

# 贮箱顶盖应力松弛时效成形过程 建模仿真与试验\*

靳耿权<sup>1</sup>, 湛利华<sup>1,2</sup>, 徐永谦<sup>1</sup>, 李喜财<sup>2</sup>, 胡正根<sup>3</sup>

(1. 中南大学轻合金研究院, 长沙 410083;

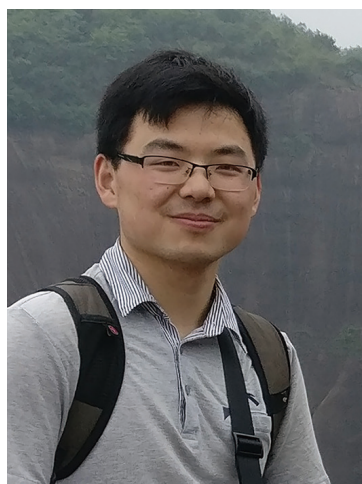
2. 中南大学机电工程学院, 长沙 410083;

3. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**[摘要]** 基于 2219 铝合金的应力松弛时效宏观统一本构方程, 对其进行用户子程序二次开发, 并编译到非线性有限元分析软件 MSC. Marc, 建立了 2219 铝合金贮箱顶盖应力松弛时效成形过程的仿真模型, 分析了顶盖应力松弛时效成形过程的应力应变和力学性能演变规律; 开展了基于回弹补偿分析的模具型面优化设计, 确定了满足成形目标要求的模具型面, 进行了 2219 铝合金贮箱顶盖应力松弛时效成形试验, 并与仿真结果进行对比分析。结果表明: 顶盖应力松弛时效成形试验结果与有限元仿真结果吻合较好, 两者成形型面半径相对偏差 0.22%, 屈服强度相对偏差为 3.13%; 顶盖成形试验后的型面与目标型面半径的相对偏差为 0.52%, 力学性能满足目标设计要求。综上所述, 所建立的有限元模型能够准确预测顶盖的应力松弛时效成形过程形性演变规律, 可以用来指导 2219 铝合金贮箱顶盖应力松弛时效成形制造。

**关键词:** 2219 铝合金; 应力松弛时效成形; 有限元仿真; 成形型面; 力学性能

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2018.16.067



靳耿权

硕士研究生, 主要研究方向为大型构件蠕变时效成形过程建模与仿真。

应力松弛时效成形技术, 利用铝合金蠕变/应力松弛和时效强化的特性, 将成形与成性巧妙地结合, 在获得构件目标形状的同时进一步提升性能, 为航空航天铝合金大型复杂构件形性一体化制造提供了创新技术<sup>[1-2]</sup>。目前, 应力松弛时效成形技术已经成功应用于空客 A380 机翼蒙皮、湾流 G5 机身壁板、美国土星 5 号贮箱壁板等大型复杂构件制造中<sup>[3-4]</sup>, 在我国航空航天装备领域也具有广泛的应用前景。

应力松弛时效成形技术亟待解决的难题之一是实现构件回弹精确预测和补偿<sup>[5]</sup>, 以确保构件一次成形后的外形达到目标需求。其中, 利用

有限元仿真技术对构件应力松弛时效成形过程进行仿真模拟被广泛采用。黄硕等<sup>[6]</sup>对 2324 铝合金板材的蠕变、单曲率弯曲回弹过程进行有限元仿真研究。王永坤等<sup>[7]</sup>对高筋整体壁板等进行有限元仿真分析和预测, 从而得到了满足成形要求的模具型面。湛利华等<sup>[8]</sup>实现了对加筋壁板蠕变时效成形过程的有限元仿真模拟。许晓龙<sup>[9]</sup>对火箭壁板的蠕变时效成形过程进行有限元建模分析, 提出了基于有限元分析结果的模具型面回弹补偿新算法。杨有良<sup>[10]</sup>对平板构件和火箭贮箱壁板进行有限元成形分析。此外, Ho 等<sup>[11]</sup>研究了 760mm × 760mm 尺寸不同厚度板件的回弹行为, 得到板件成形后随着壁板厚度增加而回弹率减小的规律;

\* 基金项目: 国家重点研发计划(2017YFB0306300); 国家自然科学基金项目(51675538); 国家 973 计划项目(2014CB046602); 中南大学创新计划项目(2015CX002)。

李超等<sup>[12]</sup>研究了7B04铝合金在不同时效条件下的蠕变行为,分析了加工条件对材料微观组织与力学性能的影响;Ho等<sup>[13]</sup>研究了成形单双曲率工件的蠕变时效成形行为,发现在相同工况下工件双曲率弯曲时发生的回弹比单曲率要小等。综上可知,上述有限元仿真对象多为非回转类壁板构件,对于球形薄壁顶盖回转类构件应力松弛时效成形的研究较少。顶盖是运载火箭贮箱结构的重要组成部分,具有回转体中心开孔的特征,传统成形制造以旋压成型为主,存在成形后壁厚变薄、边缘表面褶皱、表面粗糙度较大、成形后构件性能不达标等问题<sup>[14]</sup>。因此有必要开展相应的高强铝合金贮箱顶盖应力松弛时效成形仿真和试验研究,拓展应力松弛时效成形技术在航空航天等领域的应用。

