

# 钣金成形技术在导弹弹体结构中的发展应用

## Development and Application of Metal Forming Technology to Missile Body Structure

中航工业北京航空制造工程研究所  
塑性成形技术航空科技重点实验室 邵杰 韩秀全  
数字化塑性成形技术及装备北京市重点实验室



邵杰

高级工程师,主要从事超塑成形/扩散连接技术的基础研究及工程化应用技术研究,先后承担和主要参加基金,预研,型号攻关项目多项,发表学术论文20余篇。

导弹在飞行过程中,通过付出功率驱动升力来平衡自身重量,导弹结构重量越重,消耗的功率越大,耗油量越高,而耗油量的增加将导致结构尺寸的增加,进一步产生附加重量,造成恶性循环。因此,结构轻量化是导弹总体设计中永恒不变的话题。

超塑成形/扩散连接、热蠕变成形、旋压成形等钣金成形技术在弹体结构成形、气动外形精度控制以及结构减重等方面独具优势,在弹体结构研制中有广阔的发展前景,为下一代武器装备结构设计制造提供解决思路。

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.17.052

结构重量对于导弹飞行时间和射程影响很大。有资料报道,中程导弹每减重1kg,射程可增加7~8km,远程导弹结构轻量化对于导弹总体性能的提升则更加明显。就空空导弹而言,结构减重、体积减小,除节省动力能源外,还可进一步满足机载武器内埋挂装的隐身需求,满足未来武器装备的发展需要。弹体是导弹的重要组成部分,是构成导弹外形、连接和安装弹上各分系统且能承受各种载荷的整体结构<sup>[1]</sup>。弹体的主要作用包括:①将有效载荷、动力装置、控制系统连接成为整体;②为导弹提供良好的气动外形;③承受地面

运输、操作和飞行中的各种载荷;④保护弹体内的各种装载,为他们提供必要的工作环境,保证导弹完成预定任务<sup>[2]</sup>。弹体设计中质量设计对于导弹的总体性能、制造成本和实验周期有重要影响。弹身的结构重量约占全弹总重的14%~20%,弹体结构轻量化对于整弹性能提高效果显著。作为薄壁壳体结构,弹体轻量化的主要手段一方面是选用轻质材料,另一方面是采用轻量化结构及其制造技术。

### 弹体的结构选材与制造技术

材料及先进的制造技术是导弹

结构设计的基础。先进的材料及制造工艺对于提高导弹性能至关重要。目前,弹体结构主选材料有金属材料、非金属材料 and 复合材料。金属材料中应用较多的是铝合金、镁合金、钛合金、高强度合金钢和不锈钢,国

料方向发展,许多先进的巡航导弹甚至采用全复合材料制造。2000年以后为进一步提高突防能力,巡航导弹飞行速度由亚音速向中超音速(680~1700m/s)发展,弹体和弹翼蒙皮表面温度超过300℃,铝合金及树

脂基复合材料逐渐不能满足需求,导弹弹体、燃料箱、进气道、尾翼和整流罩隔框等部件逐渐采用钛合金材料替代。钛合金材料密度约为铝合金的1.7~1.8倍,材料的“增重”需要通过轻量化结构制造技术加以平

表1 导弹结构选材及主要应用部位

类别		应用部位	
黑色金属材料	优质碳素结构钢	高压气导管、发动机机架、紧固件、充气开关壳体	
	合金结构钢	高强度钢	气瓶、冲压组合发动机壳体、发动机架、大梁等主承力构件及紧固件
		超高强度钢	固体火箭发动机、助推器壳体 and 高压气瓶
		弹簧钢	弹簧和制动件
		渗碳钢和氮化钢	陀螺、螺钉、轴垫
	不锈钢	冲压发动机的燃烧室、火焰筒等	
高温合金	飞航导弹动力装置燃烧室、尾喷管		
铝合金	变形铝合金	硬铝	骨架、蒙皮、整体舱段、安装支架
		防锈铝	推进剂贮箱、焊接结构舱体蒙皮、端框、支架、导管
		锻铝	舱体对接框、支架、端框、蒙皮、贮箱壳体
		超硬铝	蒙皮、壁板、隔框、折叠翼页片和转轴
		耐热铝合金	燃料贮箱、蒙皮、冲压发动机热扩压器
	铸造铝合金	薄壁形状复杂的中等强度铸件	
铝锂合金	蒙皮、隔框		
镁合金	变形镁合金	导弹舱体、尾翼蒙皮、壁板、仪器舱壳体	
	铸造镁合金	仪器舱、战斗舱部、尾段整体舱段	
钛合金	$\alpha$ 型钛合金	耐高温结构件,特超低温高压容器	
	$\beta$ 型钛合金	燃气发生器	
	$\alpha + \beta$ 型钛合金	固体发动机壳体、舵翼面、高压气瓶、舵轴	

