

大型复杂壁板构件塑性成形技术 研究与应用进展*

李 勇,李东升,李小强

(北京航空航天大学机械工程及自动化学院,北京 100191)

[摘要] 塑性成形技术是实现航空航天用大型薄壁构件精确成形制造的主要支撑技术,新一代轻量化高性能航空装备中的壁板类零件向着整体高精度化、轻质高性能化、复杂薄壁化等方向不断发展,也推动着相应的塑性成形技术的不断革新。对薄壁构件典型塑性成形技术(主要包括拉伸成形、喷丸成形、蠕变时效成形以及超塑成形/扩散连接技术)的现有研究成果与应用、未来发展需求与难点进行梳理与综述,试图为航空航天用大型复杂薄壁构件塑性成形技术未来发展的研究与工程应用方向提供参考与借鉴。

关键词: 大型复杂壁板; 轻质合金; 塑性成形; 成形机理; 航空航天应用

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.036



李 勇

工学博士,副教授,毕业于英国帝国理工学院,研究方向为轻量化材料加工成形工艺开发与应用、先进轻质合金微宏观特征表征、多尺度材料本构建模等。

面向新一代航空航天装备在轻量化、高性能、长寿命、低成本方面的重大需求,占总机结构重量超过30%的壁板类构件,如机身、机翼蒙皮/壁板、复杂空心多层结构壁板等,也向着整体高精度化、轻质高性能化等方向发展,推动着相应的金属材料及其塑性成形制造技术的发展与革新。

从新结构角度而言,传统的蒙皮构件逐渐被整体带筋壁板替代、组合式铆接/螺接结构向一体化结构转变、整体多层空心加强轻量化结构均是目前的发展应用趋势;另外,随着飞行器气动性能要求的不断提升,壁板构件形状也趋于复杂化,比如翼身融合概念带来的复杂形状壁板要求^[1]。结构的复杂化与整体化对相应的成形制造技术提出了更为严格的高要求。从材料角度,钛合金由于其优异的轻质高性能特性以及与复合材料良好的兼容性,在航空航天装

备中的用量逐年增长^[2];另外新一代铝锂合金表现出优于传统航空航天用2系及7系铝合金的高性能低密度特性,在新一代航空航天装备中也有着广泛的应用潜力与需求。这些新材料的应用也推动着现有塑性成形技术的新发展。

自航空工业发展以来,塑性成形技术一直是航空航天用薄壁构件成形制造的主要工艺。为满足航空航天薄壁件大尺寸、高精度、高性能等方面的特殊要求,一些专用或通用的塑性成形技术在近几十年中相继被研究、开发并应用于工程实践,包括适于大型蒙皮的拉伸成形技术、适于大型复杂蒙皮/壁板的喷丸成形和蠕变时效成形技术,以及适于复杂多层空心构件的超塑成形/扩散连接技术等。而随着新结构与新材料发展与应用需求,这些成形技术也面临着新的挑战,吸引了国内外学者大量

* 基金项目:广东省基础与应用基础研究基金(2019A1515110851)。

的关注与研究。

因此,本文将对复杂薄壁构件典型塑性成形技术的现有研究成果与应用以及未来发展需求与难点进行梳理与综述,主要包括拉伸成形、喷丸成形、蠕变时效成形以及超塑成形/扩散连接技术,以期为大型复杂薄壁构件塑性成形技术未来发展的研究与工程应用方向提供参考与借鉴。

拉伸成形技术

拉伸成形(拉形)技术是航空用大型蒙皮壁板最为传统的一种成形方法,具有装备要求简单、模具工装成本低、工艺效率高等优点,广泛应用于各类铝合金机身蒙皮的成形制造^[3],其工艺流程如图1所示^[4],主要包括预拉伸、包覆成型与补拉定型3个阶段。作为一种较为成熟的工艺方法,拉伸成形技术目前在模具工装、工艺设计等方面均有了较为系统的研究,有效支撑了相关应用。

