

# 超厚双凸起蒙皮拉伸成形 技术研究

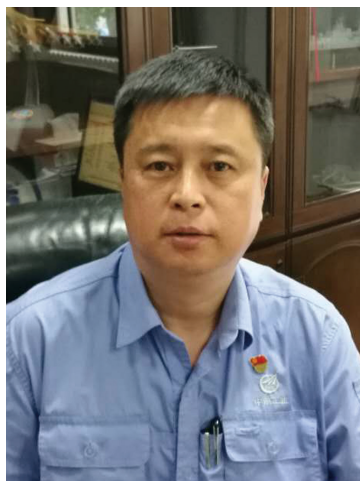
何刚,张骞文,赵虎

(航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司,西安 710089)

**[摘要]** 拉伸成形是飞机钣金的基本成形方法。针对超厚蒙皮在拉伸成形过程中容易造成贴模度差等问题,结合有限元模拟分析分别从轨迹设计、回弹应力等方面对超厚蒙皮进行分析,建立了有限元计算模型。分析表明,该蒙皮采用预拉伸-包覆-补拉加载轨迹最合适,可以有效保证零件的贴模度。同时,结合有限元计算分析位移控制、压力控制及回弹分析设定合模间距在 7mm、合模压力在 22t 时,应力、减薄量及回弹量分布均匀。试验验证该参数可以有效控制贴模度,达到设计要求。

**关键词:** 拉伸成形;有限元分析;回弹;蒙皮;钣金成形

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2018.13.085



何刚

高级政工师,从事:钣金成形技术研究,结合金属材料性能进行材料成形方法的研究及分析,提出一种新型拉伸成形方法技术并申请专利。

在飞机的制造过程中,飞机的蒙皮类零件直接接触气流,同时在飞行的过程中直接承担着受力和传力的作用,因此成为影响飞机气动

性能的重要组成部分。蒙皮类零件主要分为单曲度和双曲度两类零件,其中双曲度蒙皮主要采用的成形方法为拉伸成形。拉伸成形通过拉伸机将夹持毛料进行拉伸包覆运动,使其达到毛料完全贴合到模具的效果,得到零件的最终外形。在拉伸成形的过程中影响因素较多,如拉伸速度、吨位、毛料夹持位置及回弹等。如果不能有效地控制影响因素,容易造成零件拉伸断裂及表面橘皮等缺陷的产生。随着航空领域的快速发展,蒙皮类零件表面质量及精度要求也逐步提高。现在许多新型飞机由于外形需求要设计出翼身组合体、复杂马鞍形厚蒙皮及镜面蒙皮等难成形的蒙皮,仅依靠以往的生产经验和重复试验很难达到设计要求。

为了控制蒙皮在拉伸过程中的影响因素,达到高精度、无缺陷,采用有限元分析方法先进行拉伸过程模

拟,分析回弹因素,得到合适的工艺参数及拉伸成形轨迹。近几年,采用有限元分析方法进行蒙皮拉伸的研究较多。张彦敏等<sup>[1]</sup>对飞机蒙皮拉伸成形加载轨迹进行了设计和优化等研究。相关学者采用有限元数值模拟方法对蒙皮拉伸过程进行了详细分析<sup>[2-4]</sup>。何德华等<sup>[5-8]</sup>对 S 型蒙皮件多点工艺参数的数值模拟进行研究。白杰<sup>[9]</sup>、张铜等<sup>[10]</sup>分析了有限元模拟技术在航天钣金成形中的应用。然而对于超厚蒙皮的拉形轨迹设计研究还比较少。本文利用有限元分析方法对超厚蒙皮的拉伸轨迹及回弹量进行了研究,并开展了使用验证。

## 试验及方法

### 1 研究材料及内容

材料为 2024-O (疲劳强度为 90MPa,强度极限为 185MPa,屈服极限为 75MPa,弹性模量为

$7.3 \times 10^4 \text{MPa}$ )的某机型中机身蒙皮,其零件尺寸为: $\delta 6 \text{mm}$ (厚度) $\times 1110 \text{mm} \times 6010 \text{mm}$ 。该零件特点为:材料厚度属于超厚蒙皮,外形方面主体A区域呈单曲面,存在两个单独的双曲面凸起,分别为B区域、C区域,如图1所示。

