

整体机翼壁板喷丸加工延展量预测与控制研究综述

张 炜¹, 史靠军¹, 章珈彬², 徐 刚¹, 杨 辉¹

(1. 航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司, 西安 710089;

2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

[摘要] 喷丸延展问题一直是困扰大型整体机翼壁板精确成形的关键问题,仅考虑喷丸成形、强化工艺很难准确预测延展量并控制其发展,从板坯加工工艺、加工环境、喷丸工艺等角度综合分析了影响延展量精度控制的因素,并总结了关于喷丸延展预测、板坯展开的研究方法,为解决喷丸成形尺寸延展波动问题提供了系统的技术指导和理论参考,对于整体机翼壁板成形效率和精度的提高具有重要意义。

关键词: 整体壁板; 喷丸加工; 延展量; 板坯展开; 变形控制

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.20.014



张 炜

研究员级高工,主要从事喷丸技术研究,参与了国内多个重要型号关键技术攻关,解决了多项制约我国先进飞机喷丸成形及强化的瓶颈技术难题。

整体机翼壁板作为现代飞机重要的承载件之一,其高度集成化、一体化的尺寸结构在提高飞机气动性

能方面具有明显优势,但也给其制造、加工技术带来了新的挑战,传统的闸压、滚弯及拉形已经无法满足其性能需求。喷丸成形作为目前大型铝合金整体机翼壁板成形首选的加工方法,由于其柔性加工性能突出,结合现代先进数字化技术和设计工艺,可以实现较大范围曲率的成形,同时受喷样件表面产生的塑性应变层可以大幅提高疲劳抗力,抑制裂纹源的产生和扩展,因此奠定了其在飞机大型部件制造领域的重要地位。

由于喷丸成形工艺固有的特性,整体机翼壁板在经喷丸成形及强化后,其展向、弦向方向均会产生一定大小的延展,特别是喷丸工艺参数影响因素较多,受加工环境温度影响较大,后期校形更是增加了这种成形质量的不稳定性,如长度为10m量级的壁板展向所产生的延展量可达十几毫米,严重影响了壁板零件的装配精度和交付周期。随着ARJ21、

AG600、C919等大飞机研制的相继成功,壁板长度不断增加,双曲率及超临界复杂特征的不断涌现,延展问题变得更为突出。

关于延展变形的控制,国内航空类制造企业尝试通过板坯展开和机加工去除等方式进行补偿修正,而延展预测主要以工程经验为主,可控性、准确性较差,无法反馈到壁板板坯展开建模,形成可靠的迭代回路,纠正变形误差,且延展变形还会影响壁板成形曲率,需要反复矫形^[1],无法满足大批量生产的交付要求。因此,亟待针对整体机翼壁板加工过程中延展变形量的精确计算与板坯补偿修正等技术难题展开专项讨论和研究,促进大型飞机翼精益制造和新机研制的进程。

喷丸延展机理分析

1 喷丸延展理论模型

飞机壁板在喷丸加工前,通常需

要进行立式装夹,截取壁板纵截面进行分析,如图1所示,当样件表面经喷丸击打后,会形成厚度为 Δt 的塑性应变层,导致壁板表层材料受压,底层弹性材料处于张力状态,且应力层深度一般大于 h_p ,诱导应力 σ_{ind} 随厚度增加先增大后减小,呈近似余弦函数曲线分布;当去除夹具后,由于 σ_{ind} 处于不平衡状态,通过上凸曲率变形重新达到平衡,此时板料内部应力趋于平衡,即残余应力 σ_{res} 。

根据 Homer 的研究,建立了关于喷丸成形的分步解析方程,将平衡状态下最终残余应力场 σ_{res} 分成3个部分^[2]:

$$\sigma_{res} = \sigma_{ind} + \sigma_{axial} + \sigma_{bend} \quad (1)$$

式中, σ_{axial} 为去掉夹具以后发生拉伸延展的轴向应力; σ_{bend} 是关于弯曲变形的弯曲应力; σ_{axial} 、 σ_{bend} 分别沿厚度方向进行积分,即为产生延展和上凸变形的轴向力 F 和弯矩 M 。