在模具工装方面,柔性多点模具的引入,实现了单个模具对不同型面的适应性,大大缓解了传统模具修模困难、需求量大、工期长等缺点,已逐渐成为拉形工艺的主流模具。针对多点模具构成的非连续包络型面可能引起蒙皮件凸包等问题,国内外学者通过研究在模具和蒙皮件之间引入不同材料、不同厚度的衬垫对蒙皮件应力集中及形状的影响,积累了大量的数据与经验,有效地指导了满足形状及表面精度要求的蒙皮件成形制造^[5-7]。另外,由于多点模具型面的可调节性,Li等^[8]提出了分阶段实时型面调节的新方法,旨在缓解起皱现象,降低成形回弹量。同时,在工艺参数设计与优化方面,相关材料与工艺仿真模型的构建与验证为拉形工艺参数设计、回弹预测、型面补偿等提供了有效的指导,实现了多类材料(2系、7系铝合金等)拉形工艺在飞机蒙皮件中的应用^[5,9-10]。在此

基础上,北京航空航天大学研究团队^[11]构建了一套针对钣金拉形工艺的数字化仿真与应用系统,实现了对拉形工艺材料、模具及工艺参数的一体化设计制造。

随着新一代高性能轻量化飞行器对复杂整体蒙皮结构、轻质金属新材料等方面的需求,传统拉形工艺也面临着新的挑战与发展,包括针对复杂蒙皮件的拉形新工艺以及针对以第3代铝锂合金为代表的新材料的拉形制造等。

1 复杂铝合金蒙皮拉形新工艺

新一代航空航天装备在气动性及功能性等方面越来越高的要求使得相应的蒙皮件也趋于复杂化,包括多变曲率型面甚至凹凸曲率并存的复杂型面需求。对于具有复杂变曲率型面的蒙皮件,受限于铝合金较低的成形极限,无法实现一道次拉形制造,因此发展了多道次拉形技术,在不改变材料成形极限的前提下,实现复杂蒙皮件的有效拉形制造,其典型应用如图2(a)所示^[12]。而对于凹凸曲率复杂蒙皮件,单纯的拉形技术已无法满足成形需求,拉形与其他工艺(如模压、渐进成形等)复合的新工艺开发成为研究新趋势,如图2(b)所示^[13]。

多道次拉形工艺可实现复杂型面拉形,但其工艺复杂度也随之增加,带来了道次数量与轨迹规划以及

精准回弹预测等方面的新问题。

(1)道次数量及中间曲面规划的难题。O'DONNELL^[14]等基于有限元仿真技术提出了预先设定道次条件下的多道次拉形轨迹规划方法,验证了多道次拉形对于复杂蒙皮件成形的有效性。He等^[15]将应变分布准则与有限元技术结合,提出了针对复杂蒙皮件多道次拉形的道次数及道次轨迹规划方法,实现了某复杂蒙皮件的拉形制造。但上述研究仅考虑道次规划以避免成形失效的产生,对其工艺特性及回弹精度等方面没有深入研究。

(2)材料与工艺仿真及精确回弹预测的难题。在多道次加载情况下,材料本身特性(屈服、强化等)将随之变化,对其后续变形及回弹将产生不可忽略的影响^[16],但相关的机理、定性定量影响关系、材料与仿真模型的研究还较为缺乏,无法有效支撑复杂蒙皮件多道次拉形工艺的精确预测及模具设计,制约了相关应用。

因此,综合考虑成形极限与回弹特性的多道次轨迹规划技术以及循环加载条件下材料回弹特性表征建模是实现多道次精确拉形预测与应用需要攻克的关键难题。同时,鉴于复杂蒙皮件多道次拉形工艺在方法模型、工艺及模具设计等方面的复杂性,开发相应的多道次数字化辅助设