内导弹中金属材料及其在弹体中的应用部位如表1所示<sup>[2]</sup>。

金属材料及结构形式的选取与导弹的飞行速度及载荷状态密切相关。以国外巡航导弹为例,20世纪70年代后期,巡航导弹为亚音速飞行,弹体结构材料以高强铝合金为主,制造工艺主要有锻造、旋压、铆接等,如表2所示<sup>[3]</sup>。美国铝业公司制造的AGM-86B巡航导弹中,弹体部分80%使用了铝合金铸件<sup>[4]</sup>;响尾蛇地空导弹仪器舱、爱国者导弹控制舱、尾舱、ASALM推力装置过渡管以及战略导弹颌下进气道也都选用了铸造铝合金。80年代开始,为满足巡航导弹远射程、全隐身、超音速等高性能和低成本要求,巡航导弹材料由金属材料向树脂基复合材

料方向发展,许多先进的巡航导弹甚至采用全复合材料制造。2000年以后为进一步提高突防能力,巡航导弹飞行速度由亚音速向中超音速(680~1700m/s)发展,弹体和弹翼蒙皮表面温度超过300℃,铝合金及树

脂基复合材料逐渐不能满足需求,导弹弹体、燃料箱、进气道、尾翼和整流罩隔框等部件逐渐采用钛合金材料替代。钛合金材料密度约为铝合金的1.7~1.8倍,材料的“增重”需要通过轻量化结构制造技术加以平

表2 国外巡航导弹弹体结构选材及主要成形工艺

序号	飞行速度	蒙皮温度	结构选材	成形工艺
1	<340m/s ( $Ma < 1$ )	<100℃	铝合金、树脂基复合材料	铸造、锻造
2	680~1020 m/s ( $Ma = 2 \sim 3$ )	200~300℃	石墨纤维 / 双马树脂基复合材料 耐热粉末铝合金	铸造铝合金 粉末冶金
3	1020~1360 m/s ( $Ma = 3 \sim 4$ )	300~370℃	钛合金 聚酯酰胺复合材料	铸件、钣金件 复材固结
4	1360~1700 m/s ( $Ma = 4 \sim 5$ )	>593℃	高温合金、高温钛合金	铸造 / 模锻件 钣金件
5	1700~2040 m/s ( $Ma = 5 \sim 6$ )	>650℃	钛铝金属间化合物、高温钛合金	铸造 / 模锻件 钣金件
6	>2380 m/s ( $Ma > 7$ )	>800℃	钛铝金属间化合物 碳化硅金属基复合材料	铸造 / 模锻件 钣金件

造导弹燃料箱、进气道和燃烧室高压外壳,但是该材料不足之处是密度太大<sup>[5]</sup>,不符合导弹弹体轻量化结构发展需求。目前,钛铝金属间化合物以及高性能低成本碳化硅金属基复合材料等及其先进制造技术逐渐引起更多关注。可以说,导弹等武器装备的发展历程牵引和带动着材料及先进制造技术的发展。

### 先进钣金成形技术在弹体中的发展应用

弹体是由弹身、气动力面(弹翼、操纵面、稳定面等)、弹上机构及一系列零、组、部件组合而成的具有良好气动外形的壳体结构,如图1所示。对于弹体的结构需求,一方面应适应导弹飞行的自然环境要求,诸如耐腐蚀、耐高温等,另一方面,要能够承受导弹使用过程中经受的静力、动力及热疲劳载荷。另外,弹身构成了