2 延展变形影响因素分析

从前文分析可知,由于轴向拉应力的存在,延展误差是不可避免的,受多种因素的影响。

2.1 机加工影响分析

在喷丸成形前,为了使壁板满足一定初始尺寸要求,毛坯板料需进行轧制、预拉伸、机加等多道工序加工。Gariépy 等^[3]指出,经不同热处理和

轧制加工的材料其厚度方向初始应力存在明显,且一定厚度的拉应力对于喷丸壁板延展影响较大;对于铝合金样件,预拉伸量提高到85%时,对消除毛坯的淬火残余应力具有明显效果,而喷丸前一道工序产生的残余应力如果无法进行有效控制,可能会作为影响喷丸成形的初始应力不断积累,作为除喷丸工艺以外的内部因素影响加工精度^[4];为获得整体壁板口框、薄壁、接头、减轻孔等特征结构,还需进行机加工,其中切削力、摩擦力和切削热是影响回弹和挤压变形的重要因素,据文献^[5]记载,铝合金零件机加工后残余应力层深度在400~500 μm ,由于壁板整体刚度降低,切削后残余应力、热应力会使得板料产生翘曲、延展变形。因此,在传统切削研究的基础上开展残余应力的测量与模拟研究,建立以试验为基础的等效模拟技术,预测不同切削工艺对喷丸加工前初始应力场的影响规律,对于喷丸延展影响因素分析及预测具有重要意义。

2.2 喷丸工艺参数影响分析

延展量是气压值、弹丸质流量、预应力载荷、弹丸尺寸、样件进给速度等多个喷丸工艺参数综合作用的结果,由于工艺误差存在一定大小的非线性,导致弹丸击打样件表面后,产生的弹坑及残余压应力并非完全

均匀一致^[6],弹丸与弹丸间相互作用均会影响局部成形效果,随着该累计效应叠加,加工范围扩大,延展量值存在较大波动性。有研究表明,喷丸强度主要和冲击速度以及弹丸大小有关,冲击动能越大,延展变形越明显^[1]。但目前喷丸参数设计方面的研究仍然主要集中在喷丸参数所对应的变形作用本身这一较为单一的目标上,且成形曲率和延展量两者关系相互耦合,存在密切联系,延展变形还可以一定程度上矫正球面变形,增大成形曲率范围。

成形方法的不同也会造成延展量存在完全不同的变化趋势,自 Kopp 首次提出双面喷丸成形的概念以来,如图2所示,发现上下表面不同的喷丸强度会造成等效塑性应变值产生明显差异,当下表面延展量大于上表面时,板料会出现下凹的曲率外形^[7]。

2.3 加工环境影响分析

考虑到壁板展向方向尺寸较大,弹性模量受温度变化影响较大,以2024-T351铝合金为例,对于15m长的整体壁板板坯,环境温度升高10 $^{\circ}\text{C}$ 时,板坯延展量可达3.48mm。喷丸虽然属于冷加工工艺,据文献^[8]记载,喷丸加工过程中,温度并非完全不变,实际加工过程中,金属样件表面温升可达5 $^{\circ}\text{C}$,无论是喷丸加