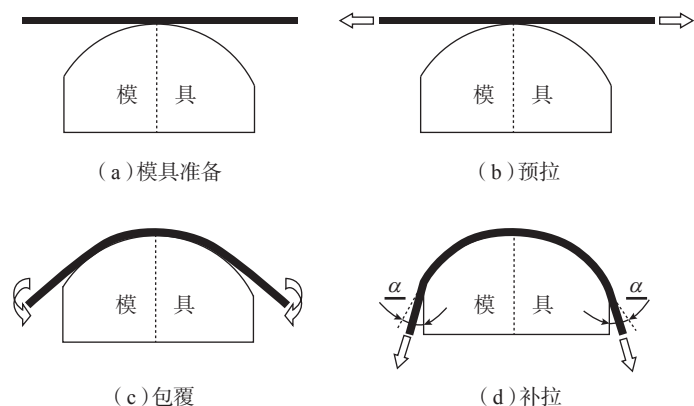


图1 拉形工艺流程示意图

Fig.1 Schematic showing stretch forming process

计与优化系统是解决并推动拉形工艺在航空航天用复杂蒙皮件中应用的有效途径。

拉形+模压/充液成形、拉形+渐近成形等复合新工艺可在传统拉形蒙皮基础上,实现局部复杂曲面成形,可有效解决同时具备凹凸曲率复杂蒙皮件的成形难题。近年来已有部分研究对相关复合工艺进行了报道,通过典型件试制论证了工艺可行性^[13,17],然而由于新工艺带来了不同变形形式的复合,大大加刷了新工艺变形机理及规律的研究难度,在一定程度上限制了其快速推广与应用。

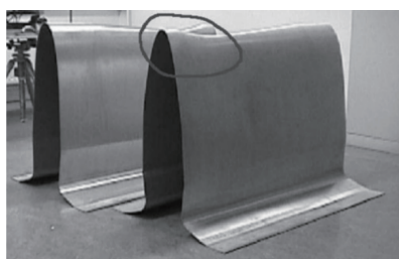
因此后续研究需要重点开展拉形与不同工艺复合的变形机理与规律量化分析研究,实现其成形过程中变形及回弹的精确预测与控制,探索其在复杂蒙皮件成形中的通用性应用。

2 铝锂合金蒙皮拉形技术

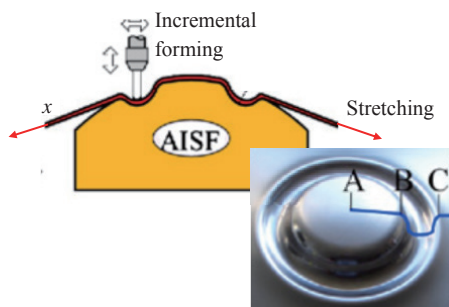
近年来发展的新型铝锂合金可实现构件10%~20%的减重,在新一代飞行器的蒙皮壁板中有着广泛应用需求,美铝公司已完成了铝锂合金机身壁板件的验证开发,如图3所示。相应的铝锂合金蒙皮拉形技术也吸引了较多关注。在新一代铝锂合金,如AA2918、Al-Li-S4等的单

曲率、双曲率蒙皮拉伸成形工艺参数及回弹特性影响方面均有一些研究报道^[18],初步验证了拉形工艺应用的可行性。

然而铝锂合金中活泼锂元素的加入,也导致了其区别于传统2系、7系铝合金的热处理微观组织及宏观性能演变特性。阳凌^[19]研究了新型铝锂合金单向拉伸过程中极易出现的表面“桔皮”、“滑移线”等缺陷情况,将其原因归结为材料内部晶粒尺寸的不均匀性(10~100 μm)。此现象在实际拉形过程中材料内部复杂平面应力状态下可能更为显著,因此实现铝锂合金晶粒均匀细化预处理对其高质量拉形工艺极为关键。同时,受析出相(δ')和织构影响,新一代铝锂合金依然存在一定的各向异性,直接影响其双曲率、复杂蒙皮件拉形后的回弹特性,但相关的精确材料及工艺模型研究目前还较为缺乏。另外,大量研究表明,应变引入的位错将大大加速新型铝锂合金时效强化主要析出相 $T_1(\text{Al}_{12}\text{CuLi})$ 的形核及生长,导致材料提前进入过时效状态^[20],因此铝锂合金拉形工艺中引入的塑性变形将对其后续的时效强化产生直接影响。现有研究大多考虑不同初始状态如T3和T8下,铝锂合金壁板拉形工艺成形特性与极限^[21],但对于成形后的材料时效强化性能这一航空构件关键指标的相关研究还鲜有报道。