导弹飞行的主要气动面,对精度要求高。尤其导弹在高速飞行过程中,对弹体气动外形的连续性、光顺性异常敏感,气动面的表面台阶、突起物、凹陷、缝隙等型面缺陷将导致导弹气动阻力增加、升力降低,增加导弹对动力系统、操纵系统的总体要求。目前,国内导弹弹体(包括弹身以及弹翼等)主要的制造工艺,包括锻造、铸造等。

钣金成形技术是以金属板材为对象,采用一定载荷形式,诸如气胀、旋轮挤压、模具耦合、弹丸喷射等,在模具型面约束或自由状态条件下,使板材发生塑性变形从而获得所需的形状和尺寸精度的方法,尤其适用于薄壁壳体结构成形。其技术优势主要体现在:属于近净成形,加工余量小、材料利用率高。成形精度高、工装成本相对较低,工艺简单;金属板材性能优良,研制的构件在获得高结

构效率的同时兼具优良性能,因此是导弹弹体薄壁壳体类构件理想的制造技术。

#### (1) 弹身结构。

弹身是导弹弹体的重要组成部分,按照功能区分成不同的舱段,如导引舱、战斗部舱、发动机舱等。主要结构形式包括薄壁结构(蒙皮、骨架结构)、整体结构和桁架结构。不同结构形式对应的构件特点及技术优势详见表3。

国内导弹弹身结构中应用较多的结构形式是桁梁式和整体结构舱

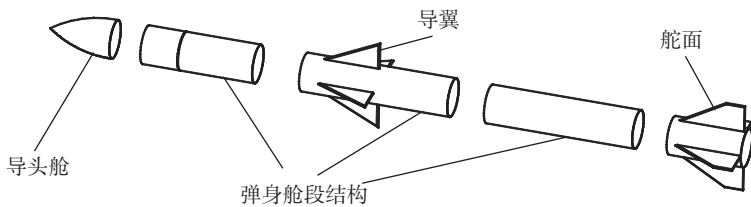
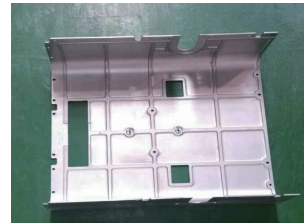


图1 防空导弹弹体分解图



(a) 筒形舱段



(b) 矩形截面舱段

图2 热蠕变成形导弹舱段类构件

表3 导弹弹身的结构形式及主要成形方式

结构类型	结构特点	特点	技术优缺点	使用范围
薄壁结构(蒙皮、骨架结构)	硬壳式	仅由蒙皮和隔框组成	优点: 构造简单、装配量少, 气动外形好, 有效容积大; 缺点: 承力弱, 不宜开大的舱口	小型导弹
	桁条式	由纵向桁条、蒙皮、隔框组成, 桁条分布较密	优点: 结构刚性较强; 缺点: 桁条传力, 不宜开大的舱口	—
	梁式	由梁、蒙皮、隔框组成	优点: 梁间开大型舱口; 缺点: 蒙皮承力弱	—
	桁梁式	介于桁条式与梁式中间, 由蒙皮、桁条、梁和隔框组成	优点: 便于开大型舱口、承力好; 缺点: 结构重量较重	大型导弹
整体结构	机械加工结构	厚壁管材机械加工	优点: 强度、刚度好, 结构整体性好, 装配工作量少, 外形精度高; 缺点: 受加工条件限制, 主要用于直径较小的弹体	空空导弹 反坦克导弹 小型地空导弹
	焊接结构	化铣/机加变厚度板滚弯焊接	优点: 工艺过程简单, 适用于内型复杂弹身的整体成形; 缺点: 外形精度不易保障	中等直径战术导弹
	铸造结构	铸造	优点: 结构整体性好; 缺点: 材料利用率低, 热处理及加工后因内应力产生变形	中等直径战术导弹
	旋压结构	内旋压舱 外旋压舱	优点: 整体性好、结构刚度大、气动性能好, 工装适用性强;	固体发动机外壳

