# 5B70 铝合金热挤压成形工艺研究

刘 奇'赛 音'高 慧' 李保永' 王国峰<sup>3</sup>

(1. 北京航星机器制造有限公司,北京 100013; 2. 空装驻北京地区第二军事代表室,北京 100013;3. 哈尔滨工业大学材料科学与工程学院,哈尔滨 150001)



**摘要:** 以法兰盘为研究对象,研究 5B70 铝钪合金热挤压成形工艺,分析其成形过程中金属充填流动、载荷变化以及变形均匀性情况。进行 5B70 铝合金法兰盘热挤压成形工艺试验,模具温度  $(380\pm5)$ ℃,坯料温度(400±5)℃,成形载荷为 350t。分析原材料和热挤压件不同部位力学性能和显 徽组织,同原始坯料相比,法兰盘各处性能均有所增强,其中挤压变形量越大,力学性能越好,晶粒越细小。抗拉强度  $\sigma_b$ 达到 402MPa,屈服强度  $\sigma_s$ 达到 268MPa,延伸率达到 22.8%。为新型铝 钪合金工程化应用提供了一定理论依据。

关键词:热挤压;法兰盘;5B70铝合金;工程应用

## Study on Hot Extrusion Forming Technology of 5B70 Aluminum Alloy

Liu Qi<sup>1</sup> Sai Yin<sup>2</sup> Gao Hui<sup>1</sup> Li Baoyong<sup>1</sup> Wang Guofeng<sup>3</sup>

(1. Beijing Hangxing Technology Development Co., Ltd., Beijing 100013;

2. Second Military Representative Office of Air Force Equipment Department in Beijing, Beijing 100013;

3. College of Materials Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

**Abstract:** Taking the flange as the research object, the hot extrusion process of 5B70 Al-Sc alloy was studied. The metal filling flow, load variation and deformation uniformity during flange forming were analyzed. The hot extrusion process test of 5B70 aluminium alloy flange was carried out. The die temperature was  $(380\pm5)^{\circ}$ C, the billet temperature was  $(400\pm5)^{\circ}$ C, and the forming load was 350t. The mechanical properties and microstructures of different parts of raw materials and hot extruded parts were analyzed. Compared with the original blank, the properties of flange were enhanced everywhere. The larger the extrusion deformation, the better the mechanical properties, and the smaller the grain size. the tensile strength  $\sigma_{\rm b}$  reached 402MPa, the yield strength  $\sigma_{\rm s}$  reached 268MPa, and the elongation reached 22.8%. This paper provides a theoretical basis for the engineering application of a new type of Al-Sc alloy.

Key words: hot extrusion; flange; 5B70 aluminum alloy; engineering application

### 1 引言

轻量化是航空航天领域各种航天器和武器装备追 求的终极目标之一,经过多年发展和设计优化,采用 轻质高强合金、先进复合材料等是有效实现轻量化的 手段。近年来,高校和科研院所不断进行轻量化结构 材料的研究,如铝锂、铝钪合金等<sup>[1]</sup>,促进轻量化结构 材料的快速发展。从 20 世纪 90 年代,中南大学、东 北轻合金有限公司和中国空间技术研究院等单位先后 开展了铝镁钪合金的研究工作,一种新型铝镁钪合金 (Al-6Mg-0.2Sc-0.1Zr)5B70 铝合金问世。此外,研究 人员在 5B70 铝合金的微观组织及性能研究也做了大 量工作,开展了5B70 铝镁钪合金应用于载人密封舱主 结构的相关基础研究、工艺研究,并将该铝合金应用 于新型结构设计和试验件。积累了基础数据<sup>[2~6]</sup>,但这 些研究也仅限于试验条件下,尚未见相关工程应用报 道。目前,国内对于5B70铝合金高温塑性变形行为还 缺乏系统的研究,在工程应用中,制定生产工艺时仍 难寻求相关理论支持,工艺参数仍需优化,大大限制 了 5B70 铝合金的工程化应用。热挤压是指材料在再结 晶温度以上, 金属在冲头或凸模的压力作用下, 发生 塑性变形,获得相应于模具的型孔或凹凸模组合形状 产品的压力加工方法。热挤压成形过程中金属的变形 抗力低、流动性好<sup>[7]</sup>。此外,相较于常规挤压产品,热 挤压产品有如下优点:组织更加均匀,力学性能高,

