

doi: 10.7690/bgzd.2021.05.001

## 重型火箭发动机机架大口径支撑杆成形工艺试验

刘 亚<sup>1</sup>, 陈东升<sup>1</sup>, 张思聪<sup>1</sup>, 张玉常<sup>2</sup>, 刘云峰<sup>1</sup>

(1. 首都航天机械有限公司, 北京 100076; 2. 火箭军驻某部军事代表室, 北京 100076)

**摘要:** 为保证重型火箭发动机机架大口径支撑杆零件的尺寸精度及控制零件减薄率, 对其成形进行工艺仿真和研究。采取回程旋压的方式对管子进行缩口, 利用 ABAQUS 对收口旋压时不同进给量的影响进行模拟。采用 DC-1600CNC 旋压设备结合自主设计的旋轮及加紧装置进行工艺试验, 并通过试验优化旋压转速、旋压道次及单道次下压量等工艺参数。结果表明: 该方法能成功得到合格零件, 保证零件施压角度偏差为 $-1^\circ$ , 对称度偏差为 0.3 mm, 壁厚范围控制在 7.3~7.6 mm, 同时旋压区未出现明显的褶皱。

**关键词:** 重型火箭; 工艺仿真; 回程旋压

**中图分类号:** V261; TG306 **文献标志码:** A

## Forming Technology Test of Heavy Lift Launch Vehicle Engine Frame with Large Diameter Support Rod

Liu Ya<sup>1</sup>, Chen Dongsheng<sup>1</sup>, Zhang Sicong<sup>1</sup>, Zhang Yuchang<sup>2</sup>, Liu Yunfeng<sup>1</sup>

(1. Capital Aerospace Machinery Company, Beijing 100076, China;

2. Military Representative Office, PLA Rocket Force, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In order to ensure the dimensional accuracy and control the thinning rate of the large diameter support rod of heavy rocket engine frame, the forming process simulation and research were carried out. The tube was necked by return spinning, and ABAQUS was used to simulate the effect of different feed rate on the necking spinning. DC-1600CNC spinning equipment combined with self-designed spinning wheel and clamping device was used for process test, and the process parameters such as spinning speed, spinning pass and single pass reduction were optimized through the test. The results show that the method can successfully obtain qualified parts, ensure that the pressure angle deviation is  $-1^\circ$  and the symmetry deviation is 0.3 mm, the wall thickness range is 7.3-7.6 mm, and there is no obvious wrinkle in the spinning area.

**Keywords:** heavy lift launch vehicle; technical simulation; back-spin spinning

### 0 引言

机架支撑杆是运载火箭发动机机架的重要支撑构件, 是主要承力和传递力的零件。它与上横梁、下横梁和立柱等相连共同组成井字梁结构的发动机机架。一个机架上往往安装十几甚至几十根支撑杆。重型运载火箭的发动机机架支撑杆外径设计为  $\Phi 160$  mm, 壁厚分别为 20 mm(杆身)和 7 mm(头部), 总长度为 2 500 mm。传统的发动机机架支撑杆采用铸造或者棒材铣切机加成形<sup>[1]</sup>。而重型火箭相比现役火箭发动机, 其机架支撑杆的管径、长度以及壁厚都呈直线增长, 采用传统的成形方法已无法满足要求, 因此需要采用直管旋压封头的形式成形<sup>[2]</sup>。由于新的成形方法从未投入实际应用, 给成形带来了极大困难: 一方面需要大吨位的旋压设备来成型端头, 避免因零件过长而直线度差导致旋压头部时对称度差; 另一方面还要克服端头受热后出

现下垂、褶皱和塌陷等缺陷<sup>[3]</sup>。

笔者采用 ABAQUS 有限元仿真软件, 对旋压时不同进给量进行模拟, 并通过试验不断对旋压转速、进给速度、旋压道次及单道次下压量等工艺参数进行优化<sup>[4]</sup>, 获得了最优的工艺参数并应用于零件的成形, 最终得到了符合要求的零件。此次实验的成功为后续重型的其他类似零件奠定了基础, 其方法也为其他零件成形提供了思路。

### 1 大口径支撑杆成形工艺方法简介

大口径支撑杆加工工艺流程如图 1 所示, 其中锥段缩口及球形收口最为重要。

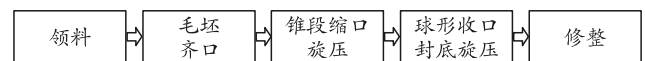


图 1 大口径支撑杆工艺流程

通常类似零件成形方法主要有 2 种: 1) 采用熔铸技术成形<sup>[5]</sup>; 2) 采用旋压技术进行收口。第 1 种

收稿日期: 2021-01-02; 修回日期: 2021-02-24

作者简介: 刘 亚(1990—), 男, 河南人, 硕士, 工程师, 从事飞行器设计与先进制造研究。E-mail: 18235125203@163.com。

方法生产成本低、周期长、效率低，且零件容易出现缺陷；因此，本次大口径支撑杆选用旋压技术进行成形加工。

旋压成形技术是指空心坯料随芯模旋转<sup>[6]</sup>，旋轮对坯料施加压力并围绕轴心旋转，通过旋轮的进给运动，坯料发生塑性变形，通过控制旋轮的运行轨迹来得到空心回转零件的成形方法。