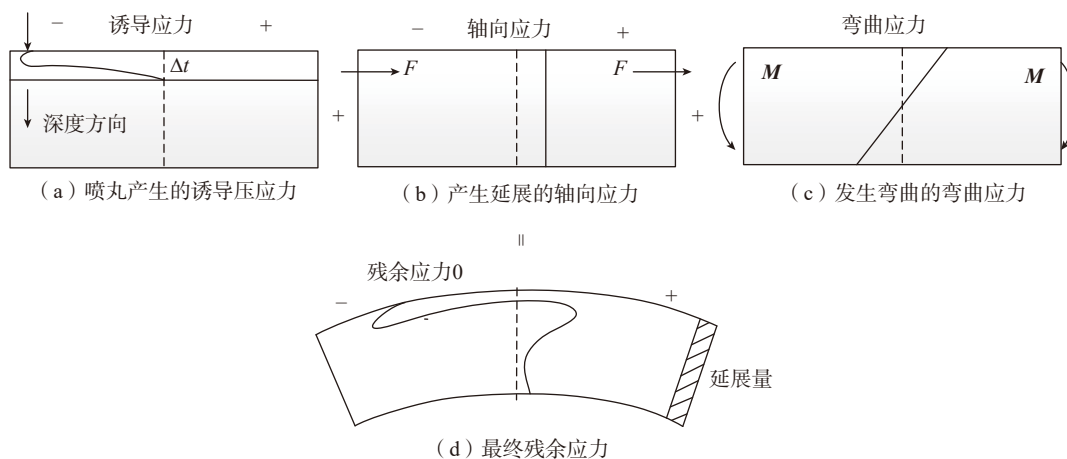


图1 喷丸过程中不同应力分布对成形的影响

Fig.1 Effect of different stress distribution on shot peening forming process

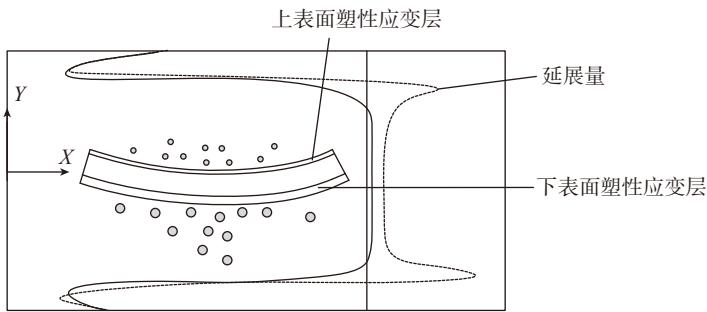


图2 双面喷丸延展变形
Fig.2 Elongation of double-sided shot peening

工前还是喷丸加工后,其加工周期内季节或温差的变化引起的延展量也是着重需要考虑的因素。

综上所述,延展量无论是和初始应力、喷丸工艺参数还是壁板变形本身都有着密切联系,喷丸延展机理的研究将会是预测延展变形和控制其发展的一项重要研究内容。如何更好实现喷丸成形延展预测对于整体机翼壁板板坯补偿修正及精确成形有着重要意义,目前关于喷丸延展预测研究主要以单因素研究为主,如喷丸成形工艺参数设计、板坯设计等,需要对各个因素进行综合分析,采用系统化研究方法将喷丸加工前各道工序的影响和加工环境、喷丸工艺参数等内容进行相互关联,并结合误差控制方法最大程度上提高整体机翼壁板成形精度和效率。

整体机翼壁板延展预测方法

1 解析计算

基于前文可知,展向延展采用力学指标表达为长度方向应变大小,假设沿翼展方向的应变为 $\Delta\epsilon$,塑性变形层深度为 h ,塑形变形层面积为 A_s ,单位截面的残余应力层面积为 A_s ,壁板截面之间的单位长度 L ,则延展量 $\Delta\epsilon$ 可以表示成: $\Sigma LA_s \sigma_s / A_s E$,其中 σ_s 代表诱导应力值大小, E 为弹性模量^[9]。