本文以2219铝合金贮箱顶盖为对象,进行了应力松弛时效成形有限元仿真与试验研究。开展了2219铝合金应力松弛时效本构模型用户子程序的二次开发,基于Marc有限元分析及开发的子程序,建立了2219铝合金顶盖应力松弛时效成形有限元分析模型,结合回弹补偿算法,计算得到了目标顶盖应力松弛时效成形模具型面。在此基础上,进一步分析了顶盖应力松弛时效成形过程形性演变规律,并开展了相应的顶盖应力松弛时效成形试验,将仿真结果、目标要求和试验结果进行了对比分析,验证了本文所建立的2219铝合金顶盖应力松弛时效成形有限元模型的准确性。为航空航天大型回转类构件应力松弛时效成形技术在我国工程化应用奠定理论和技术基础。

### 应力松弛时效统一本构方程

应力松弛时效成形过程中的应力松弛产生的原因是由于材料在时效过程中,弹性变形逐渐变为塑性变

形(蠕变变形),应力松弛试验是控制总应变不变,即:

$$\dot{\epsilon}_e + \dot{\epsilon}_c = 0 \quad (1)$$

其中, $\epsilon_e$ 为弹性应变, $\epsilon_c$ 为蠕变应变。对方程两边进行求导,得到弹性应变速率 $\dot{\epsilon}_e$ 与蠕变应变速率 $\dot{\epsilon}_c$ 的关系:

$$\dot{\epsilon}_e + \dot{\epsilon}_c = 0 \quad (2)$$

其中,应力松弛速率又可以通过杨氏模量 $E$ 来联系,即:

$$\dot{\sigma}_r = E \cdot \dot{\epsilon}_e \quad (3)$$

因此,

$$\dot{\sigma}_r = -E \cdot \dot{\epsilon}_c \quad (4)$$

由式(4)可知,应力松弛过程可近似描述为一种变应力的蠕变过程,可基于常规蠕变理论来推导和建立应力松弛时效本构方程。因此,本文针对2219铝合金进行应力松弛时效试验,试验温度为165℃,时效时间为1h、3h、5h、8h、11h,得到初始应力为120MPa、150MPa、180MPa下的应力松弛曲线;并通过宏观性能及微观组织分析,分别获得不同时效条件下2219铝合金屈服强度及析出相尺寸的大小,文献[11]对铝合金板材蠕变时效成形本构方程的研究,结合时效析出硬化、位错硬化、固溶强化、位错密度和析出相等因素在应力松弛时效中的演变机制,将传统的蠕变本构方程转变为应力松弛本构方程,建立了一套完整的2219铝合金应力松弛统一本构方程,具体方程如下:

$$\dot{\sigma}_r = -E \cdot A \cdot \sinh \left\{ \frac{B(\sigma - \sigma_m)(1 + k_0 \bar{\rho})}{\sigma_y} \right\}^{m_0} \quad (5)$$

$$\sigma_y = \sigma_{ppt} + \sigma_{dis} + \sigma_{ss} + \sigma_0 \quad (6)$$

$$\sigma_{ppt} = C_{ppt} \cdot l^m \cdot \bar{f}_v^{1/2} \cdot q^{n_1} \quad (7)$$

$$\sigma_{ss} = C_{ss}(1 - \bar{f}_v)^{n_2} \quad (8)$$

$$\sigma_{dis} = C_{dis} \cdot \bar{\rho}^{n_3} \quad (9)$$

$$\bar{f}_v = \frac{C_1 l^{m_2}}{q} (1 - \bar{f}_v)^{m_3} \cdot (1 + k_1 \cdot \bar{\rho}^{n_4}) \quad (10)$$

$$\dot{l} = C_2 \cdot (a + b \cdot \sigma - l)^{m_4} \cdot (1 + k_2 \cdot \bar{\rho}^{n_5}) \quad (11)$$

$$q = C_3 \cdot (\exp[-k_3(t-t^*)^2] - \sigma^m) \cdot t^{n_6} \quad (12)$$

$$\bar{\rho} = \frac{1}{E} \cdot C_4 \cdot (1 - \bar{\rho}^{n_7}) \cdot |\dot{\sigma}_r - C_5 \bar{\rho}^{n_8}| \quad (13)$$