因此,热挤压工艺被广泛的应用于航空航天领域产品 的制备<sup>[8~10]</sup>。本文研究 5B70 铝合金热挤压成形工艺, 为 5B70 铝合金热挤压成形工艺方案的制定提供有力 的理论依据,对推动我国航天飞行器轻量化的快速发 展以及 5B70 铝合金的工程化应用具有重要意义。

### 2 实验材料及工艺方案制定

#### 2.1 实验材料

实验选用东北轻合金提供的5B70铝合金板材,其 化学成分如表1所示。

表1 5B70铝合金化学成分

表1 5B70铝合金化学成分										wt%
元素	Mg	Mn	Sc	Zr	Cu	Zn	Ti	Si	Fe	Al
含量	6.17	0.31	0.23	0.13	0.002	0.002	0.03	0.034	0.095	余量

### 2.2 高温塑性成形工艺方案

以某武器装备用法兰盘为研究对象,该法兰盘具 有多级台阶变截面深腔结构特点,该结构特点可选用 正向热挤压成形工艺,相较于一般锻造工艺具有如下



几方面优点: a.无飞边、表面质量好; b.材料利用率大; c.尺寸精度高。因此,采用热挤压研究 5B70 铝合金高 温塑性变形。设计的热挤压件如图1所示。



b 尺寸图

#### 有限元分析及模具设计 3

### 3.1 热挤压有限元分析

5B70 铝合金法兰盘热挤压成形有限元分析,选取 圆形坯料,其尺寸为 Φ200mm×25mm。法兰盘在热挤 压时,上模向下运动作用于坯料,金属坯料在上模和 下模形成的封闭模腔中发生塑性变形,如图 2 所示为 法兰盘热挤压成形过程中金属充填情况,金属由凸模 一侧向凹模一侧的正向挤压,中间轮辐部位变化较为 明显。



图 1 热挤压件图

热挤压过程成形力变化曲线如图 3 所示,热挤压

个阶段:缓慢增加阶段、迅速增加阶段和直线增加阶段。



等效应变云图如图 4 所示,可知法兰盘中间部位 变形最小,法兰轮辐处变形量较大。凸模和凹模过渡 边缘区域易产生折叠曲线(见图 5),闭式挤压理论上 不会产生飞边,但实际在凸模和凹模交界处会生成少 量飞边,即有限元分析折叠缺陷部位。



### 3.2 热挤压模具设计

设计了同普通压力机配合使用,用于法兰盘热挤 压成形的加热管加热型模具,如图 6 所示,模具主要 由凸模、凹模、内顶杆、凹模垫板、下顶杆、链接螺 栓和吊耳等 7 部分组成。



### 4 热挤压工艺试验及性能分析

### 4.1 热挤压工艺试验

选用由棒材切割的圆形坯料进行 5B70 铝合金法 兰盘闭式热挤压工艺试验,模具温度加热到(380±5)℃, 坯料温度加热到(400±5)℃并保温 1h,成形吨位设为 350t。试验件热挤压前后如图 7 所示,法兰盘成形充填 到位,几乎无飞边,表面质量良好,无裂纹、折叠等 缺陷。



a 毛坯 b 酸洗后热挤压件 图 7 试验件前后对比图

### 4.2 5B70 铝合金性能分析

表1 性能数据对比

对象	抗拉强度 ob/MPa	屈服强度 σ <sub>s</sub> /MPa	延伸率 A/%
原材料	378	260	22.6
热挤压件区域1	402	268	22.8
热挤压件区域2	422	285	24.9