## 2 大口径支撑杆成形工艺研究

### 2.1 工艺试验原材料

试验坯料管的材质采用与实际零件材质相同的 30CrMnSiA。该材料是一种高强度低合金结构钢，其力学性能如表 1 所示。坯料管总长 2 800 mm，壁厚 20 mm，外径  $\Phi 160$  mm。

表 1 材料力学性能

材料牌号	抗拉强度 $\sigma_b$ /MPa	屈服强度 $\sigma_s$ /MPa	延伸率 $\delta$ /%
30CrMnSiA	1 080	835	$\geq 10$

零件外形非收口部分外径  $\Phi 160$  mm，壁厚 20 mm，长度 2 135.13 mm；收口及球头部分长度 263.35 mm，球头部分外径  $\Phi 80$  mm，厚度 7 mm，水平夹角  $10^\circ$ ，端头部分如图 2 所示。

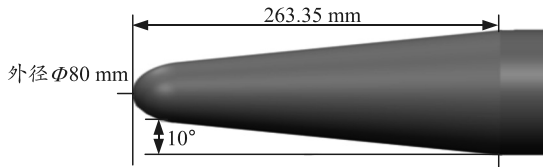


图 2 大口径支撑杆端头

零件要求支撑杆旋压角度偏差  $\leq \pm 3^\circ$ ，旋压区不允许出现褶皱，对称度偏差  $\leq \pm 0.5$  mm。

### 2.2 工艺方案制定

由图 2 可以看出，产品要求底部收口，并且厚度要求严格，零件型面由长锥段和球面组成，为此旋压工艺分为锥段缩口和球形收口封底 2 步完成，既保证了外形面，又保证了产品壁厚。

#### 1) 锥段缩口旋压。

缩口旋压有往程和回程旋压，往程旋压对坯料施加的轴向拉应力易使坯料减薄，而回程旋压对坯料施加的轴向压应力易使坯料增厚<sup>[7]</sup>，因此为控制材料的减薄，锥段缩口旋压各道次均采用回程旋压。在每道次缩口旋压变形过程中，工件特定区域的三向应力和塑性状态如图 3 所示。A 为接触区，B、E 为待变形区，C、D 为已变形区； $\sigma_1$ 、 $\epsilon_1$  表示径向应力与应变； $\sigma_2$ 、 $\epsilon_2$  表示切向应力与应变； $\sigma_3$ 、 $\epsilon_3$  表示轴向应力与应变<sup>[8]</sup>。接触区 A 为三向压应力状态，

其他区域为两向或单向压应力状态，使得接触区具有较高的塑性，塑性变形过程易于完成。

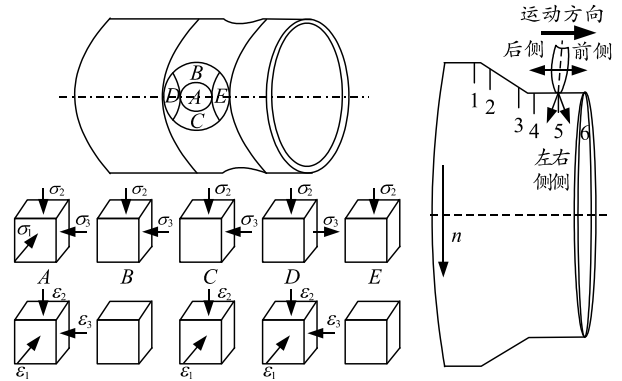


图 3 锥段三向应力及塑性状态

#### 2) 球形收口封底旋压。

如图 4 所示，收口封底旋压同样采用的是回程旋压，但对应的应力应变却截然不同。

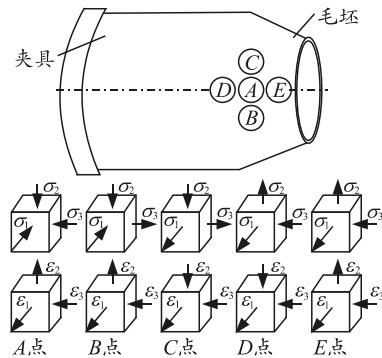
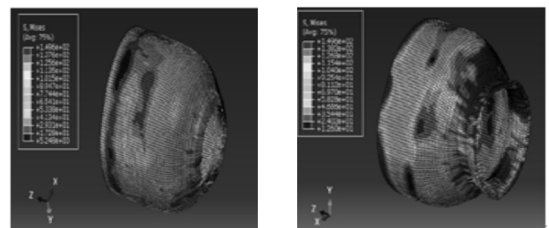


图 4 底部三向应力及塑性状态

其中 A、B、E、C、D、 $\sigma_1$ 、 $\epsilon_1$ 、 $\sigma_2$ 、 $\epsilon_2$ 、 $\sigma_3$ 、 $\epsilon_3$  与锥段缩口相同。不同的是，区域 A 的应力应变状态与弯曲成形的变形区类似，为了与旋轮产生的外作用弯矩平衡<sup>[9]</sup>，当圆筒毛坯外表面上存在轴向压应力、内表面存在轴向拉应力时，旋轮前端未变形材料阻碍接触区材料轴向变形也是导致轴向压应力的主要原因<sup>[10]</sup>。