其中, $\dot{\sigma}_r$ 为应力松弛速率, $\sigma_y$ 表示材料在应力松弛时效过程中的性能,

$\sigma_{ppt}$ 、 $\sigma_{dis}$ 、 $\sigma_{ss}$ 、 $\sigma_0$ 分别表示析出强化、位错强化、固溶强化和基体强化,通过材料性能强化变量 $\sigma_y$ 将宏观应力变化与微观状态变量演变联系起来。 $A$ 、 $B$ 、 $\sigma_m$ 、 $\sigma_0$ 、 $m_0$ 、 $m_1$ 、 $m_2$ 、 $m_3$ 、 $m_4$ 、 $m_5$ 、 $n_1$ 、 $n_2$ 、 $n_3$ 、 $n_4$ 、 $n_5$ 、 $n_6$ 、 $n_7$ 、 $n_8$ 、 $k_0$ 、 $k_1$ 、 $k_2$ 、 $k_3$ 、 $C_{ppt}$ 、 $C_{ss}$ 、 $C_{dis}$ 、 $C_1$ 、 $C_2$ 、 $C_3$ 、 $C_4$ 、 $C_5$ 、 $a$ 、 $b$ 、 $t^*$ 等均为材料常数。公式中的 $C_1$ 、 $k_1$ 、 $m_2$ 、 $m_3$ 、 $n_4$ 等均表示与析出相体积相关的材料常数, $C_2$ 、 $k_2$ 、 $m_4$ 、 $n_5$ 表示与材料析出相长度相关的材料常数, $t^*$ 表示的是峰值时效时间, $C_3$ 、 $k_3$ 、 $n_6$ 、 $n_7$ 均表示析出相形状因子有关的材料常数, $C_4$ 、 $m_5$ 、 $C_5$ 、 $n_8$ 等均为表述与材料内部位错密度演变相关的材料常数, $C_{ppt}$ 、 $m_1$ 、 $n_1$ 是与析出强化相关的材料常数, $C_{dis}$ 、 $n_3$ 是与材料位错强化相关的材料常数, $\bar{\rho}$ 是基体内相对位错密度, $C_{ss}$ 、 $n_2$ 均为与固溶强化相关的材料参数。表1为拟合得到的材料常数值。应力松弛时效本构建模过程中,微观组织的定量表征,应力时效强化模型建立、本构模型材料参数的获取等可详见文献[15]。

## 2219 铝合金应力松弛时效成形有限元建模与仿真分析

### 1 有限元模型建立

#### 1.1 顶盖几何模型与网格划分

##### (1) 建立几何模型。

直径3.35m级运载火箭贮箱顶盖结构为椭球面的一部分,具体结构尺寸:长轴3338mm,长、短轴之比为1.6,弦长为1380mm,顶盖的外圆直径为1380mm,厚度为11mm,内孔直径为500mm,几何尺寸见图1。将顶盖展开成圆环状,并且留出相应的加工余量,展开尺寸外圆直径为1500mm,内孔直径为400mm。

##### (2) 网格划分。

采用应力松弛时效成形工艺对顶盖进行应力松弛时效成形,建立相应的有限元模型,模型采用3D壳单元建模,如图2所示。其中所用模具型面为工件目标型面。

表1 165℃下2219铝合金应力松弛时效本构模型材料参数

材料常数	数值	材料常数	数值	材料常数	数值
$A$	0.0218	$n_2$	2.8202	$C_{ppt}$	25.4561
$B$	0.3266	$n_3$	0.5422	$C_{ss}$	128.3074
$\sigma_m$	43.6422	$n_4$	0.9154	$C_{dis}$	87.5866
$\sigma_0$	61.8663	$n_5$	0.6077	$C_1$	0.0165
$m_0$	17.2549	$n_6$	0.1240	$C_2$	0.1222
$m_1$	0.0046	$n_7$	0.6501	$C_3$	43.4382
$m_2$	0.6551	$n_8$	0.1693	$C_4$	162.1599
$m_3$	1.7523	$k_0$	0.4176	$C_5$	0.8197
$m_4$	4.8698	$k_1$	0.9966	$a$	87.2059
$m_5$	0.3384	$k_2$	0.0055	$b$	$-2.1949 \times 10^{-4}$
$n_1$	0.5219	$k_3$	0.8167	$t^*$	5.7447

1.2 材料属性定义

贮箱顶盖在加载贴模过程中已经发生了塑性变形,需要在 MSC.Marc 软件中加入其应力-应变关系模型,相关材料属性参数如表2所示。此外,2219 铝合金顶盖的应力松弛时效特性,则使用 Fortran 语言编译所建立的应力松弛时效本构模型并通过子程序 CRPLAW 嵌入有限元软件中作为材料属性加以考虑。

1.3 材料接触条件定义

模具和构件之间的热场和力场的传递都是通过接触的定义来实现

的,整个过程是一个高度非线性的复杂过程。根据文献 [16],考虑到构件的变形,将构件设置为可变形体,为了避免构件与模具之间发生穿透现象,模具设置为刚体。在接触定义中将模具与构件之间的关系设置为接触,二者之间的摩擦系数设置为 0.3。

1.4 材料边界条件定义

结合实际顶盖应力松弛时效成形试验过程,定义 5 个边界条件,作用分别为:限制构件 X 轴、Y 轴方向对称位置的节点位移;固定模具及 4 个弹簧下节点的全部自由度;定

义加载阶段施加在平板件上表面的面载荷(线性增加至 1MPa);保持 1MPa 的面载荷使构件在应力松弛时效成形过程中一直贴合模具表面。

1.5 模型工况条件定义

在仿真建模过程中,设置工况条件:

(1) 施加均布载荷,使构件与模具逐渐贴合。

(2) 升温至 165℃,保持热力载荷 8h,该阶段构件内部发生应力松弛,材料内部应力水平降低,部分弹性变形转化为塑性变形。

(3) 卸载,构件自由回弹。

2 顶盖应力松弛时效成形仿真分析

2.1 回弹补偿计算

以贮箱顶盖目标型面为模具型面进行应力松弛时效成形有限元仿真时,构件回弹后的型面与目标型面相差较大,Φ3.35m 级贮箱顶盖目标型面的球面曲率半径为 2799mm,应力松弛时效成形后构件的曲率半径为 2988.20mm,因此需要对模具型面进行补偿计算,以实现应力松弛时效成形后的构件型面精度要求。

对于单一曲率构件通常可以采用半径补偿法对模具型面进行回弹补偿计算。参考相关文献 [17] 对半径补偿法进行修正,修正后的迭代公式为:

$$R_{i+1} = R_i - (r_i - r) \times SP_i \times n \quad (14)$$

式中,  $R_i$  表示前一次的模具型面半径;  $r_i$  表示前一次的构件回弹型面半径;  $R_{i+1}$  表示经过一次补偿后的模具

表2 2219铝合金材料属性参数

温度 /℃	弹性模量 /GPa	屈服强度 /MPa	抗拉强度 /MPa	延伸率 /%	泊松比
30	67.5	303.3	364.3	12	0.3
165	57.8	237.5	271.3	21	0.3

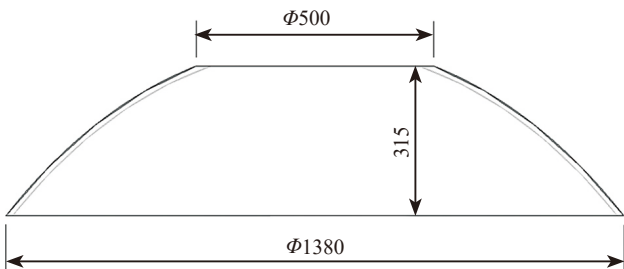


图1 贮箱顶盖几何尺寸  
Fig.1 Geometry of tank cover

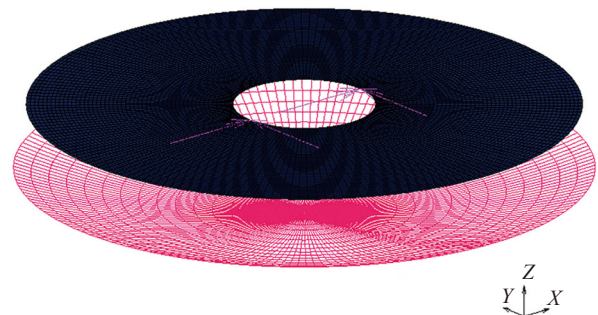


图2 2219铝合金顶盖有限元分析模型  
Fig.2 Finite element analysis model of 2219 aluminum alloy tank cover

型面半径;  $r$  表示构件的目标曲率半径;  $SP_i$  表示前一次的回弹率。为提高补偿效率,在补偿系数  $SP_i$  后乘以一个整数  $n$ 。使用修正的加权半径法进行回弹补偿,既能提高补偿精度同时也不会降低补偿效率,甚至能提高补偿效率。当  $r_i - r \leq \Delta r$  时,停止迭代补偿,当前模具曲率半径  $R_i$  就是最后模具型面的曲率半径。

按上述方法对模具型面进行回弹补偿,加权补偿算法对模具型面进行补偿计算,得到构件最大成形误差随补偿次数增加的变化曲线,如图3所示。由图3可知,经过3次补偿计算,构件的最大成形误差逐渐降低为0.6mm,达到误差允许范围1mm以内,得到补偿后的模具型面的半径为

2524mm。

## 2.2 成形过程的仿真结果分析

### (1) 应力应变分析。

有限元仿真结果显示,构件在应力松弛时效过程中受力状态较为复杂,构件整体为拉压并存的受力状态,构件在加载阶段已经产生塑性变形。构件在应力松弛时效过程中由于塑性变形的增大,将导致材料内部应力降低;施加加载应力后,构件所受最大应力为321MPa;时效8h后,构件所受最大压应力和拉应力均降到100MPa以下;撤去加载应力,构件发生回弹,此时整个构件的残余应力均处于较低水平,大部分区域的残余应力在65MPa以下。构件应力松弛时效过程残余应力云

图如图4所示。构件加载贴模后的塑性变形如图5(a)所示,主要塑性变形集中在构件边缘部分,其值为  $8.06 \times 10^{-3}$ ,构件内部塑性变形几乎为0。构件应力松弛时效8h后,各个区域产生的蠕变应变如图5(b)所示。