段。桁梁式舱段在大型导弹应用较多,焊接整体式舱段在空空导弹、空空导弹等中小型导弹中应用较多。图2(a)中航工业制造所(625所)为国内某型导弹研制的弹身舱段整体焊接结构,板材通过展开料加工、滚弯、母线对接焊缝焊接、热蠕变胀形等工序加工,已形成批产。图2(b)为中航工业制造所针对国内另一中型导弹研制需求,采用化铣与热蠕变成形工艺相结合的方式,成形出的内部带有纵横交叉桁架结构形式的Ti-6Al-4V钛合金矩形舱段,在兼顾结构轻量化的同时保障了舱段的系统刚度需求。

超塑成形/扩散连接(SPF/DB)技术是利用金属板材在特定条件下,兼具超塑性及扩散连接性的特点,在一次或者多次热循环中制造出外形复杂、内部为空间桁架支撑的刚性构件,适用于多层薄壁结构的整体成形。SPF/DB技术最广泛的应用是替代传统蒙皮、隔框焊接/铆接两层结构形式实现构件的整体成形,消除孔、螺栓、铆钉和焊缝,极大地减少零件和工装数量,具备如下技术优势:

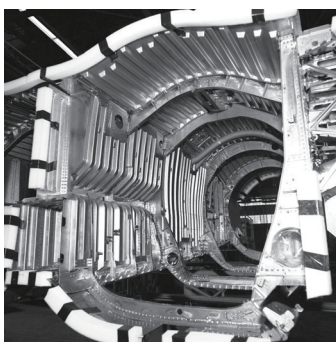


图3 超塑成形/扩散连接舱段类构件

结构整体性更强,重量降低且无装配工作量,制造周期缩短;构件外形精度由模具型面保证,无残余应力小,冷却变形小,型面精度高。美国沃特公司在超声速战术导弹(STM)发展规划中,采用胀管工艺与SPF/DB组合工艺成功地将直径为36.2 mm的Ti-6Al-4V管子制成了具有导流板的埋入式进气口和整体式内部涵道超声速导弹舱体结构,制造费用降低50%以上,同时采用该工艺成功制得直径为152 mm,长为457 mm带有双层内管道钛合金进气道的圆筒形弹体。图3为美国的F-15战斗机飞机舱段,与弹体舱段结构类似,原结构为蒙皮、骨架式结构,采用了SPF/DB结构后,仅发动机舱减少紧固件几千个,机身减重10%,降低成本25%。

#### (2)翼面结构。

导弹的翼面是指各种空气动力面,如弹翼、安定面(尾翼、反安定面)、操纵面(舵面、副翼等),是导弹弹体的重要组成部分。弹翼的主要结构形式与弹身类似,有蒙皮、骨架

属薄板经塑性变形而成,桁架的最小壁厚可控制在1mm以内,采用其他技术手段难以实现,因此,SPF/DB技术在结构减重方面有无可比拟的技术优势;此外,SPF/DB技术适应面广,不仅适用于常规Ti-6Al-4V合金材料,同样适用于TNW700、Ti<sub>2</sub>AlNb高温钛合金、镍基高温合金、钛铝金属间化合物等不同材料。成形翼面构件可在500℃~850℃高温飞行环境下短时、使用,满足不同飞行马赫数导弹弹体结构需求,如图5所示。

同时,SPF/DB技术本身还具有:①设计自由度大,设计者可根据构件实际承载情况,针对性的进行弹翼结构设计,以不同的承载要求。尤其是可根据弹翼实际需求进行重量以及质心的调整;②SPF/DB技术可与激光焊、电子束焊等焊接技术相结合,突破板材幅面与设备平台尺寸限制,不仅能够成形出外形尺寸<100mm的小型弹翼,还可成形出外形尺寸>2500mm甚至更大型的导弹弹翼,满足超音速巡航等大型导弹弹体结构研制需求;图5为中航