目前,航空企业中蒙皮零件材料常选用2024-O,其成形方法为“一步法”拉伸成形,主要为材料在固溶处理后达到“AQ”状态下进行一次拉伸成形,可达到零件外形要求。但此类蒙皮零件仅仅通过“一步法”拉伸成形方法很难满足凸起部分贴模,同时由于材料较厚也为拉伸过程增加了一定的难度,如果工艺参数设定不合理很容易出现橘皮、钳口断裂等现象。为了确保凸起部位的贴模能够达到 $0.8 \text{mm}$ 以内,考虑在拉伸过程中增加上压装置。利用拉伸时上模的下压力,限制B、C两处变形时的外形结构,从而达到零件外形要求。

## 2 试验方法

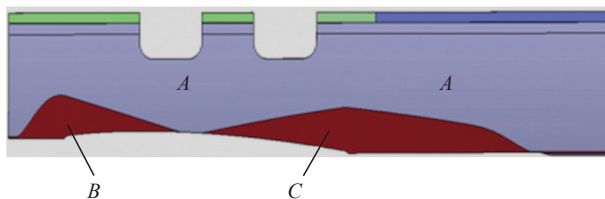


图1 蒙皮外形  
Fig.1 Skinning shape

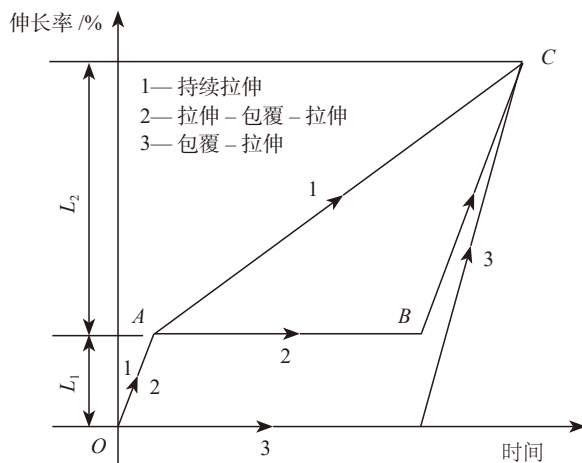


图2 不同加载轨迹下板料中性层变形曲线

Fig.2 Deformation curve of neutral layer in sheet metal under different loading paths

本文采用有限元分析的方法对拉伸过程中的应力及回弹应力进行模拟分析,采用VTL1000设备进行拉伸试验。

## 试验分析

### 1 加载轨迹设计

蒙皮拉伸成形常用的方式主要分为:持续拉伸、预拉伸-包覆-补拉、包覆-拉伸3种方式,一般对于较平缓零件及曲度较小的零件常采用持续拉伸;对于曲度大的零件常采用后两种方式拉伸成形。假设拉伸过程为均匀拉伸,不同加载方式成形时板料中性层长度随时间变化如图2所示, $L_1$ 为弹性伸长率, $L_2$ 为塑性伸长量。

首先,通过图2可以初步确定曲度较大的蒙皮采用预拉伸-包覆-补拉的方法最适合。方法1和方法3由于弹性变形后直接进行塑性变形,其变形量较大,对于曲度大的蒙皮很容易在拉伸过程中断裂及回弹

量较大。同时,结合3种不同的方法进行现场试验,其中方法1和方法3在拉伸后回弹量较大,并且减薄量及应力分布不均匀,而方法2分两次拉伸后每次控制拉伸量,有效地控制了回弹及变形量,减少了回弹及应力分布不均匀的现象。分析及现场验证表明方法2为最适合该类蒙皮的拉伸成形方式。

### 2 有限元分析

为了充分考虑材料的各向异性,板料成形一般采用壳单元模型,但该零件板料厚度达到 $6 \text{mm}$ ,采用壳单元不考虑板料厚度,则变形的计算精度会受到影响。如果采用实体单元,则不但计算时间长,而且如何考虑板料的各向异性是一个难点,因此采用了壳单元有限元进行建模模拟分析。采用模拟技术可以快速准确地确定参数对金属流动性的影响,预测零件在成形过程中的缺陷及回弹量,为后续生产提供有利的科学依据。

