

网格结构加力筒体制造技术*

Manufacture Technology of Afterburner Body With Grid Structure

中航工业沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司 任萍 杨秀娟 李霞 张大威 李广辉

[摘要] TA12A 钛合金是新型热强高温钛合金材料,将其与深度化铣技术相结合,应用于整体薄壁网格结构加力筒体上,可大大提高加力筒体的耐高温和强度、刚性,并减轻结构重量,满足矢量推力发动机需要。综合运用 TA12A 钛合金中厚板(6mm)的成形、连接、刻形、化学铣切等工艺技术,实现整体薄壁网格肋化铣结构加力筒体制造。

关键词: TA12A 钛合金 加力筒体 中厚板成形 网格结构 化铣

[ABSTRACT] TA12A is new heat strong titanium alloy. Combining TA12A used on one-piece thin-wall afterburner body with grid structure combined with chemical milling can improve afterburner body with high temperature resistance, strength and stiffness greatly and reduce the weight, which meets requirements of thrust-vectoring motor. The manufacture of one-piece thin-wall afterburner body with grid structure is realized by the comprehensive application of technology like forming, connecting, carving and chemical milling etc. on TA12A medium plate.

Keywords: TA12A titanium alloy Afterburner body Medium plate forming Grid structure Chemical milling

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.20.069

随着航空发动机燃油温度提高及推力矢量技术的应用,对加力筒体的耐高温和强度、刚性要求进一步提高。网格结构加力筒体是航空发动机加力燃烧室上的主要承力部件,前端连接发动机主机,后端连接矢量喷管部件,作为矢量喷管的基础承力部件配合安装矢量喷管的主要作动机构,并承受其载荷;作为发动机与飞机的辅助连接部件,提供与飞机(和地面台架)的连接吊挂接口,并承受其安装、机动和喷管偏转载荷。网格结构加力筒体采用新型钛合金 TA12A,长期工作温度可达 550℃;采用中厚板(6mm)筒形件深度化铣技术加工成的薄壁网格肋,满足矢量喷口连接强度要求,实现发动机构件轻量化和耐高温目的,是一种新结构、新材料、高

强度、高性能的加力筒体。

1 零件结构特点

网格结构加力筒体由前、后安装边、承力环、筒体前段、筒体后段及安装座电子束焊接而成,最大内径超过 $\phi 1000\text{mm}$,总高接近 1100mm,零件外壁采用化铣技术加工成沿周均布的 24 条纵向加强肋及 60° 交叉的斜向肋,形成网格肋布局,化铣后筒体壁厚为 $(1 \pm 0.1)\text{mm}$ 。筒体前段和筒体后段采用 TA12A 钛合金中厚板(6mm)卷成筒,电子束焊接纵缝后将锥筒成形为锥-直筒形件。以筒体后段为例,锥筒大端内径 $\phi 965.8\text{mm}$,小端内径 $\phi 890\text{mm}$,直段长度为 82mm,锥筒总高为 467.5mm,大端内径与小端内径半径差是 37.9mm,小端单边成形量约 10.8mm。单边成形量大、成形范围长的 6mm 钛合金异型锥筒件成形难度非常大。6mm 钛合金板材刚性大,常温下冷弯时扇形料型面不好控制,若锥筒两个扇形段型面偏差较大,同时保证锥筒两条纵焊缝的对接间隙就非常困难。

之前,钛合金化铣技术在航空发动机上的应用仅局限于小型零件,如板片、油箱等减重部位,化铣深度不足 3mm。网格结构加力筒体化铣深度达 5mm,如此大尺寸结构件深度化铣,国内尚属首例,没有成熟经验可借鉴。

可见,中厚板锥筒件纵焊缝电子束焊前间隙控制、大变形量锥-直筒复杂型面成形及大尺寸钛合金筒形件深度化铣是网格结构加力筒体制造的技术难点。

2 工艺方案

2.1 TA12A 钛合金材料

TA12A 钛合金是一种 Ti-Al-Sn-Zr-Mo 近 α 型热强高温钛合金,是国内自行研制,可在 550℃ 下长期工作的一种新型钛合金,又称作 Ti-55 钛合金^[1]。90 年代初 TA12 钛合金曾在某航空发动机研制时进行了试应用^[2]。TA12A 是在早期 TA12 钛合金基础上加以改进,去掉了对焊接性影响较大的稀土元素 Nd,增加了热强元素 Ta 和 Nb,使合金可焊性有了很大改善。TA12A 钛合金的化学成分如表 1 所示。