本次收口封底旋压还利用 ABAQUS 有限元分析软件分析了进给量对收口的影响。分析结果如图 5 所示。



(a) 进给量多 (b) 进给量过大

图 5 不同进给量有限元分析结果

从分析结果可以看出，旋轮的进给量对封口能

否成形、封口质量的高低起着至关重要的作用。旋压力随着进给量的增大而增大<sup>[11]</sup>，为了使制品有较高的尺寸精度，应选择较小的进给量，而进给量过小会导致口收不上，如图 5(a)；进给量过大又会导致封口处材料堆积，容易产生褶皱和裂纹，如图 5(b)。

### 2.3 工装夹具的设计

此零件加工过程中，由于旋压力较大，单靠摩擦力无法保证工件不发生滑动；因此，设计一套锁紧机构，如图 6、图 7 所示。



图 6 锁紧机构 3 维模型

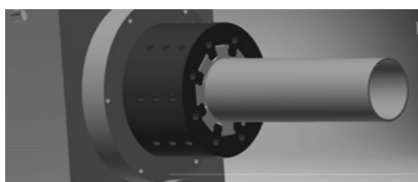


图 7 锁紧机构局部放大图

从上图可以看出，该锁紧机构采用的是 8 卡爪锁紧，通过计算可知旋压时锁紧力为 1 000 kN，因此每个卡爪的锁紧力至少为 125 kN；同时为了避免工件的轴向窜动，在卡爪表面又增加了环向槽，以达到增加摩擦力的目的。

## 3 大口径支撑杆成形工艺试验

### 3.1 锥段缩口旋压试验

根据前述工艺方案，首先进行锥段缩口旋压试验。为了后续球形收口封底旋压可以顺利进行，同时保证最终产品的尺寸精度，先要确定参与变形区域长度<sup>[12-14]</sup>。按照体积不变原则经过计算，约 260 mm 管料区域参与变形即可。

如图 8 所示，第 1 次试验采用主轴转速 200 r/min，进给比为 1.5，单道次的变形压下量为 3 mm，道次曲线从右到左回程旋压。

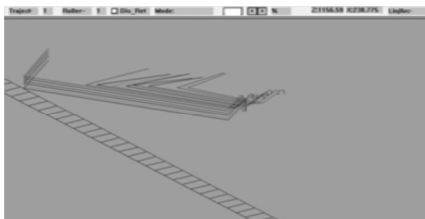


图 8 锥段缩口第 1 次试验旋压轨迹

通过试验发现，单道次变形量过大，导致材料在靠近直线度部分发生堆积，无法达到图纸要求。试验结果如图 9 所示。

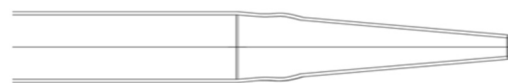


图 9 锥段缩口第 1 次试验结果

总结第 1 次试验失败的教训，在第 2 次试验时对部分参数进行优化，采用主轴转速 300 r/min，进给比为 3.5，单道次的变形压下量为 2 mm，旋压轨迹与第 1 次相同。第 2 次试验的产品经检验，符合图纸要求。

### 3.2 球形收口封底旋压试验

在锥段旋压取得较好效果后，又针对球形收口封底旋压进行试验。首先采用主轴转速 200 r/min，进给速度 500 mm/min，旋压道次 8 次，不加热直接利用成形轮将形面加工出来，但如图 10 所示，试验结果出现了材料分布不均，且斜边与圆弧交界处材料发生变形<sup>[8]</sup>。



图 10 球形收口第 1 次试验结果

对第 1 次试验结果进行分析，通过改进每道次的变形率、对原材料进行加热以及增加旋压道次的方式，成功解决了第 1 次试验出现的问题。第 2 次试验采用主轴转速 300 r/min，进给速度 300 mm/min，加热温度 1 100 °C、旋压道次 12 次。具体旋压轨迹如图 11 所示。

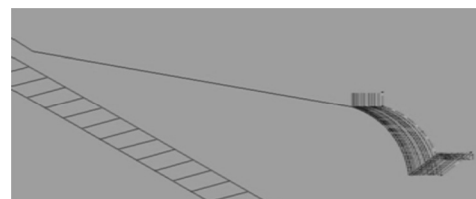


图 11 球形收口试验旋压轨迹

### 3.3 试验检测结果

通过对以上旋压方法得到的零件进行几何测量及壁厚测量(壁厚测量位置如图 12 所示)，得到表 2 的实测记录。

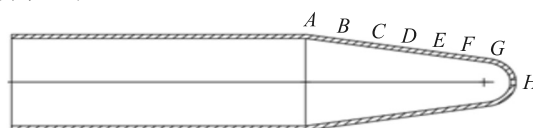


图 12 大口径支撑杆壁厚测量