由于该零件的外形特殊性,在拉伸过程中将增加上盖,其上盖的位移量及压力将对该零件的成形起到决定性作用。在拉伸成形时需要用上盖限制反翘区域的变形,因毛料变形量分布不均匀,拉伸速度过快,冲击力太大,反翘部分不易贴胎,所以拉伸速度应尽可能小,试验中拉伸速度选用 $0.085 \text{mm/min}$ 。经试验验证,反翘区域变形均匀、贴胎较好。本文将利用有限元分析该零件成形过程中的控制点。

#### 2.1 位移控制

根据设备的性能及上下模胎的设计,初步选定上下模的合模间距在 $5.8 \sim 7.2 \text{mm}$ 之间,首先选取合模间距为 $6 \text{mm}$ 进行分析,其结果如图3所示。

通过图3(a)密塞斯等效应力云图可知应力主要分布在 $350 \sim 420 \text{MPa}$ ,其中70%左右应力分布在 $370 \text{MPa}$ ,15%左右应力分布在 $390 \text{MPa}$ ,3%的应力分布在 $410 \text{MPa}$ ,整体应力值较高,并且已出现了明

显的缺陷。同时通过图 3 (b) 得到 51% 以上的减薄后的厚度达到 5.972mm, 其减薄量明显不均匀, 减薄量的不均匀很容易使零件拉伸过程中局部断裂。综上所述, 合模间距为 6mm 不合适。因此再选择合模间距 7mm 进行模拟。

由图 4 (a) 密塞斯等效应力云图可知应力主要分布在 350 ~ 385MPa 范围时, 整体应力值适中, 其中 54% 左右应力分布在 350MPa, 41% 左右应力分布在 370MPa, 不会出现零件表面缺陷。由图 4 (b) 可知 92% 以上的减薄后厚度达到 5.90mm, 其减薄量均匀, 说明零件拉伸过程中其应力分布平稳, 不会造成局部橘皮和断裂等现象。综上所述, 合模间距为 7mm 较为合适, 对该状态的回弹量继续进行模拟。

根据图 5 的回弹量云图可以得到最大回弹量为 19mm, X 向回弹量最大为 21mm, Y 向回弹量最大为 1.5mm, Z 向回弹量最大为 5mm, 出现在两个凸起附近。

通过密塞斯等效应力云图及回弹应力可以得到在凸起的部分其变化较大, 通过对位移量的控制来增加双凸起部分的变形, 使其达到贴模效果。

## 2.2 压力控制

在拉伸过程中(图 6)压力的大小决定零件贴模度的情况, 压力较大时, 会造成零件局部减薄; 压力较小时, 难以满足零件贴模度的要求。

按照吨位控制, 结合实际拉伸经验估算拉伸力的大小。根据拉伸的特点, 拉伸力的计算公式为:

$$F \approx 2\sigma_b S$$

其中,  $F$  为拉伸力,  $S$  为剖面面积,  $\sigma_b$  为抗拉强度。考虑到拉伸摩擦力、包角等的影响, 取拉伸安全系数为

0.9, 则

$$F' \approx 0.9F = 1.8\sigma_b S。$$

通过以上计算可得:

$$F = 208t$$

通过图 7 可以得到上模压力在 20~80t 之间时, 能有效提高合模质量, 超过 150t, 合模质量比较好,

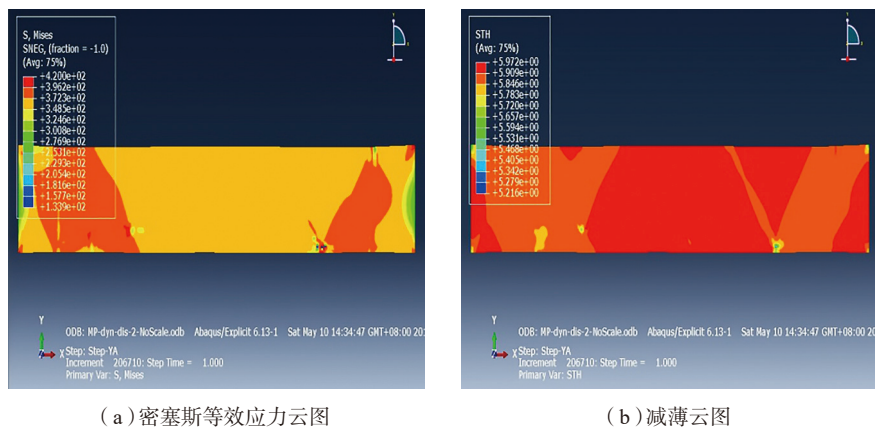


图3 有限元分析图 (6mm)