2.2 TA12A 钛合金中厚板成形技术研究

2.2.1 大尺寸锥筒件纵焊缝电子束焊前间隙控制

* 中国航空工业集团公司部级课题“550℃ 钛合金加力筒体制造工艺与应用研究”(S15-GG29-08,项办函[2007]26号文)。

表1 TA12A钛合金化学成分(质量分数)

%

Ti	Al	Sn	Zr	Mo	Si	Ta	Nb	Fe及微量元素
基	4.5~5.5	3.0~4.0	2.5~3.5	0.2~1.2	0.2~0.5	0.2~0.7	0.2~0.7	0.25(0.312)

要实现异型锥筒体成形,先要将扇形料冷弯后焊接成锥筒。TA12A 钛合金中厚板(6mm)锥筒件制造的技术难点主要是扇形料冷弯型面及两条纵焊缝电子束对接间隙控制。由于6mm钛合金板材刚性强,两块扇形料冷弯型面若不一致,定位焊接纵缝时难以矫正。因此,控制扇形料冷弯型面是保证两条纵焊缝焊前间隙的前提。

采用三轴滚床冷弯扇形料,通过自制锥筒大端、小端型面测具,在冷弯时随时检测锥筒大端、小端轮廓。冷弯时每次弯曲量不宜过大,一旦弯曲量过大,导致锥筒直径小于理论轮廓,难以修正。当扇形料型面尺寸接近测具型面轮廓时,适当减小弯曲变形量,增加检测频次,并重点控制扇形料两侧结合面附近的型面轮廓。由于三轴滚床冷弯扇形料时需要一定的压紧边,压紧边不能弯曲变形,因此在扇形料两侧直边预留150~200mm余量作为三轴滚冷弯的压紧边,冷弯后从扇形料中心向两边划线,保证大端和小端弧长,铣掉压紧边。铣加工扇形料两边结合面时应确保铣削面与板料垂直,使大尺寸锥筒体母线长范围内结合面对接间隙在0.1mm以内,满足电子束焊接要求。

2.2.2 TA12A 钛合金中厚板锥-直筒复杂型面成形

针对筒体后段直段成形量大(单边成形量达10.8mm),选用局部气胀成形工艺进行成形,而锥筒简单成形量不大于3mm,采用热成型工艺进行成形。设计了如图1所示的气胀成形和热成型复合成形模具,对筒体后段不同部位进行分别成形,一次完成复杂型面锥筒成形。

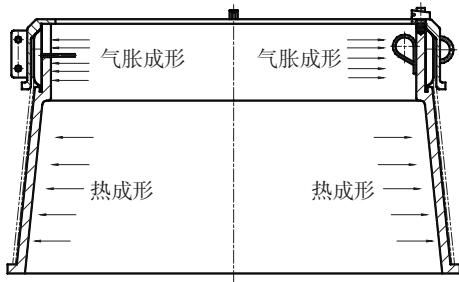


图1 气胀成形和热成型复合成形模具结构
Fig.1 Compound forming die structure by gas bulging and hot forming

将锥筒套放在复合成形模具的外表面,锥筒小端内表面放置气囊,外表面套入气胀成形模具的外壁,将复合成形模具放入气胀成形炉中,加热、通气、成形。气胀

成形和热成型复合成形工艺的成形过程为:当加热至零件热成形温度750℃时,热成形模具的体积线膨胀量对筒形件内表面施加压力,使筒体锥段发生塑性变形,实现锥段热成形;继续加热达到零件气胀温度880℃时开始向气囊通气,通气后的气囊不断膨胀,将锥筒小端推向气胀成型模具的外壁,实现对直段部分进行气胀成形。气胀成形的加压和保持时间为:0.1MPa,120s → 0.2MPa,120s → 0.5MPa,60s → 1MPa,300s → 保持1MPa压力完成对直段气胀成形,气胀成形和热成型复合成形后的筒体后段见图2。