分析 5B70 铝合金原材料和热挤压件不同部位力 学性能,结果如表 1 所示,可以看出,同原始坯料相 比,法兰盘各处性能均有所增强,其中挤压变形量越 大,力学性能越好。如图 8 为原材料和热挤压件不同 部位显微组织,可知挤压变形量越大,晶粒越细小。



图 8 原材料及热挤压件不同部位显微组织

### 5 结束语

进行 5B70 铝合金法兰盘热挤压成形工艺试验,模 具温度(380±5)℃,坯料温度(400±5)℃,成形载荷为 350t。分析原材料和热挤压件不同部位力学性能和显微 组织,同原始坯料相比,法兰盘各处性能均有所增强, 其中挤压变形量越大,力学性能越好,晶粒越细小。 抗拉强度 σ<sub>b</sub>达到 402MPa,屈服强度 σ<sub>s</sub>达到 268MPa, 延伸率达到 22.8%。

#### 参考文献

- 1 戴圣龙,张坤,杨守杰,等.先进航空铝合金材料与应用[M].北京:国 防工业出版社,2008
- 2 赵云鹏,曾福明,周志勇,等.新型铝合金的发展及其在密封舱结构上的工程应用[J].载人航天,2016,22(3):302~307
- 3 Huang Hongfeng, Jiang Feng. Hot deformation behavior and microstruc tural evolution of as-homogenized Al-6Mg-0.4Mn-0.25Sc-0.1Zr alloyduri

ng compression at elevated temperature[J]. Journal of Alloys and Comp ounds, 2015(644):  $862{\sim}872$ 

- 4 黄宏锋,美锋,刘兴涛,等. Al3(Sc,Zr)粒子与剪切带对 Al-Mg-Sc-Zr 合 金再结晶及断裂行为的影响[J].中国有色金属学报,2015(5):1117~1126
- 5 Huang Hongfeng, Feng Effects of Al3(Sc,Zr) and shear band formation on the tensile properties and fracture behavior of Al-Mg-Sc-Zr alloy[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2015, 24(11): 4244~4252
- 6 孟松,刘刚,方杰,等. 铝合金新材料在载人密封舱主结构中的应用研 究进展[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(6): 571~576
- 7 张水忠.挤压工艺及模具设计[M].北京:化学工业出版社,2009
- 8 刘奇,李保永,张素敏,等. 7A04 铝合金接头等温挤压成形工艺[J]. 航 天制造技术, 2018(5): 45, 48~51
- 9 于洋,张星. 7A04 铝合金等温挤压某航空轮工艺与性能研究[J]. 热加工 工艺, 2014(9): 141~144
- 10 刘奇,李保永,郭晓琳,等. 5A06 铝合金复杂盒形件等温锻造工艺研究[J]. 锻压技术, 2017(6): 16~20

### 参考文献

- 1 王世清,王靖. 航天器的在轨维修性[J]. 质量与可靠性, 2012(4): 4~8
- 2 Daukantas P. Hubble's final servicing mission[J]. Optics & Photonics News, 2008, 19(10): 30~35
- 3 Odom J B , Mitchell R E . Technology and the hubble space telescope satellite[C]. Anatomy of Space, 1986
- 4 周少程. 轨道飞行器舱门可重复锁紧机构的研制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工 业大学,2014
- 5 嵇景全,刘志全,游巍.载人航天器舱门机构原理与特点分析[J].载人航 天,2003(3): 34~39

- 6 杨文芳. 浅谈飞机口盖锁的选用[J]. 航空标准化与质量, 2011(3): 48~50
- 7 曾小苗,蒋世明.小型承力密封快卸锁的设计[J].洪都科技,2006(4): 16~19
- 8 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册:飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000
- 9 于登云,赖松柏,陈同祥.大型空间站整体壁板结构技术进展[J].中国空间科学技术,2011,31(5):31~40
- 10 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005