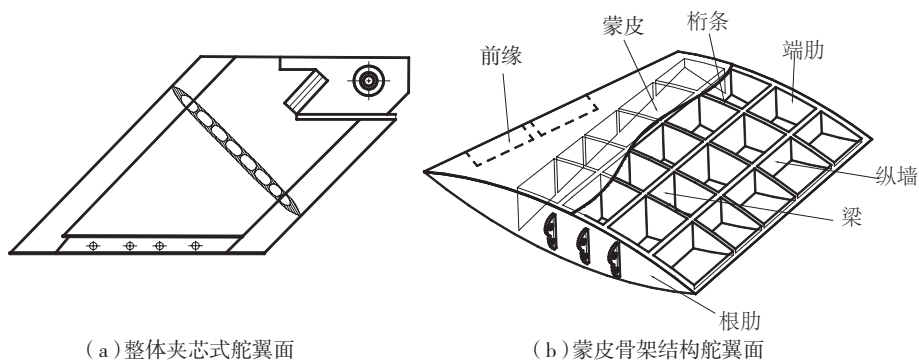


图4 典型导弹舵翼面结构形式

式结构、整体结构、夹层结构等,其中以蒙皮骨架式居多<sup>[6]</sup>,如图4所示。

将SPF/DB技术应用于导弹翼面主承力结构研制,兼顾翼面结构的连接与承载特性,是SPF/DB技术发展应用的一项进步。首先,从结构特征上,SPF/DB结构属于整体结构,空间桁架与蒙皮共同承力,结构强、刚度好;其次,SPF/DB结构空间桁架为金

工业制造所针对不同导弹背景需求,开发出的外形尺寸从150~2500mm不同尺寸规格的导弹舵翼面产品,与蒙皮骨架结构相比,可实现结构减重20%~50%,目前部分产品已进入工程化应用阶段。③SPF/DB技术不仅可用于固定式导弹舵翼面结构研制,可实现折叠弹翼的运动机构预埋,满足新型武器装备结构隐身及内埋装

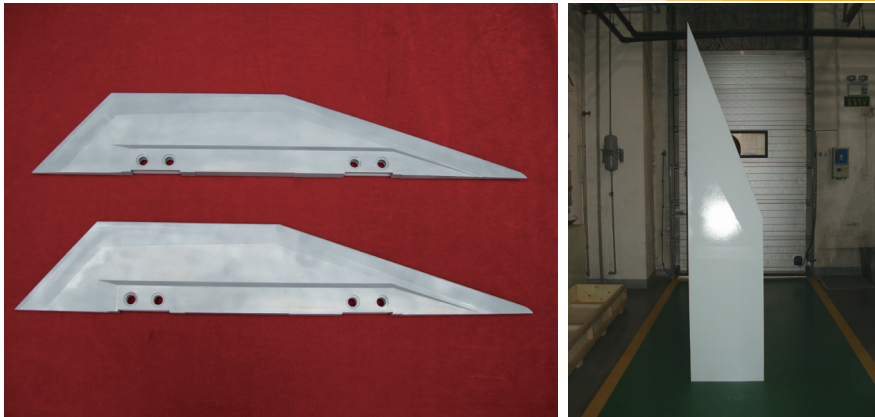


图5 SPF/DB弹翼结构及实物

配需求<sup>[7]</sup>。

(3) 贮箱与充压容器类结构。

贮箱与充压容器在弹体上占有的长度和空间大,对全弹的布局、结构、性能有重大影响。贮箱作为弹体的一个舱段,参与形成弹体外形,因此对成形精度要求较高。贮箱包括筒段和箱底几个部分。筒段通常采用环形锻件机加或者整块/分块板材滚弯对焊而成,与内部布置的纵、横加筋元件通过铆钉装配。箱底采用落压加旋压成形。2008年以来,625所国内首次采用超塑成形技术研制出容量从几十毫升到几百升不同容积的航天器燃料贮箱,与传统锻件机加结构相比,型面精度高,材料利用率提高50%以上,较之落压加旋压成形工艺简单,周期短、精度高。

气瓶为充压容器,用来储存高压气体,为导弹提供气体能源,常见气

瓶的形状有球形、圆柱形和环形。通常采用旋压成形,具有逐点成形、旋压压力小,材料利用率高,制品性能显著提高等优点,可成形不同尺寸规格的筒形、锥形零件。国外采用旋压成形技术研制的导弹典型结构件如表4所示。其中,欧洲阿里安5、日本H-2A和H-2B等运载火箭的贮箱采用整体旋压成形工艺;美国民兵洲际导弹筒形壳体采用强力旋