图2 气胀成形和热成型复合成形的筒体后段
Fig.2 Part by gas bulging and hot forming

采用气胀成形和热成型复合成形工艺,对筒体后段上直段和锥段分别进行气胀成形和热成型,实现了大成形量异型锥筒件精密成形,筒体后段成形后的圆度达0.5mm。

2.3 TA12A 钛合金大尺寸筒体深度化铣技术

化铣是指将金属材料需要加工的部位暴露于化学介质中,使金属材料有控制地均匀溶解,从而获得零件所需的形状和尺寸的一种加工方法。为了准确地限定化铣部位,在零件化铣前必须进行刻形。

2.3.1 三维激光柔性刻形技术

网格结构加力筒体表面分布着纵斜交错的网格肋,网格肋与加力筒体上焊接的安装座存在相对位置关系,在化铣凸座上加工外部管路支架铆接孔和隔热屏固定孔,因此化铣前刻形对化铣肋的位置、尺寸有很大影响,在刻形过程中既要保证零件表面网格肋布局,又要确保加强肋及化铣安装座的尺寸,刻形要精准、高效、柔性。

化铣时腐蚀加工沿着防蚀层边缘下面向着金属内部方向进行,从而在防蚀层的边缘下面形成一个宽度 a

(侧蚀量) 和一个半径近似地等于铣切深度的圆弧 R , 浸蚀比(侧蚀率) F 就是侧蚀量与铣切深度的比值, 即 $F=a/R$ 或 $R=a/b$ ^[3], 见图 3。浸蚀比是化铣工艺关键参数之一, 影响化铣肋宽尺寸精度。加力筒体化铣时, 不同方向上加强肋的浸蚀比是通过试验获得的, 并在模拟件上进行验证和修订。

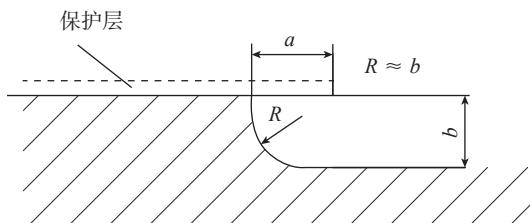


图3 化铣浸蚀比示意图

Fig.3 Schematic diagram of etching ratio in chemical milling

三维激光与数字化技术相结合, 通过零件 MBD 模型采点, 根据网格肋各方向不同的化铣浸蚀比数值, 编制激光刻形程序, 并结合实际零件形状进行轨迹补偿修正, 在零件外表面涂胶层上完成三维激光刻形。激光刻形时肋宽度是在零件化铣肋宽度尺寸上增加单向或双向侧蚀宽度 a 后确定。即双侧化铣时刻形肋宽 $L=L_1+2 \times a$, 单侧化铣时刻形肋宽 $L=L_1+a$, 其中 L_1 为设计图上肋宽尺寸, 侧蚀量 a 等于该方向肋浸蚀比与该处化铣深度乘积。图 4 是激光刻形示意图, 图 5 是化铣后试片。

2.3.2 大尺寸筒体深度化铣技术

通过化铣工艺试验研究, 获得了 TA12A 钛合金化铣工艺。然而实际零件化铣时, 仍然面临很多难题。

首先是加力筒体不同位置化铣尺寸控制。化铣槽液不同深度铣切速率不同, 大尺寸锥筒形件化铣时同一表面不同深度化铣速率存在较大差异, 影响化铣尺寸精度。为解决这一技术难题, 化铣时筒体通过转具在化铣槽液中作定时正、反向转动, 同时化铣槽液作搅拌运动, 加速化铣液向相界扩散和腐蚀产物(气泡)的剥离, 促使