Zhang 等^[10]认为,延展量及成形曲率的获得主要是与弹坑直径和位置分布有关,而弹坑的形成主要和

弹丸流量、气压值、样件进给速度等喷丸工艺参数有关,通过建立凹坑产生的应力和力矩平衡公式,即可计算不同喷丸工艺参数组合下延展量大小,还可以通过半解析-半试验的方法,基于 Avrami 覆盖率计算模型,以覆盖率为中间变量,建立延展量和工艺参数的关系,其中覆盖率 C 可以表示为^[11]:

$$C = 1 - \exp(-\pi d^2 N) \quad (2)$$

式中, d 代表弹坑直径, N 代表单位靶材面积内弹坑个数,通过试验测得延展量数据,即可建立对应喷丸工艺参数的关系。

类似的,也可以利用诱导应力为中间变量,建立延展量预测的计算公式^[12],壁板截面尺寸如图3所示,其中 Δt 代表塑性应变层厚度, t 为壁板厚度。延展量与切削应力(初始应力) σ_c 、弹性模量 E 和壁板各个截面间距 A ,存在以下关系:

$$\Delta\epsilon = \sum \frac{2\Delta t \sigma_c A}{tE} \quad (3)$$

2 数值模拟方法

2.1 应力场加载数值模型

应力场法喷丸成形数值模拟是通过数值模拟获得的喷丸诱导应力以初始应力的形式引入代表工件的有限元壳单元中,利用隐式求解获得最终变形形状。而诱导应力的获取一般以多弹丸撞击模拟结果所得,通常需要对靶材约束及网格进行处理,如设置对称约束,边界无限网格进行简化处理和减小应力反射。对于弹丸的设置从一开始阵列式弹丸逐步发展为随机弹丸进行动力学建模,具体模拟流程如图4所示。应力场模型的添加,可以很大程度上缩小延展量数值仿真预测结果和试验测量结果的差异^[13-14]。

2.2 等效热载荷法

如果大量的弹丸不断高速地冲击靶材表面,由冲击形成的塑性区域面积累积到一定大小时,靶材表面便会渐渐生成一个塑性应变层。一般认为,每个塑性变形区之间的重叠并不多,并将各个离散撞击的效果认为是叠加的、互相独立作用。这个时候,一定数量的离散冲击可以被看作是同时作用于靶材,而且冲击作用叠加

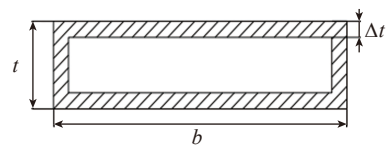


图3 喷丸加工壁板截面
Fig.3 Panel section of shot peening

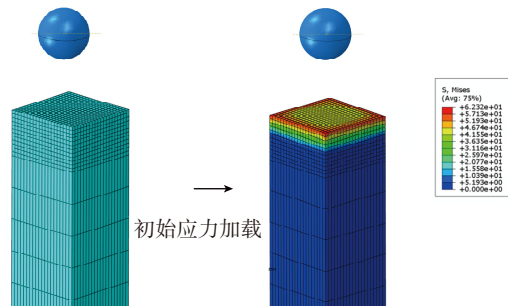


图4 应力场等效模拟流程
Fig.4 Flow chart of equivalent stress simulation

效应的宏观效果可以被一个等效的塑性变形层反映出来。从单弹丸撞击模拟的经验可以得出,范围性的多弹丸冲击和单个冲击所产生的塑性层的深度差距很小,所以等效塑性层的深度主要由单个弹丸的打击效果决定。

由于喷丸成形产生的剧烈塑性层具有一定厚度,在截面方向可以将板料近似处理成两种材料的组合体,等效热载荷法的主要原理是通过喷丸塑性应变层预先设定厚度、热膨胀系数,在一定温度条件下,塑性应变层产生热应变,导致整体板料发生变形,而该变形过程和喷丸成形量相对应^[15-16],如图5所示。等效热载荷模拟喷丸成形可以按两种方式进行,第1种是将两种材料分别设置不同的热膨胀系数,沿厚度方向施加相同温度载荷;第2种是设置相同的热膨胀系数,加载不同的温度载荷。