从等效蠕变云图可以看出,构件在应力松弛成形过程中蠕变量最大的区域为工件外边缘处及心部边缘处,蠕变量最大为  $3.94 \times 10^{-3}$ ;构件内部蠕变量较小,最小蠕变量为  $1.16 \times 10^{-3}$ 。构件成形过程中的塑性变形包括加载过程中的塑性变形和应力松弛时效过程中的蠕变变形两部分。根据仿真结果可以得出这样的结论:构件边缘部分的塑性变形由加载阶段的塑性变形和应力松弛时效过程的蠕变变形贡献,构件内部的塑性变形几乎全部由应力松弛时效过程中的蠕变变形贡献。统计可得,沿构件径向,应力松弛过程中的蠕变应变在成形中的贡献量变化由32.8%逐渐增加到100%。

### (2) 性能分析。

仿真结束以后,提取构件应力松弛时效后的性能分布云图(见图6)。可以看出构件初始状态下屈服强度为302MPa,应力松弛时效成形后构件最大屈服强度为379MPa,主要集中在构件中间区域;而构件边缘位置性能较低,最低屈服强度最小为344MPa,达到构件成形性能方面的技术要求。

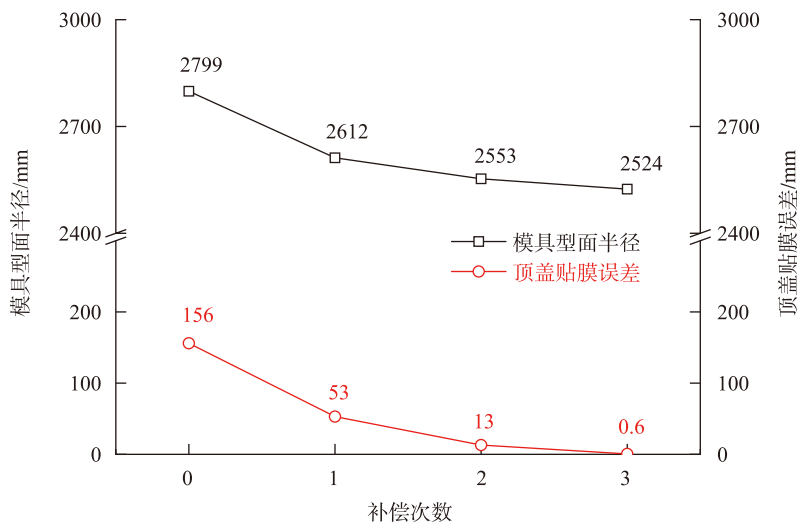


图3 回弹补偿过程中模具型面半径和顶盖贴膜误差的变化趋势

Fig.3 Evolution of radius of mold surface and deviation of component shape during springback modification process

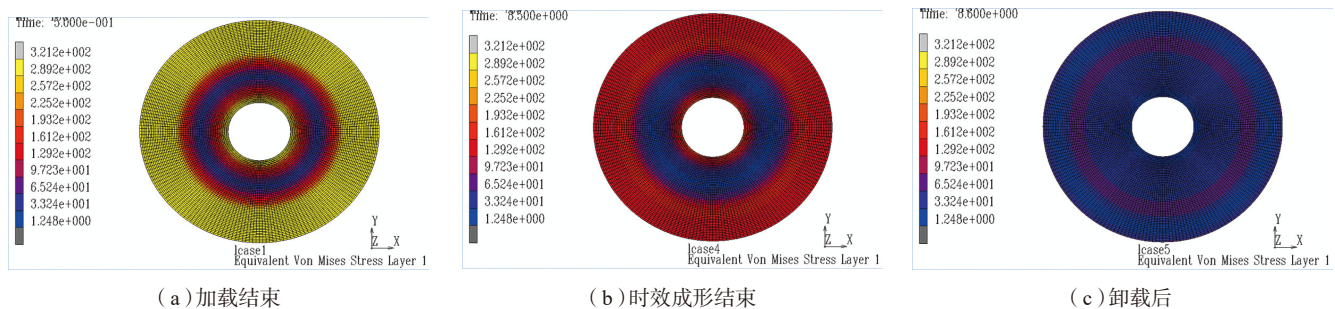


图4 顶盖成形过程中的等效应力云图

Fig.4 Equivalent von mises stress field of the tank cover during the forming process