(a) 多道次拉形技术获得的复杂型面蒙皮件



(b) 拉形+渐近成形复合工艺示意及获得的凹凸变化曲率复杂蒙皮件

图2 复杂型面蒙皮件

Fig.2 Complex-shaped panels

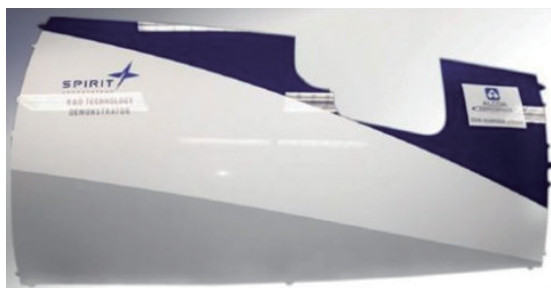


图3 美铝公司与Spirit System联合开发的铝锂合金双曲率机身壁板验证件

Fig.3 A demonstration doubly-curved Al-Li panel from a part of fuselage manufactured by the collaboration from Alcoa and Spirit System

喷丸成形技术

喷丸技术是一种广泛应用的传统表面处理工艺,通过高速弹丸轰击具备可延展性的金属表面,处理后的表面将产生塑性应变和压缩残余应力,如图4所示,可有效改善金属部件的拉伸性能与疲劳性能^[22]。喷丸成形技术是喷丸表面处理的一种衍生形式,通过喷丸产生的塑性应变来成形薄壁类零件。由于其低成本、操作灵活等特点,自1940年发明以

来,已广泛应用于航空航天大型壁板件的成形及校形,比如中国航空制造技术研究院利用喷丸技术成形的ARJ21机翼蒙皮(图5)^[23]。经过近几十年的发展,在传统的基于固体弹丸喷丸成形技术基础上,发展了多种基于激光、超声等特种能场或水等柔性介质的新型喷丸成形技术。

1 传统喷丸成形技术

传统喷丸成形技术通过金属等固体弹丸快速轰击壁板表面获得塑性变形以及表面压缩残余应力,属于一种无模冷加工工艺。近几十年来,

国内外研究人员对喷丸成形技术中各类关键工艺参数,比如弹丸大小、分布、速度、能量等对变形、表面质量及残余应力分布的影响开展了大量的试验与仿真研究^[24-26],基本掌握了相关工艺特性,在机翼等较为简单形状的大型构件中获得应用。由于固体弹丸冲击作用,成形后构件表面可能由于局部塑性变形而引入较高的粗糙度,因而成形后可能需要进行额外的表面加工处理^[26]。同时,由于金属弹丸能量有限,其轰击参数达到一定程度后,相应的影响深度、强度

及覆盖率均将达到饱和状态^[22],限制了该工艺可成形的最大壁板厚度和变形量。针对此局限性,Kopp等^[27]开发了双面喷丸成形技术,在壁板双面同时进行喷丸,通过对不同面喷丸强度的控制与配合,增大其成形极限,其工艺原理如图6(a)所示。Brandel等^[28]提出的预应力喷丸技术,对成形板料加载初始应力后进行喷丸成形,如图6(b)所示,也可有效增加喷丸成形影响厚度及变形量,在一些复杂形状壁板以及带筋壁板成形中获得了有效的应用,比如以色列Galaxy飞机的带筋整体机翼壁板^[29]。另外,为缓解传统固体弹丸喷丸强度与覆盖率饱和值较低,可成形材料厚度与变形程度受限的问题,使用激光、超声等高能量冲击手段替代传统弹丸的新型喷丸技术得到了越来越多的关注,相关技术将于下一节进行详述。