图6 导弹壳体及气瓶类构件

表4 国外采用旋压技术成形的导弹弹体零件

序号	产品应用	材料	特点
1	宇宙神洲际导弹球形气瓶	Ti-6Al-4V	与锻造加工相比成本降低25%~35%
2	欧洲阿里安5、日本H-2A和H-2B等运载火箭的贮箱	Ti-6Al-4V	—
3	日本H-2B火箭燃料箱箱底	Ti-6Al-4V	直径5.2m
4	运载火箭推进器容器封头	Ti-15V-3Cr-3Sn-3Al	直径1.9m
5	钛合金高压容器	Ti-6Al-4V	材料利用率提高40%
6	美国民兵洲际导弹固体发动机壳体	Ti-6Al-4V	直径3m、高1mm,减重30%
7	大力神固体火箭发动机壳体	Ti-6Al-4V	—
8	黄铜骑士导弹扩压器	Ti-6Al-4V	—
9	北斗星导弹发动机壳体	Ti-6Al-4V	—
10	C-1发动机喷管延伸裙	钕合金-钛合金	—

压工艺,壳体直径3m、高1mm;日本H-2B火箭燃料箱箱底直径为5.2m,是目前世界上最大的旋压成形导弹箱底。除气瓶外,导弹筒体、裙部、椭球封头、球形气瓶、发动机喷管、抛物面等同样适合采用旋压成形技术。图6为中航工业制造所采用旋压成形技术研制的导弹气瓶以及部分壳体零件。除铝合金、钛合金外,在高温合金、金属间化合物、高温钛合金等耐高温、难变形材料和复杂内部结构的特种旋压方面也开展了大量研究,为新一代高超声速导弹等武器装备发展奠定基础。

综上所述,金属超塑成形/扩散连接、热蠕变成形、旋压成形等钣金成形技术在弹体结构成形、气动外形精度控制以及结构减重等方面独具优势,在弹体结构研制中有广阔的发展前景。尤其不同钣金成形技术的组合应用以及集成工艺创新,可在原有基础上进一步满足弹体结构减重、

提高综合性能的要求,为下一代武器装备结构制造提供解决思路。

## 钣金成形技术在弹体结构中发展应用的趋势

导弹等武器装备性能要求的不断提升,推动着弹体结构材料及其先进制造技术的快速发展。钣金成形技术在导弹弹体结构中的进一步扩大应用需重视并开展如下工作:

(1) 弹体轻量化是材料轻量化与结构轻量化综合作用的结果。合理选材,并在材料基础上开展先进成形技术研究,将工艺结构设计理念向前引入产品总体设计阶段,向后延伸至典型结构性能验证阶段,从结构设计—制造—测试全环闭合,才能真正意义上实现弹体结构重量与效益的最大化;

(2) 重点开展导弹舱段、进气道等复杂薄壁构件整体成形技术研究,通过 SPF/DB、SPF/DB+ 焊接组合工艺技术,突破原材料幅面及成形设备平台尺寸限制,解决大型、超大型整体结构件成形技术难题,充分发挥 SPF/DB 结构刚性大、重量轻、整体性强的技术优势,为大型弹体轻量化结构设计制造提供解决思路;

(3) 深入开展高温合金、高温钛合金、金属间化合物等高强度、高模量、耐高温、耐腐蚀材料及其先进钣金成形技术研究,拓展材料体系,实现工程应用,满足未来高超声速武器装备的发展需要;

(4) 同步开展弹翼、舱段等主承力钣金成形构件质量检测与性能评估技术研究,建立相应的工艺结构设计准则及性能测试、考核评估标准,为钣金成形技术在导弹弹体结构中的工程化应用奠定基础。

## 参考文献

[1] 黄晓燕,刘波.先进树脂基复合材料在巡航导弹与战机中的应用工艺与材料.飞机导弹,2011(8):87-92.

[2] 余旭东,葛金玉,段德高,等.导弹现代结构设计.北京:国防工业出版社,2007.

[3] 邱惠中,江辉.国外巡航导弹用材料及工艺.宇航材料及工艺,1998(4):9-14.

[4] 葛鹏,赵永庆,周廉.从导弹战斗部用钛合金的研究看材料的开发.材料导报,2003,17(12):26-30.

[5] 曹运红.铸造技术在飞航导弹上的应用.飞航导弹,1996(4):49-56.

[6] 朱文海.导弹弹体结构材料的分析研究.系统工程与电子技术,1992(11):73-79.