2.3 等效面内挤压法

面内挤压法也是将板料分为上下两层,在被喷层厚方向的上下表面分别加载挤压力,使该层产生周向延展变形,带动弹性层发生变形,从而实现与喷丸成形相同效果^[17],该方法和等效热载荷方法类似,均为间接模拟方法,其优点是对于均匀喷丸可以减小计算量,但是其载荷大小应和沿厚度方向分布的应力场需进行同步规划,才能达到相同的目标成形尺寸。

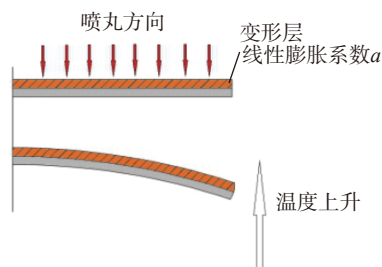


图5 喷丸变形和板料受热变形示意图
Fig.5 Schematic diagram of shot peening deformation and sheet metal thermal deformation

2.4 压应力载荷等效加载

由于弹丸冲击成形实际是材料受挤压后多个弹丸积累的效应,而将弹丸冲击等效成压力载荷的形式进行加载,可以大幅减小计算量,这是由于一个冲击过程计算步不但需要计算靶材的塑性变形、应力释放,还需要模拟弹丸的回复运动,因此计算成本较高,如图6所示,可以发现,单个弹坑冲击后靶材深度方向残余应力分布规律和等效压力载荷产生的残余应力分布规律类似。通过对一定数量弹丸冲击过程产生的应力分布用等效压力载荷进行加载,即可快速模拟喷丸成形及延展。

3 试验检测

由于整体机翼壁板尺寸较大、弹性变化明显,传统的手动测量方法存在很大误差,目前主要采用激光测量^[18]、三坐标测量^[19]、应变片测量等方法进行延展量测量。

激光测量首先需要确定标定点的坐标值,然后在无约束状态下,对比板坯数模,得到数控加工延展变形量;三坐标测量法与激光测量方法类似,只是激光测量属于非接触式测量,而三坐标测量属于接触式测量;应变片测量需要充分考虑测试点的保护、测点分布等问题,这主要是为了控制误差。

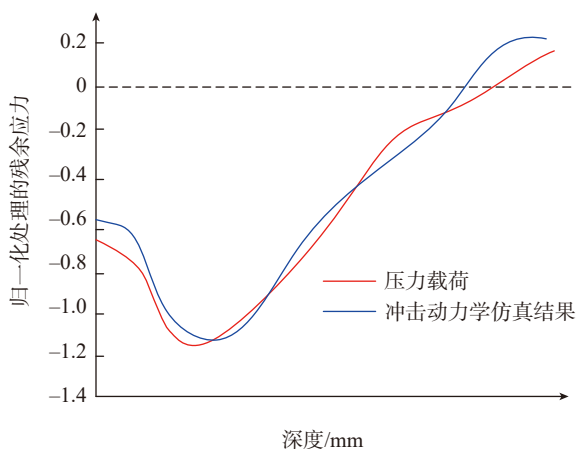


图6 压力载荷等效加载和弹丸冲击动力学模拟结果比较
Fig.6 Comparison of equivalent pressure load result and dynamic impact of shots result

整体机翼壁板延展变形控制技术

1 板坯模型展开

在喷丸加工前,需要对整体机翼壁板进行模型分析,提取其几何结构的特征信息,依据整体壁板外形曲面数据进行展开,得到整体壁板展开后的外形边界和内部基准轴线、基准孔等结构几何要素,进而进行板坯数控加工。

在喷丸加工后,板坯的展开精度对大型机翼整体壁板满足装配公差要求有重要影响,有关整体壁板板坯的展开方法主要有:假设厚度不变,最小曲面差量协调展开法^[20]、曲面映射特征分解法、蒙皮曲面几何模拟法^[21]、映射重建建模法等^[22]。针对不同壁板产品数据,外形目标曲率,采用不同展开方法。