Fig.3 Finite element analysis diagram (6mm)

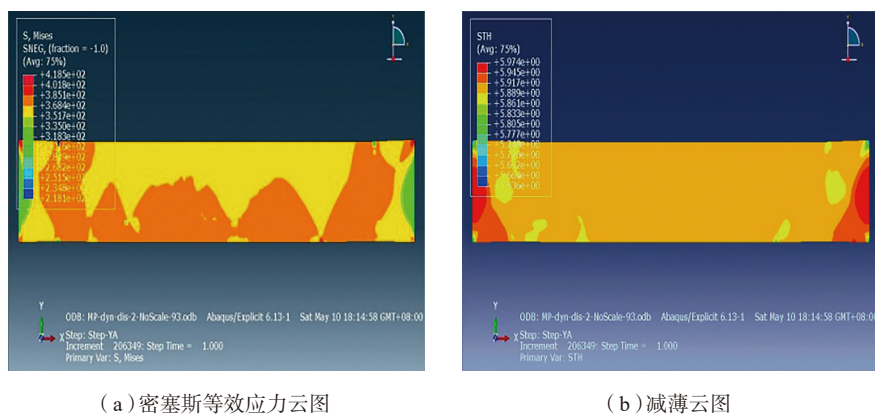


图4 有限元分析图 (7mm)

Fig.4 Finite element analysis diagram (7mm)

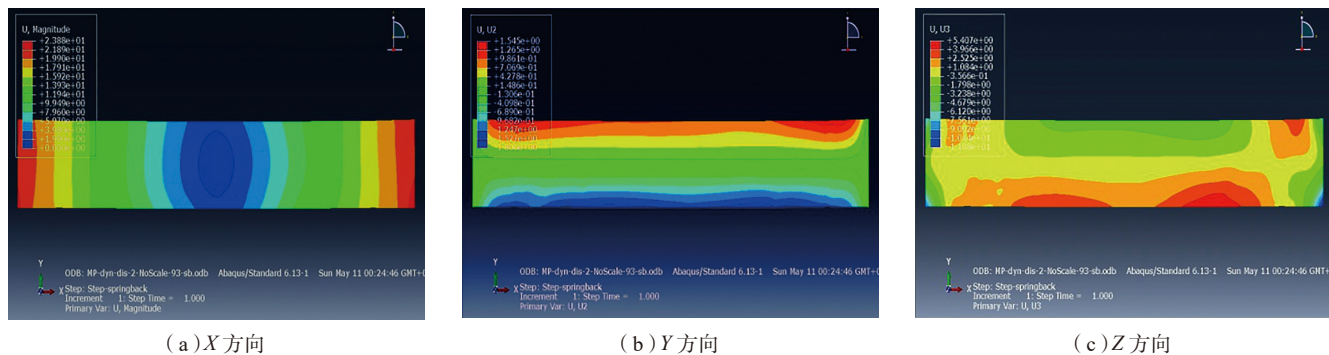


图5 回弹量图

Fig.5 Springback amount figure

根据前期位移控制的研究,合模间距小于 6mm,容易造成材料局部表面缺陷。因此,选择在合模间距为 7mm 处进行了现场模拟试验,其结果如表 1 所示。

对表 1 进行分析可知压力在 22t 时,零件的位移量、拉伸量及贴模度达到零件的外形要求。依据试验 4 的工艺参数进行有限元的模拟,验证其工艺参数的合理性。

由图 8 可知,整个零件 90% 应力为 360MPa、减薄后厚度为 5.88mm,应力及减薄分布极为均匀。图 8 (c)回弹量分布均匀,该状态下的零件性能处于最佳状态,减少拉伸过程中的风险,一次交检率可达到