传统喷丸技术虽然流程与设备要求简单,但由于成形过程中大量弹丸同时作用,工艺参数众多,精度控制相对复杂。传统试验方法以及简单受力状态下的理论计算方法可应用于指导机翼、机身等形状较为简单的构件的喷丸成形工艺设计。然而对于复杂形状而言,试验方法获得数据量有限,无法有效指导高精度成形工艺设计,需要建立相应的仿真分析模型,以研究与预测成形过程中材料变形回弹以及内部应力,甚至微观晶粒演变^[30],指导满足复杂形状精确成形控制的工艺设计。有限元是目前广泛使用的仿真分析方法,但由于

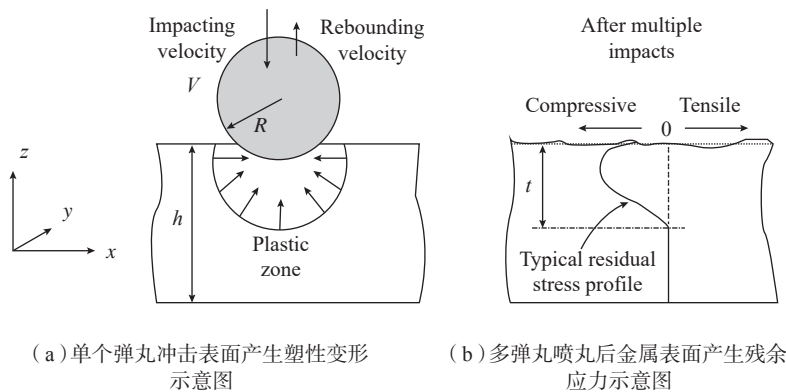


图4 喷丸成形示意图

Fig.4 Schematic showing shot peen forming

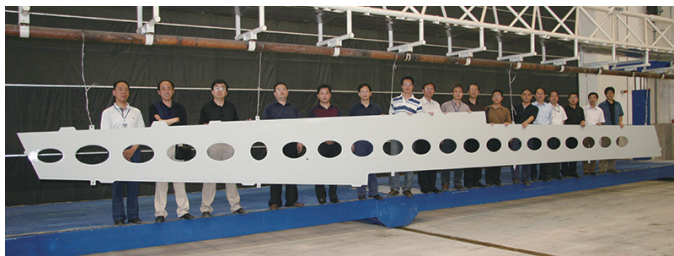


图5 利用传统喷丸工艺成形的ARJ21机翼蒙皮件

Fig.5 A wing panel for ARJ21 manufactured by conventional shot peen forming process