1.1 复杂双曲率壁板快速展开

整体壁板的制造精度要求高,展开长度约20m的整体壁板,由于轧制、铣削等加工通常会造成2~3mm的制造误差,无论采用何种曲面展开方法,都容易出现展开误差过大的情况,导致最终建立的展开工艺模型超差。为有效控制外形曲面的展开精度,展开前后应进行展开误差检测和必要的曲面优化处理。CATIA软件

提供的多种曲面处理功能,包括多截面曲面、网格曲面以及通过点云构造曲面等,都可以用于壁板外形曲面的优化。

1.2 变厚度整体壁板的精确展开

构造变厚度壁板蒙皮板坯的传统方法是手工在内型面上取大量点,逐个测量各点处壁板蒙皮的厚度值,然后基于这些厚度值在外形展开面上拟合内型面,进而构造出蒙皮板坯。上述过程操作繁琐、工作强度大,且构造的内型面精度有限。采用编程手段,以指定的密度提取壁板蒙皮内型面上的点位,形成内型面点云;然后自动测量各点位处壁板蒙皮的厚度并映射到外形展开面上,可有效提高壁板蒙皮的展开效率和精度。编程过程中,可根据展开精度要求设定点位的提取密度。

1.3 壁板成形延展的补偿

根据整体壁板喷丸加工过程中延展量值的大小,对壁板板坯展开工艺数模进行补偿修正。结合试验测量收集的延展变形数据和数值仿真结果,整体壁板的延展变形补偿环节可分为延展变形数据的初步处理、实际补偿量的数据拟合和整体壁板展开板坯补偿修正建模等步骤。需要强调的是,补偿壁板延展时应充分考虑装配工艺过程,优先保证壁板各基准线、面和口框、加强筋等关键特征结构的精度。

2 机加工变形控制

由于整体机翼壁板尺寸较大,结构复杂且厚度不均匀,因此当材料去除量差异较大时,容易产生应力释放不均匀等问题,特别是对于铝合金平面板坯,容易发生翘曲,从而影响下一道喷丸工序。对于翘曲量不超过5mm的情况,可通过超声波喷丸校形补偿解决,但对于翘曲量超过5mm的变形,需要调整铣削加工方法,从源头进行控制。

针对以上问题,采用等高线加工布局、应力槽释放、对称加工等方法可

以有效减小机加工变形。所谓等高线加工布局即刀具路径均在同一高度内等余量进行切削,遇到实体或曲面时,下降一个高度进行切削;应力槽释放是指在铣削后直角特征处开设一条细槽来减小应力集中,保证材料残余应力分布的均匀性;而对称加工是针对传统顺序加工方法而言的,通过加工顺序对称布局,使得机加工后应力均匀,有利于变形量的控制。

3 喷丸工艺参数优化

喷丸成形精度主要是由喷丸工艺参数决定的,主要包括弹丸流量、喷丸气压、喷嘴直径、样件进给速度等,而通过喷丸气压值调整弹丸冲击速度,可以最大程度影响喷丸强度,通过Almen试片基础试验,可以直观、精确地获得成形量对各个喷丸工艺参数的响应值;此外,通过改变喷丸方式(单面喷丸、双面喷丸、预应力喷丸)、喷丸路径、覆盖率、喷丸条带宽度等,可以获得复杂的成形曲率。通过结合优化模型,设计最优工艺参数组合及路径规划,对于成形精度的控制和成形效率的提高都是十分有必要的,比如多项式曲线拟合、灰度关联、主成分分析、神经网络、遗传算法等,并最终用于对喷丸参数或变形的预测。

虽然函数、人工神经网络等技术一定程度上可以实现喷丸参数或变形量的预测,但由于数学函数一般仅能反映各个参数的响应灵敏度,不能揭示喷丸成形机理,而人工神经网络的优化方法在隐式传递函数和权值赋予上具有优势,在输入层和输出层显式层面或超出试验数据范畴时并不准确,仍然需要依靠试验数据进行拟合。基于此,在进行喷丸工艺参数优化之前,需进行喷丸成形的机理研究,获得整体壁板在任意点曲率、厚度与喷丸变形相关的物理量,建立关于不同喷丸工艺参数组合优化、成形尺寸相关联的系统化理论模型和工具,根据喷丸变形量和基础试验中获得的材料变形对喷丸参数的响应规