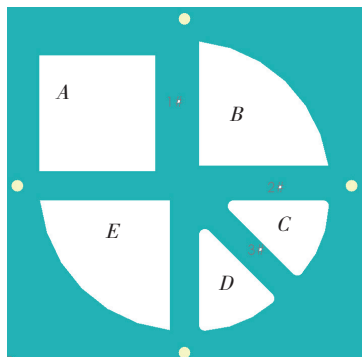


图4 激光刻形示意图

Fig.4 Schematic diagram of carving shape by laser

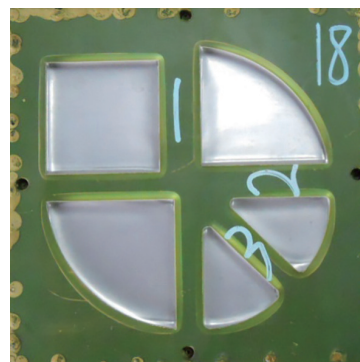


图5 化铣后未剥离胶膜的试片

Fig.5 Test piece with adhesive film after chemical milling

整个化铣槽液温度均匀, 实现筒体不同位置化铣表面与化铣液充分接触, 达到筒体全位置尽可能均匀化铣。筒体的转速、正反向转动时间、槽液搅拌速度都是通过试验确定的。目前加力筒体化铣时每隔 10~15min 调整一次转具转动方向, 筒体在化铣槽液中约 40s 转动一周, 化铣后筒体化铣肋宽尺寸公差满足 $\pm 0.5\text{mm}$ 要求。化铣尺寸控制包括化铣肋宽尺寸和化铣后壁厚尺寸控制, 化铣壁厚尺寸影响因素较复杂。目前这些工艺措施只能在一定程度上减少化铣壁厚不均匀性趋势, 要实现大尺寸、多安装座锥筒体化铣壁厚均匀性控制还需要不断探索。

其次是化铣时胶膜的翘曲和渗漏问题。网格结构加力筒体化铣深度达 5mm, 属于深度化铣, 零件在化铣槽液中浸入时间长, 保护膜翘曲和渗漏的可能性增大。一旦胶膜渗漏, 化铣液渗漏到胶膜内, 保护部位将被化铣, 即出现过铣(图 6)。加力筒体承力环上有连接作动筒的 A8、A9 安装座及发动机与飞机连接的吊挂座, 这些都是承力连接部位, 一旦这些部位出现过铣, 将降低构件连接强度。

为此, 在化铣涂胶前对筒体前段和承力环部位进行轻吹砂处理, 增加胶膜与零件表面的附着力。激光刻形时保证胶膜刻透, 避免局部胶膜未刻透, 胶膜剥离时对保护层边缘撕扯, 造成胶膜边缘松动, 在后续化铣时化

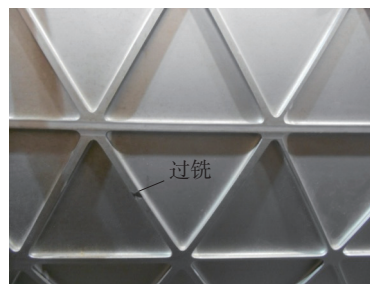


图6 化铣零件过铣示意图

Fig.6 Schematic diagram of over-milling

铣液冲刷造成剥离、翘曲。同时,化铣时每隔 20~30min 将零件取出,检测化铣零件保护膜是否完好,测量化铣表面壁厚尺寸,发现保护膜翘曲、起层、渗漏,或零件出现过铣,及时补涂保护膜。当化铣表面壁厚尺寸接近工艺要求尺寸时,检测时间缩短,根据化铣零件状况,及时调整化铣时间。

通过上述措施,有效控制了大尺寸钛合金锥筒件不同部位的化铣肋尺寸一致性,并解决了深度化铣时保护膜翘曲和渗漏难题。

3 结果分析与讨论

网格结构加力筒体采用 TA12A 钛合金新材料、化铣新工艺,增加了制造技术难度。通过开展相关研究,选择合理的工艺路线,解决了 TA12A 钛合金中厚板(6mm)的异型锥筒体复杂型面成形、精准刻形、大尺寸钛合金锥筒体深度化铣的肋宽精度控制等技术难题,实现了整体薄壁网格结构加力筒体制造。但由于技术水平制约,目前还无法实现“酒杯肋”二次化铣,同时受零件结构和板材壁厚均匀性影响,化铣后零件壁厚均匀性存在差异,零件超重较普遍。

