 等. 航空发动机叶片气膜孔加工方法及其演变分析[J]. 材料导报, 2013, 27(21): 117-120.

LIU Xinling, TAO Chunhu, LIU Chunjiang, et al. Investigation of processing methods and development of gas holes of engine blade[J]. Materials Review, 2013, 27(21): 117-120.

[5] 陈甲琪, 周立江. 涡轮叶片电加工孔重熔层控制及去除方法[J]. 电加工与模具, 2012(2): 61-62.

CHEN Jiaqi, ZHOU Lijiang. Control and removal method of remelting layer in electric machining hole of turbine blade[J]. Electromachining & Mould, 2012(2): 61-62.

[6] ABU ZEID O A. On the effect of electrodischarge machining parameters on the fatigue life of AISI D6 tool steel[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1997, 68(1): 27-32.

[7] SHARMA P, CHAKRADHAR D, NARENDRANATH S. Evaluation of WEDM performance characteristics of Inconel 706 for turbine disk application[J]. Materials & Design, 2015, 88: 558-566.

[8] DWIVEDI A P, CHOUDHURY S K. Estimation of recast layer thickness in rotary tool EDM process for machining AISI D3 tool steel[J]. Materials Today: Proceedings, 2017, 4(10): 10816-10822.

[9] WU X Y. Study of removing the recast layer by electrochemical dissolution with wire low feedrate in WEDM[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(1): 1143-1156.

[10] 唐岳, 罗红平, 吴明, 等. 电液束加工的发展与应用[J]. 电加工与模具, 2015(S1): 11-15, 20.

TANG Yue, LUO Hongping, WU Ming, et al. Developments and applications of jet electrochemical machining[J]. Electromachining & Mould, 2015(S1): 11-15, 20.

[11] LIU J F, GUO Y B, BUTLER T M, et al. Crystallography, compositions, and properties of white layer by wire electrical discharge machining of nitinol shape memory alloy[J]. Materials & Design, 2016, 109: 1-9.

[12] EKMEKCI B. White layer composition, heat treatment, and crack formation in electric discharge machining process[J]. Metallurgical and Materials Transactions B, 2009, 40(1): 70-81.

[13] ZHANG Y Z, LIU Y H, JI R J, et al. Study of the recast layer of a surface machined by sinking electrical discharge machining using water-in-oil emulsion as dielectric[J]. Applied Surface Science, 2011, 257(14): 5989-5997.

[14] CJ L, LI Y, TONG H, et al. Thinning process of recast layer in hole drilling and trimming by EDM[J]. Procedia CIRP, 2016, 42: 575-579.

通信作者: 杨泽南, 高级工程师, 博士, 研究方向为涡轮叶片铸造、制孔及检测。

(责编 阳光)

(上接第 120 页)

WU Yong, CHEN Minghe. Progress of hot metal plastic forming technology for titanium alloy thin-walled parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(20): 78-87.

[7] 熊志卿, 林兆荣. 钛板热校形及其高温力学性质的研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1983, 15(3): 159-179.

XIONG Zhiqing, LIN Zhaorong. A study of the hot sizing and high temperature mechanical behavior of titanium sheet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1983, 15(3): 159-179.

[8] XIAO J J, LI D S, LI X Q. Modeling and simulation for the stress relaxation behavior of Ti-6Al-4V at medium temperature[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2015, 44(5): 1046-1051.

[9] 杨晓明. TC4 钛合金冷模叠层热冲压工艺及回弹研究[D]. 北京: 北京科技大学, 2022.

YANG Xiaoming. Study on hot stamping process and springback of TC4 titanium alloy by cold die stacking[D]. Beijing: University of Science and Technology Beijing, 2022.

[10] WU R H, CHEN M H, XIE L S, et al. Stress relaxation behavior and corresponding constitutive relation of TA32 titanium alloy at high temperature[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2019, 48(10): 3142-3148.

[11] 陈灿. TA32 高温钛合金复杂飞机蒙皮零件热成形工艺研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.

CHEN Can. Study on hot forming process of TA32 high temperature titanium alloy complex aircraft skin parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

[12] 刘坡, 宗影影, 郭斌, 等. 钛合金高温短时蠕变与应力松弛的关系研究[J]. 材料研究学报, 2014, 28(5): 339-345.

LIU Po, ZONG Yingying, GUO Bin, et al. Relation between short-term creep and stress relaxation of titanium alloy at high temperature[J]. Chinese Journal of Materials Research, 2014, 28(5): 339-345.

[13] 陈源, 李淑慧, 李永丰, 等. TA15 钛合金应力松弛行为宏微耦合本构建模[J]. 机械工程学报, 2022, 58(12): 64-74.

CHEN Yuan, LI Shuhui, LI Yongfeng, et al. Macro-micro coupled constitutive modeling for stress relaxation behavior of TA15 alloy sheet[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(12): 64-74.

[14] ZONG Y Y, LIU P, GUO B, et al. Investigation on high temperature short-term creep and stress relaxation of titanium alloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2015, 620: 172-180.

[15] 王明伟, 王春燕, 杨继新, 等. BT20 钛合金高温应力松弛行为研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2012, 41(3): 502-505.

WANG Mingwei, WANG Chunyan, YANG Jixin, et al. Study of high temperature stress relaxation behavior of BT20 alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2012, 41(3): 502-505.

[16] SELLARS C M, MCTEGART W J. On the mechanism of hot deformation[J]. Acta Metallurgica, 1966, 14(9): 1136-1138.

[17] CUI J J, SUN G Y, XU J R, et al. A method to evaluate the formability of high-strength steel in hot stamping[J]. Materials & Design, 2015, 77: 95-109.

[18] WU Y, FAN R L, QIN Z H, et al. Shape controlling and property optimization of TA32 titanium alloy thin-walled part prepared by hot forming[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2021, 31(8): 2336-2357.

通信作者: 杜立华, 高级工程师, 研究方向为钛合金超塑成形/扩散连接。

(责编 阳光)