图6 拉伸过程

Fig.6 Stretching process

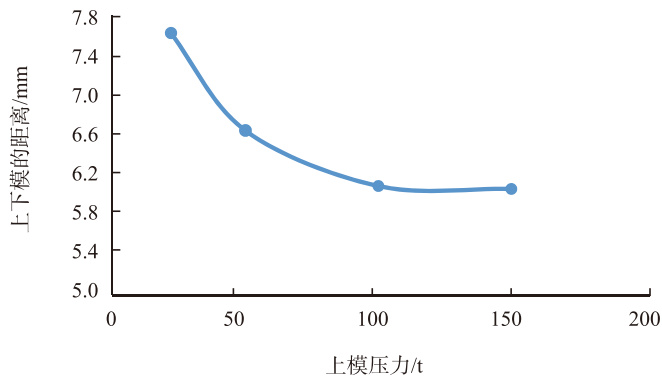


图7 上模压力-距离图

Fig.7 Upper mode pressure-distance diagram

表1 现场模拟试验结果

名称	压力 /t	拉伸力 /t	位移量 /mm	拉伸量 /%	贴模度 /mm
试验 1	30	210	5.5	1.4	2.5
试验 2		243	7.5	4.0	2.0
试验 3	22	220	4.0	2.7	1.23
试验 4		231	7.5	2.5	0.76

98% 以上,见图 9。

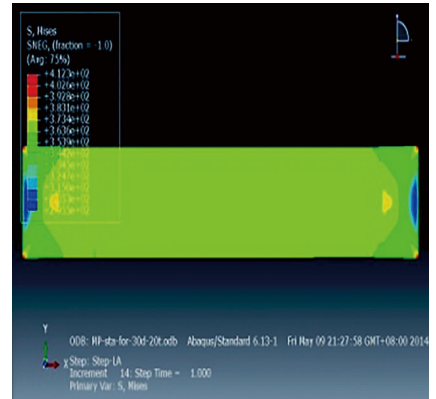
结论

双曲面超厚蒙皮在拉伸过程中影响因素较多,成形后的贴模情况难以控制,工艺参数对回弹量的影响规律难以掌握。本文通过设计成形加载轨迹,并利用有限元模拟方法和生产性试验验证,得到了满足设计要求的蒙皮拉伸工艺参数及合格的零件。

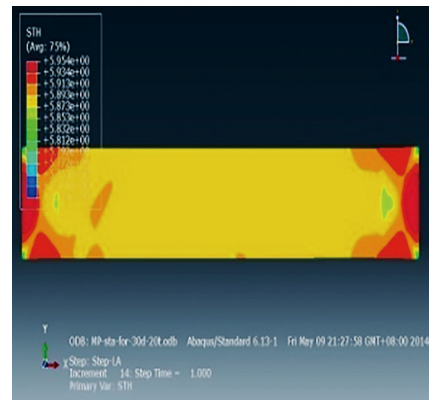
(1)对于超厚双曲面蒙皮零件,采用预拉伸-包覆-补拉加载轨迹较为合适,有效保证了零件的贴模度。

(2)根据有限元分析方法得到合模间距在 7mm 左右,其应力分布及减薄量均匀,不会产生缺陷。通过计算分析和生产性试验得到合模压力在 22t 时,使得回弹后的零件在较小力作用下能够贴模,满足零件质量要求,并且应力、减薄量、回弹量分布均匀,即无需对拉形模具进行回弹补偿,从而降低设计和制造成本。

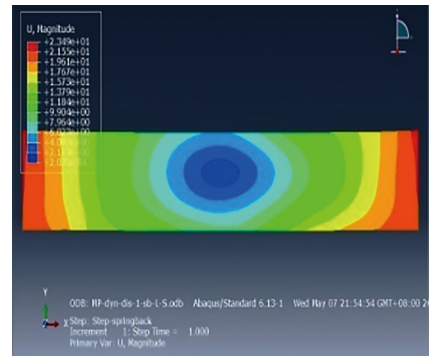
(3)通过对合模间距及压力的



(a) 密塞斯等效应力云图



(b) 减薄云图



(c) 回弹量图

图8 有限元分析图

Fig.8 Finite element analysis diagram

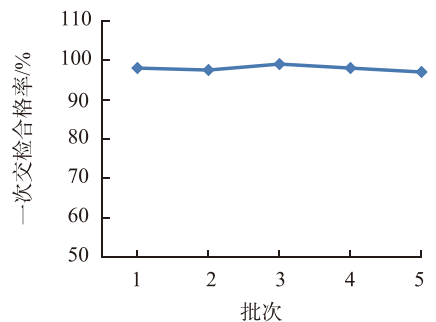


图9 一次交检合格率

Fig.9 Pass rate of primary inspection

控制提高双凸起蒙皮的变形,有效提高零件一次交检合格率。

### 参考文献

[1] 张彦敏,周贤宾.飞机蒙皮拉伸成形工艺参数优化[J].航空学报,2006,27(6):1203-1208.