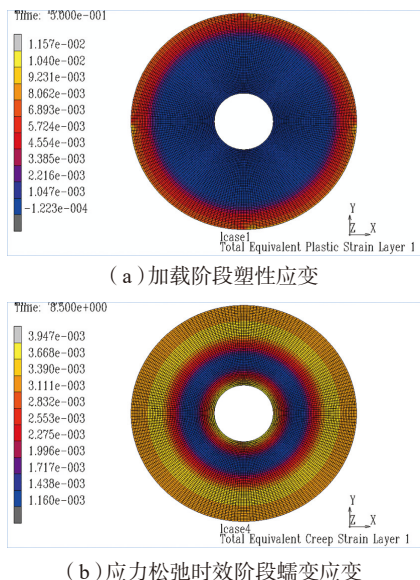


图5 顶盖成形过程中的应变云图

Fig.5 Strain field of the tank cover during the forming process

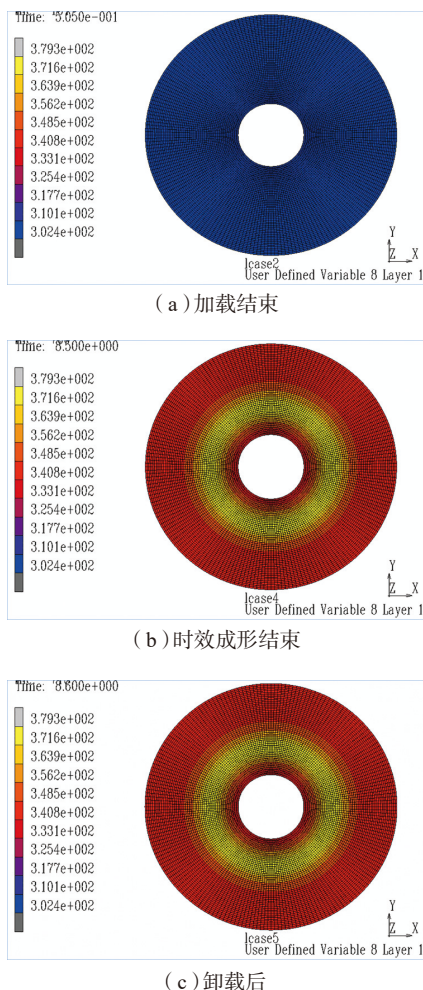


图6 顶盖成形过程中的力学性能云图

Fig.6 Yield strength field of the tank cover during the forming process

## 应力松弛时效成形试验验证

### 1 试验流程与设备

为了验证有限元仿真分析结果的准确性,进行构件应力松弛时效成形试验。构件应力松弛时效试验在图7(a)所示的大型热压罐中进行。该热压罐由西安龙德设备有限公司研制生产,其工作压力、控压精度、控温精度等性能均能满足试验要求。构件的试验工艺条件设定与有限元仿真模型相同,具体工艺参数为:时效温度为165℃,试验压力为1MPa,时效时间8h(不包含升温、加载时间),升压速率为0.05MPa/min,升温速率2℃/min。应力松弛时效成形试验工装模具如图7(b)所示,试验具体步骤为:

- (1)真空袋铺贴后抽真空加载,确保气密性良好进行后续试验。
- (2)应力松弛时效成形,在模具表面均布热电偶,以检测罐内温度,实现温度的控制。试验过程中的工艺参数设置见表3。
- (3)时效完成后,降温冷却,卸载回弹后结束试验。

### 2 形状及力学性能测试

应力松弛时效试验结束后,使用ATOS三维光栅扫描仪测量成形

构件曲面,该设备的精度误差不超过0.01mm/m。利用ATOS内置的专业软件对扫描所得型面进行分析。构件成形后,从构件上取样并加工成标准拉伸试样,进行室温力学性能测试<sup>[18]</sup>。

### 3 试验结果与仿真结果对比

#### (1)成形精度分析。

构件经应力松弛时效后的回弹型面如图7(b)所示。使用ATOS三维光栅扫描仪对成形构件外型面进行扫描获取型面数据后,对扫描所得型面进行球面拟合,所得拟合球半径为2784.63mm。目标型面的球面曲率半径为2799.00mm,半径偏差为0.52%;仿真回弹型面曲率半径为2790.11mm,半径预测偏差为2.15%,试验结果与计算结果接近。

将扫描所得型面与仿真回弹型面进行对比,如图8所示。以扫描所得型面为基准进行对比,采用边缘对齐方式进行比较,可以看出,仿真所得型面与试验所得型面偏差为-0.31~+0.61mm,与仿真结果相一致。可见有限元仿真模型描述的松弛过程接近构件真实成形过程,预测结果准确。

#### (2)厚度变化分析。

应力松弛时效成形试验结束后



图7 顶盖应力松弛时效成形试验设备及成形构件和模具

Fig.7 Devices of stress relaxation age test equipment, mold and formed component

表3 热压罐时效成形工艺参数设定

阶段	空气温度/℃	模具温度/℃	保持时间/min	罐内压强/MPa
第1阶段	65	50	10	0
第2阶段	165	165	15	1
第3阶段	165	165	720	1
第4阶段	30	45	10	0

在顶盖上取 12 个均布的点测量其厚度,并与试验之前的测量数据进行对比。试验前平均厚度为 11.51mm,偏差为 0.02mm。试验后平均厚度为 11.52,偏差为  $\pm 0.04$ mm。将仿真结果与试验结果进行对比,试验结果显示,构件厚度稍有变化,但总体厚度变化小于 0.1mm;有限元模型对厚度变化的预测为小于 0.2mm,试验测试结果与仿真结果一致。

### (3) 力学性能分析。

为了测试顶盖成形后的力学性能,沿构件半径方向取拉伸试样,取样位置共 3 个,每个位置分别与板材轧制方向呈  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $90^\circ$  各取一个样,以获得构件各个方向的时效强化性能,拉伸试样的尺寸结构根据 GB/T228—2002 加工而成。