[7] 肖军,苏力宏.空射导弹弹体用树脂基复合材料的应用和进展.航空兵器,2001(5):35-38.

(责编 叶枫)

(上接第 51 页)

consolidated titanium-aluminium laminates. TMS Annual Meeting, Vol.1, TMS2008-137th Annual Meeting and Exhibition Supplemental Proceedings: Materials Processing and Properties,vs, 2008: 417-422.

[19] John Obielodan, Brent Stucker. A fabrication methodology for dual-material engineering structures using ultrasonic additive manufacturing. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014(70): 277-284.

[20] LI Dezhi, Rupert C Soar. Plastic flow and work hardening of Al alloy matrices during ultrasonic consolidation fibre embedding process. Materials Science and Engineering A, 2008 (498):421-429.

[21] Yang Y, Janaki Ram G D, Stucker B E. Bond formation and fiber embedment during ultrasonic consolidation. Journal of Materials Processing Technology, 2009(209): 4915 - 4924.

[22] Daavari M, Sadough Vanini S A. Corrosion fatigue enhancement of welded steel pipes by ultrasonic impact treatment. Materials Letters, 2015(139): 462-466.

[23] LI Guodong, LI Zhouxin, LI Hui, et al. Development of an Er-doped Mg-Zn-Al solder by ultrasonic treatment and its joint property. Materials Letters, 2014(136): 59-62.

[24] Sougata Roy, John W Fisher, Ben T Yen. Fatigue resistance of welded details enhanced by ultrasonic impact treatment(UIT). International Journal of Fatigue, 2003(25): 1239-1247.

[25] LIU Yang, WANG Dongpo, DENG Caiyan, et al. Influence of re-ultrasonic impact treatment on fatigue behaviors of S690QL welded joint. International Journal of Fatigue, 2014(66):

155-160.

[26] YANG Xinjun, LING Xiang, ZHOU Jianxin. Optimization of the fatigue resistance of AISi304 stainless steel by ultrasonic impact treatment. International Journal of Fatigue, 2014(61): 28-38.

[27] Marteau J, Bigerelle M, Mazeran P E, et al. Relation between roughness and processing conditions of AISi 316L stainless steel treated by ultrasonic shot peening. Tribology International, 2015, 82: 319-329.

[28] Marteau J, Bigerelle M. Relation between surface hardening and roughness induced by ultrasonic shot peening. Tribology International, 2015, 83: 105-113.

[29] YIN Fei, HUA Lin, WANG Xiaoming, et al. Numerical modeling and experimental approach for surface morphology evaluation during ultrasonic shot peening. Computational Materials Science, 2014(92): 28-35.

[30] Badreddine J, Remy S, Micoulaud Mt, et al. CAD based model of ultrasonic shot peening for complex industrial parts. Advances in Engineering Software, 2014(76): 31-42.

[31] Al-Hassani S T S, Duncan J L, Johnson W. On the parameters of the magnetic forming process. Journal of Mechanical Engineering Science, 1974, 16(1):1-9.

[32] ZHANG T, WANG D P, WANG Y, et al. Surface alloying method of ultrasonic shot peening on iron surface. Applied Surface Science, 2013 (265): 671-676.

[33] 尹丹青, 王东坡, 刘哲. Q235 钢和 16Mn 钢接头超长寿命疲劳行为及疲劳寿命设计. 天津大学学报, 2009, 42(6): 513-517.

[34] Rasoli M A, Abdullah A, Farzin M. Influence of ultrasonic vibrations on tube spinning process. Journal of Materials Processing Technology, 2012(212): 1443-1452.

[35] 王哲. 超声旋压材料流变规律及机理研究. 中南大学, 2012.

[36] 何霞辉. 超声旋压装置设计与研究. 中南大学, 2012.

[37] 杨飞. 超声旋压工具头的结构设计及谐振性能研究. 中南大学, 2013.

[38] 卜佳南, 张旭, 李新和. 超声旋压变幅器的设计与分析. 中国机械工程, 2014, (25)15: 2004-2008.

[39] 侯红亮, 余肖放, 王耀奇. 国内旋压设备及其相关技术的发展与现状. 锻压设备与制造技术, 2009(12):16-19.

(责编 叶枫)