ZHANG Yanmin, ZHOU Xianbin. Parameter optimization in aircraft skin stretch forming process[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1203-1208.

[2] 韩金全,万敏,陈雪梅,等.飞机复杂蒙皮拉形工艺参数优化设计[J].塑性工程学报,2009,16(6):96-101.

HAN Jinquan, WAN Min, CHEN Xuemei, et al. Optimization of process parameters in stretch forming of aircraft complex skin[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2009, 16(6): 96-101.

[3] 李卫东.飞机蒙皮数字化拉形技术研究及系统开发[D].北京:北京航空航天大学,2007.

LI Weidong. Research and system development of aircraft skin digital stretch technology[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.

[4] 戚鹏.板料成形过程的回弹控制

与工艺参数优化研究[D].济南:山东大学,2006.

QI Peng. Research on springback control and optimization of process parameters in sheet metal forming process[D]. Ji'nan: Shandong University, 2006.

[5] 何德华,李东升,李小强,等.飞机蒙皮包覆拉伸成形加载轨迹设计优化方法[J].塑性工程学报,2009,16(6):102-109.

HE Dehua, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang, et al. Design and optimization of the loading trajectory in aircraft skin drape forming process[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2009, 16(6): 102-109.

[6] 张彦敏,周贤宾,罗红宇,等.双曲面飞机蒙皮拉伸成形轨迹优化与验证[J].中国机械工程,2006,17(19):2053-2056.

ZHANG Yanmin, ZHOU Xianbin, LUO Hongyu. Optimization and validation of loading trajectory for double curve aircraft skin stretch forming process[J]. China Mechanical Engineering, 2006, 17(19): 2053-2056.

[7] 刘纯国,李明哲,隋振.多点技术在飞机板类部件制造中的应用[J].塑性工程学报,2008,15(2):109-114

LIU Chunguo, LI Mingzhe, SUI Zhen. Application of multi-point methodology

in the manufacturing of aircraft panels[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2008, 15(2): 109-114

[8] ZENG G, LAI X M, YU Z Q, et al. Numerical simulation and sensitivity of parameters for multistand roll forming of channel section with outer edge[J]. Journal of Iron and Steel Research, International, 2009, 16(1): 32-37.

[9] 白杰,郭沛欣,张景新.铝锂合金机身壁板拉伸承载能力对比分析[J].航空制造技术,2012,55(2):81-82.

BAI Jie, GUO Peixin, ZHANG Jingxin. Comparison and analysis for tensile bearing capacity of aluminum lithium alloy fuselage panel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(2): 81-82.

[10] 张铜.多点拉形中局部应力与局部变形的数值分析[D].长春:吉林大学,2009.

ZHANG Tong. Numerical analysis of local stress and deformation in multi-point drawing[D]. Changchun: Jilin University, 2009.

通讯作者:张筹文,工程师,研究方向为金属材料性能及成形方法, E-mail: 353112601@qq.com。

## Study on Stretching and Forming of Super-Thick Double Protruding Skin

HE Gang, ZHANG Qianwen, ZHAO Hu

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

**[ABSTRACT]** Stretch forming is the basic method of aircraft sheet metal forming. Because the ultra-thick skin is easy to be tiled during the stretching process, the finite element model is established based on the analysis of the trajectory design and the resilience stress in this paper. Through the analysis of the super-thick double convex skin, the pretensioning-covering-pull-up loading trajectory is the most suitable, and can effectively guarantee the fitting degree of the parts. At the same time, combining with the finite element analysis of displacement control, pressure control and springback analysis set clamping spacing at 22t, clamping pressure at 7mm, the distribution of stress, amount of thinning and the springback amount of uniform distribution, which experiments that the parameters can effectively control tire degree, and achieve the design requirements.

**Keywords:** Stretch forming; Finite element analysis; Springback; Skin; Sheet metal forming

(责编 铃兰)