由试验数据可以得到,顶盖成形后的屈服强度均在 335.77~353.15MPa 之间,与构件时效强化之前相比,材料性能均提高 30MPa 以上。本文将顶盖取样部位与轧制方向成  $0^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $90^\circ$  3 个方向的屈服强度的平均值当作材料在该部位的性能值,分别为 341.74MPa、351.55MPa、338.25MPa,并与应力松

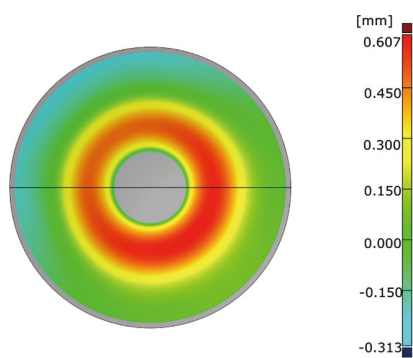


图8 构件成形后外表面贴模度偏差  
Fig. 8 Deviation of external surface sticking degree after component forming

表4 构件力学性能测量与仿真结果对比

取样部位	试验结果性能测量值 /MPa	应力松弛本构性能预测值 /MPa
1 号	341.74	352.21
2 号	351.55	365.53
3 号	338.25	346.50

弛时效有限元分析结果进行对比,对比结果如表 4 所示。

根据表 4 所示结果可以看出,有限元模型性能预测结果与构件试验结果的偏差在 8.25~13.98MPa 之间,相对偏差为 3.13%,预测结果与试验结果基本相符。结果表明所建立应力松弛时效本构模型在材料性能预测方面具有较高的准确性。

## 结论

本文基于 MSC.Marc 软件及其用户子程序开发,建立了顶盖应力松弛时效成形过程的有限元仿真模型,经过 3 次回弹补偿得到了满足目标型面要求的成形模具型面,以此进行了顶盖的应力松弛时效成形仿真分析,并通过顶盖应力松弛时效成形试验,验证了所建立有限元模型的准确性,得到如下主要结论:

(1) 顶盖加载贴模后,应力分布沿径向逐渐降低,中间区域已经发生了塑性变形,因此,顶盖成形由加载塑性变形和蠕变变形两部分组成;应力松弛时效成形后蠕变应变在总成形中的贡献量沿构件径向变化由 32.8% 逐渐增加到 100%;应力松弛时效成形后顶盖最大屈服强度为 379MPa,主要集中在顶盖中间区域,顶盖边缘位置性能较低,最低屈服强度为 344MPa。

(2) 顶盖应力松弛时效成形试验结果与有限元仿真结果吻合较好,两者成形型面半径相对偏差 0.22%,屈服强度相对偏差为 3.13%;同时,顶盖成形试验后的型面与目标型面半径的相对偏差为 0.52%,力学性能均满足目标设计要求;综上所述,所建立的有限元模型能够准确预测顶

盖的应力松弛时效成形过程形性演变规律,可以用来指导 2219 铝合金顶盖应力松弛时效成形制造。

## 参考文献

- [1] MITCHELL C H. Autoclave age forming large aluminum aircraft panels[J]. Journal of Mechanical Working Technology, 1989, 20: 477-488.
- [2] 曾元松,黄遐,黄硕.蠕变时效成形技术研究现状与发展趋势[J].塑性工程学报, 2008, 15(3): 1-8.
- ZENG Yuansong, HUANG Xia, HUANG Shuo. The research situation and the developing tendency of creep age forming technology[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2008, 15(3): 1-8.
- [3] WATCHAM K. Airbus A380 takes creep age-forming to new heights[J]. Materials World, 2004, 12(2): 10-11.
- [4] 朱平萍,刘宪力.大型贮箱结构及工艺研究[J].航天制造技术, 2013(3): 42-46.
- ZHU Pingping, LIU Xianli. Structural and technological research on large tank[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2013(3): 42-46.
- [5] 湛利华,杨有良.大型构件蠕变时效成形技术研究[J].航空制造技术, 2016, 59(13): 16-23.
- ZHAN Lihua, YANG Youliang. Research on creep age forming technology for large integrated component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(13): 16-23.
- [6] 黄硕,曾元松,黄遐.2324 铝合金蠕变时效成形有限元分析[J].塑性工程学报, 2009, 16(4): 129-133.
- HUANG Shuo, ZENG Yuansong, HUANG Xia. FE analysis of creep age forming for aluminum alloy 2324[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2009, 16(4): 129-133.
- [7] 王永坤,万敏,杨忠慧,等.7050 铝合金时效成形有限元模拟及回弹分析[J].塑性工程学报, 2013, 20(6): 83-88.
- WANG Yongkun, WAN Min, YANG Zhonghui, et al. The FEM simulation and analysis of springback in age forming of 7050 aluminum alloy[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2013, 20(6): 83-88.
- [8] 湛利华,许晓龙,贾树峰,等.7055 铝合金加筋板蠕变时效成形有限元仿真[J].

中国有色金属学报, 2013(8): 2104–2109.