3.1 化铣零件的壁厚均匀性

化铣加工是以零件的原始表面为基准,沿着零件表面去除余量的过程。因此,化铣零件剩余厚度的偏差由两部分构成:一是化铣加工过程中所产生的偏差。化铣时不同加工面上的铣切速率不同,导致铣切深度有了差异,尽管化铣时采取了零件定时正反向转动、化铣槽液搅动等措施,尽量减小化铣速率差异,但由于锥筒零件结构、筒体上焊接安装座对化铣液的“阻挡”,筒体不同位置化铣不均匀性仍存在,影响化铣壁厚尺寸。二是化铣前原材料壁厚偏差的影响。如果化铣前筒体壁厚不均匀,化铣后剩余壁厚也会不一致,因此化铣对板材壁厚公差及板材壁厚均匀性要求较严格。筒体化铣后壁厚不均匀,是导致零件超重的原因之一。筒体化铣前壁厚均匀性及大尺寸、多安装座锥筒体化铣壁厚均匀性控制,是整体薄壁网格结构加力筒体制造中需进一步解决的难题。

3.2 “酒杯肋”化铣

考虑到“工字梁”良好的受力状况和化铣构件的减重需求,化铣肋截面设计成“酒杯”形,如图 7 所示。而一次刻形化铣后化铣肋截面图如图 8 所示。“酒杯肋”需要进行二次化铣才能实现。要实现二次化铣,首先要在一次化铣后的筒形件上实现二次刻形。二次刻形应能保证与一次化铣后的肋侧边有很好的一致性,刻形设备应具有动态轨迹跟踪反馈功能,可以在三维曲面上自动搜索并定位刻形边缘位置,实时引导激光头实现激

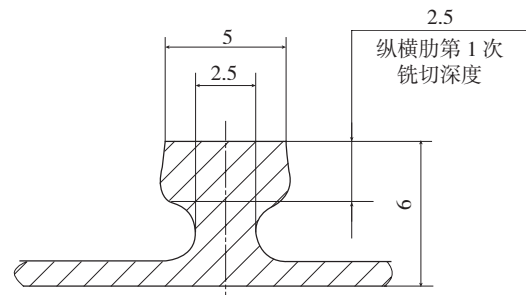


图7 化铣肋设计截面图

Fig.7 Design sectional drawing of chemical milling rib

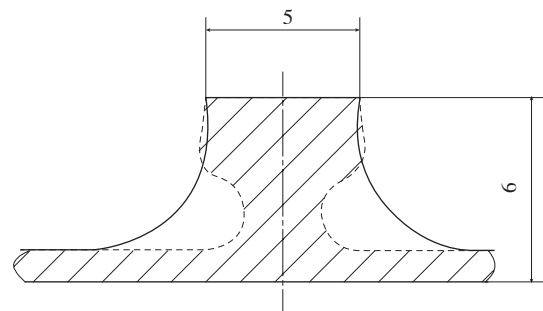


图8 化铣肋实际加工截面图

Fig.8 Actual sectional drawing of chemical milling rib

光刻形。同时二次刻形还要考虑机械、光束、轨迹等干涉问题。

4 结论

(1) 采用气胀成形和热成形复合成形工艺,实现 TA12A 钛合金中厚板(6mm)大尺寸锥筒形件复杂型面一次成形。

(2) 依据零件三维模型和试验获得的 TA12A 钛合金材料轴向、周向、斜向和安装座周边浸蚀比数值,结合三维激光数字化技术,编制三维激光刻形程序,解决 TA12A 钛合金大尺寸锥筒件网格肋精准刻形,实现化铣刻形柔性化。

(3) 采用零件在化铣槽液中定时正、反向转动等多种工艺措施,实现 TA12A 钛合金大尺寸筒形件网格肋深度化铣加工,解决化铣肋宽尺寸精度控制难题,有效避免承力部位过铣。

参考文献

- [1] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 钛合金铜合金(第4卷). 北京: 中国标准出版社, 2002.
- [2] 郝传勇, 李正林, 毛先锋. Ti-55M 高温 Ti 合金焊缝塑性的改善. 金属学报, 2001, 37(7): 709-712.
- [3] 金蕾, 李获. 钛合金化学铣切及电化学加工. 稀有金属材料与工程, 1989(2): 66-71.

(责编 叶枫)