律,利用喷丸参数设计工具最终完成喷丸参数的设计。

结论

目前,国内南京航空航天大学、西北工业大学和航空工业西飞正在就壁板喷丸成形延展量的计算及补偿技术开展相关研究工作,并首次采用应变片对C919机翼壁板的延展量进行跟踪测量,取得了一定进展。喷丸延展问题的探讨和解决是未来整体机翼壁板制造关键,需要考虑材料本身物理属性、加工环境、工艺参数等多个因素的影响,建立一套系统化、集成化的设计体系,对各道次工序工艺参数设计、数值模拟精度、板坯展开方法等多个方面展开进一步深入研究。

参考文献

- [1] 鲁世红,朱一枫,刘朝训,等.高能超声波喷丸成形与校形技术研究进展[J].航空制造技术,2013,53(11):45-47.
- [2] LU Shihong, ZHU Yifeng, LIU Zhaoxun, et al. Research progress of high energy ultrasonic peening forming and sizing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 53(11): 45-47.
- [3] HOMER S E, LUCHENE R D. Aircraft wing skin contouring by shot peening[J]. Journal of Materials Shaping Technology, 1991, 9(2): 89-101.
- [4] GARIÉPY A, LAROSE S, PERRON C, et al. On the effect of the orientation of sheet rolling direction in shot peen forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2013, 213(6): 926-938.
- [5] 董辉跃.航空整体结构件加工过程的数值仿真[D].杭州:浙江大学,2004.
- [6] DONG Huiyue. Numerical simulation of machining process of aerospace monolithic components[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2004.
- [7] 陈日曜.金属切削原理[M].第2版.北京:机械工业出版社,2012.
- [8] CHEN Riyao. Metal cutting principle[M]. 2nd ed. Beijing: China Machine Press, 2012.
- [9] XIE L C, JIANG C H, LU W J, et al. Effect of stress peening on surface layer characteristics of (TiB+TiC)/Ti-6Al-4V composite[J]. Materials and Design, 2012, 33(1): 64-68.
- [10] KOPP R, SCHULZ J. Optimising the

double-sided simultaneous shot peen forming[M]// Shot peening. Weinheim, FRG: Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2006: 227-233.

[8] 刘鹏安, 张怀智, 黄鹏波, 等. 弹药表面喷砂除锈理论与试验研究[J]. 表面技术, 2015, 44(2): 129-133.

LIU Peng'an, ZHANG Huaizhi, HUANG Pengbo, et al. Theoretical and experimental research on sand-blasting for rust removal from ammunition surface[J]. Surface Technology, 2015, 44(2): 129-133.

[9] 彭艳敏, 陈金平, 杨亮, 等. 大型飞机整体壁板喷丸成形延展变形分析[J]. 航空制造技术, 2017, 57(9): 97-100, 105.

PENG Yanmin, CHEN Jinping, YANG Liang, et al. Study on elongation after shot peen forming for integral panel of large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 57(9): 97-100, 105.

[10] ZHANG X J, WANG T, WANG J P, et al. Analytical modeling of shot peen forming process using cross-sectional linear indentation coverage method[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2017, 133: 838-845.

[11] 王永军, 何俊杰, 肖旭东, 等. 大型机翼整体壁板喷丸延展量数值模拟[J]. 锻压技术, 2016, 41(8): 63-69.

WANG Yongjun, HE Junjie, XIAO Xudong, et al. Numerical simulation on elongation of large integral wing panel after shot peening[J]. Forging & Stamping Technology, 2016, 41(8): 63-69.