ZHAN Lihua, XU Xiaolong, JIA Shufeng, et al. Finite element simulation for creep age forming of 7055 aluminum alloy stiffened panel[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2013(8): 2104–2109.

[9] 许晓龙. 蠕变时效统一本构建模与成形模面回弹补偿[D]. 长沙: 中南大学, 2014.

XU Xiaolong. Unified constitutive modelling on creep aging and springback modification of forming tool surface[D]. Changsha: Central South University, 2014.

[10] 杨有良. 2219 铝合金壁板蠕变时效成形过程建模与实验研究[D]. 长沙: 中南大学, 2016.

YANG Youliang. Process modeling and experimental studies on creep age forming of 2219 aluminum alloy plate[D]. Changsha: Central South University, 2016.

[11] HO K C, LIN J, DEAN T A. Constitutive modeling of primary creep for age forming an aluminum alloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 153: 122–127.

[12] 李超, 万敏, 黄霖. 7B04 铝合金蠕变过程中析出相的影响因素[J]. 航空材料学

报, 2009, 29(2): 13–17.

LI Chao, WAN Min, HUANG Lin. Effect on precipitation phases of 7B04 aluminum alloy during creep process[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2009, 29(2): 13–17.

[13] HO K C, LIN J, DEAN T A. Modelling of springback in creep forming thick aluminium sheets[J]. International Journal of Plasticity, 2003, 20(4/5): 733–751.

[14] 朱金华, 王超, 潘勇. 铝合金顶盖旋压工艺及工装设计[J]. 轻合金加工技术, 2016, 44(2): 60–64.

ZHU Jinhua, WANG Chao, PAN Yong. Spinning technology and tooling design of aluminum alloy tectum[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2016, 44(2): 60–64.

[15] 李喜财, 湛利华. 基于蠕变时效交互作用机理的 2219 铝合金统一本构建模[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2017(11): 2943–2949.

LI Xicai, ZHAN Lihua. Unified constitutive modeling of creep aging behavior of AA2219 based on interaction of creep and aging interactive mechanism[J]. Journal of Central South University (Science and Technology),

2017(11): 2943–2949.

[16] 刘劲松, 张士宏, 肖寒, 等. MSC. MARC 在材料加工工程中的应用[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2011.

LIU Jinsong, ZHANG Shihong, XIAO Han, et al. Application of MSC. MARC in material processing engineering[M]. Beijing: China Water & Power Press, 2011.

[17] XU X L, ZHAN L H, HUANG M. Springback compensation algorithm for tool design in creep age forming of large aluminum alloy plate[J]. AIP Conference Proceedings, 2013, 1567(1): 732–735.

[18] 马云龙, 湛利华, 徐永谦, 等. 高强铝合金板材电脉冲辅助时效热处理工艺研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(23): 42–47.

MA Yunlong, ZHAN Lihua, XU Yongqian, et al. Study on the electric pulse assisted aging process of high-strength aluminum alloy plates[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(23): 42–47.

通讯作者: 湛利华, 教授、博士生导师, 研究方向为先进材料制备技术与装备研究, E-mail: yjs-cast@csu.edu.cn.

## FE Simulation Modeling and Experimental of Stress Relaxation Age Forming Process of Tank Cover

JIN Gengquan<sup>1</sup>, ZHAN Lihua<sup>1,2</sup>, XU Yongqian<sup>1</sup>, LI Xicai<sup>2</sup>, HU Zhenggen<sup>3</sup>

(1. Light Alloy Research Institute of Central South University, Changsha 410083, China;

2. College of Mechanical and Electrical Engineering of Central South University, Changsha 410083, China;

3. Beijing Aerospace Systems Engineering Research Institute, Beijing 100076, China)

**[ABSTRACT]** Based on the macro-micro unified constitutive equation of stress relaxation of 2219 aluminium alloy, the user subroutine was redeveloped and compiled into nonlinear finite element analysis software MSC. Marc. The simulation model of the stress-relaxation aging forming process of the 2219 aluminum alloy tank cover was established and the stress-strain and mechanical property evolution of the stress-relaxation aging forming process of the cover were analyzed. The optimization design of the mold surface based on springback compensation analysis is performed, and the mold profile that meets the requirements of the forming target is determined. The stress relaxation aging forming experiment of 2219 aluminum alloy was carried out. The results of experiment and simulation were analyzed. The results show that the experiment results of stress relaxation aging forming agree well with the results of finite element simulation. The relative deviation of the forming surface radiuses between experiment and simulation is 0.22%, and the relative deviation in the yield strength is 3.13%. The relative deviation of the surface radiuses between the experiment and the target profile is 0.52%, and mechanical properties meet target design requirements. To sum up, the established finite element model can accurately predict the shape and property evolution of the stress relaxation aging process of the cover, and can be used to guide the stress relaxation aging forming of the 2219 aluminum alloy tank cover.

**Keywords:** 2219 aluminum alloy; Stress relaxation age forming; Finite element simulation; Component shape; Mechanical property (责编 铃兰)