[12] 肖旭东. 弹丸喷丸应力场建模与条带喷丸整体变形模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.

XIAO Xudong. Modelling of shot peening stresses and simulation of integral deformation

of strip peen forming[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.

[13] 孟庆帅, 汪舟, 甘进, 等. 喷丸强化改善点式移动感应淬火 42CrMo 钢残余应力数值模拟分析[J]. 表面技术, 2018, 47(9): 12-20.

MENG Qingshuai, WANG Zhou, GAN Jin, et al. Numerical simulation analysis of shot peening for residual stress improvement of spot continual induction hardened 42CrMo steel[J]. Surface Technology, 2018, 47(9): 12-20.

[14] ZHANG J B, LU S H, ZHANG T, et al. An analytical model to study of potential effects on component elongation in shot peening[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 97(9-12): 3299-3310.

[15] LEVERS A, PRIOR A. Finite element analysis of shot peening[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1998, 80: 304-308.

[16] WANG T, PLATTS M J, LEVERS A. A process model for shot peen forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 172(2): 159-162.

[17] GRASTY L V, ANDREW C. Shot peen forming sheet metal: Finite element prediction of deformed shape[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 1996, 210(4): 361-366.

[18] 石成英, 林辉, 姜勤波, 等. 激光非接触式三坐标测量系统的几何参数标定方法[J]. 激光杂志, 2005(1): 73-75.

SHI Chengying, LIN Hui, JIANG Qinbo, et al. The calibration method of geometrical parameters for the laser non-contact

3D-coordinate measuring system[J]. Laser Journal, 2005(1): 73-75.

[19] 黄桂平, 钦桂勤. 大尺寸三坐标测量方法与系统[J]. 宇航计测技术, 2007, 27(4): 15-19.

HUANG Guiping, QIN Guiqin. Measurement methods of the large scale 3D coordinate and its system[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2007, 27(4): 15-19.

[20] 张贤杰, 裴广勇, 王俊彪. 基于UG的飞机整体壁板类零件数字化展开[J]. 航空制造技术, 2003, 43(2): 57-60.

ZHANG Xianjie, PEI Guangyong, WANG Junbiao. UG-based digital development of aircraft integral panel parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2003, 43(2): 57-60.

[21] 王炯, 李东升, 李小强. 整体壁板蒙皮曲面几何展开方法研究[J]. 塑性工程学报, 2006, 13(6): 57-60.

WANG Jiong, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang. Research on geometric development method of integral panel skin surface[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2006, 13(6): 57-60.

[22] 张贤杰, 王关峰, 王俊彪. 基于特征映射的超临界机翼整体壁板快速建模技术研究[J]. 机械科学与技术, 2006, 25(10): 1209-1211.

ZHANG Xianjie, WANG Guanfeng, WANG Junbiao. Rapid modeling of a supercritical airfoil's integral wing plane panels based on feature mapping[J]. Mechanical Science and Technology, 2006, 25(10): 1209-1211.

通讯作者: 杨辉, 工程师, 研究方向为喷丸加工, E-mail:12121372@bjtu.edu.cn.

Overview of Research on Elongation Prediction and Control Technology for Shot Peening of Integral Wing Panel

ZHANG Wei¹, SHI Kaojun¹, ZHANG Jiabin², XU Gang¹, YANG Hui¹

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

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Shot peening is a key problem that puzzles the precise forming of large integral wing panels. It is difficult to predict and control the development of elongation only considering shot peening forming and strengthening. This paper analyses the factors that affecting the precision control of shot peening elongation from the aspects of slab processing technology, processing environment and shot peening technology comprehensively, and summarizes the research method on shot peening extension prediction and slab development. These research methods provide systematic technical guidance and theoretical reference for solving the fluctuation of shot peening forming dimension extension, and is of great significance for improving the forming efficiency and accuracy of integral wing panels.

Keywords: Integral panel; Shot peening; Elongation; Rough spread modeling; Deformation control

(责编 一元)