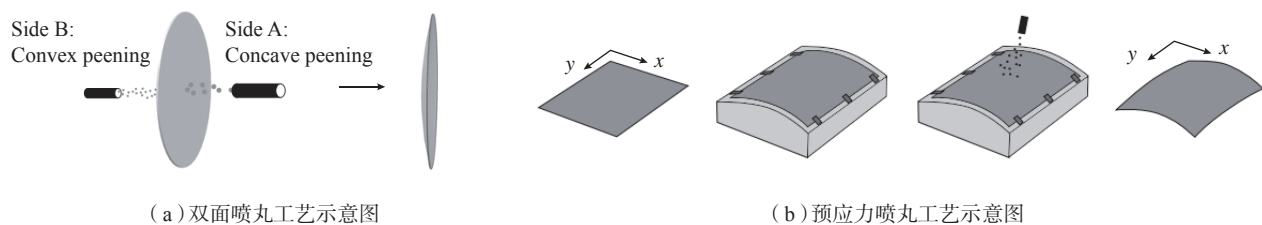


图6 喷丸工艺示意图

Fig.6 Schematic showing shot peen forming process

实际过程中喷丸分布与冲击处于无规律状态,对完全真实状态下的有限元仿真模型构建提出了极大的挑战。Meguid 等^[31]基于单个弹丸冲击对材料变形、应力及强化的影响,构建相关单元的仿真模型,以此推算整体弹丸作用下的成形状态。但此种方式与实际冲击状态有较大差距,影响了仿真精度及稳定性。将实际喷丸过程等效为分布式冲击,利用随机分布或正态分布^[32]等方式近似模拟实际成形过程是目前较为通用的一种模拟方法,可以兼顾仿真精度与效率。但现有仿真模型预测与试验结果依然存在较大差距,如何构建与实际喷丸过程尽量接近或等同的高效率高精度仿真模型是喷丸技术的未来发展方向之一。另外目前仿真分析多针对变形与应力方面的预测,对喷丸技术中可能引起的表面质量状况的模拟预测技术还有待发展。

2 新型喷丸成形技术

区别于传统固体喷丸技术,新型喷丸技术使用了其高密度能量的冲击原理,以实现更大变形量的成形,同时改善传统喷丸技术表面粗糙的局限性。目前研究且应用较多的包括激光喷丸、超声喷丸及水喷丸技术。

(1) 激光喷丸成形技术。激光喷丸成形技术通过高能量激光束冲击金属表面,形成远高于传统喷丸技术的冲击强度,从而获得更大的影响深度及变形量,同时对金属表面粗糙度影响也较小^[33]。现有研究表明,激光冲击可获得的最大影响深度超过传统喷丸技术的 10 倍,进一步提升了成形件抗拉与疲劳强度,可达到的最大变形量为传统喷丸技术的 3~6 倍^[33-34],同时还可保持较好的表面质量,在复杂形状、带筋壁板等复杂构件成形方面具备较大的优势。但相对昂贵的激光设备以及对加工环境、辅助设备的特殊要求也大大加剧了成形成本,目前还无法取代传统

喷丸技术在大型构件成形方面的地位。激光喷丸技术在中小型构件成形方面已有大量研究与一些应用出现^[23],成为传统喷丸成形的一种有效辅助手段。未来低成本化激光发射设备的发展将有效推动激光喷丸技术在大型件成形方面的应用。另外,激光喷丸技术较传统喷丸具备更好的控制与操作性,因而相关仿真分析技术的发展,对复杂构件精确成形设计与优化尤为重要。

(2) 超声喷丸成形技术。与激光喷丸技术原理类似,超声喷丸成形技术通过高频超声波传递能量至金属表面产生高能量冲击,可达到甚至超过激光喷丸技术获得的影响强度与深度^[35]。冯淦等^[36]研究表明超声冲击产生的大塑性变形还可以在构件表面形成细晶层,晶粒尺度可达到纳米级,可有效提升其表面硬度与质量。与激光喷丸技术相比,超声喷丸设备相对成本较低,适于复杂形状构件成形。但其成形辅助设备较激光喷丸与传统喷丸技术更为复杂,一定程度上加大了成形设备复杂度,相关应用尚处于研究开发阶段。另外,针对超声冲击原理特性的仿真分析技术也亟待进一步研究与突破。

(3) 水喷丸成形技术。水喷丸成形技术是利用高压水或者气穴无弹丸喷丸冲击金属表面来获得塑性变形及表面残余应力的一种新型喷丸技术,衍生自高压水喷丸表面处理及高压水切割工艺^[37]。利用柔性水介质替代传统固体弹丸,有效地提升了成形柔性,同时较传统喷丸技术具备更大的喷丸强度与覆盖率。同时由于水介质来源广泛、成本及能耗低、回收性能好,解决了新型喷丸技术带来的高成本问题,具备较为广泛的应用潜力。由于水介质的非固态特性,其冲击参数控制对成形特性影响极为明显,较小的强度可能导致成形不充分;强度过大,又接近高压水切割,容易对零件造成损伤,因此其

相应的工艺参数影响与控制极为关键,但相关的研究目前鲜见,无法提供系统有效的工艺设计指导^[38]。同时,由于水对金属具备一定的腐蚀性,对耐腐蚀性能弱的金属成形受限,且对成形后材料的耐腐蚀性能可能也有一定影响,相关研究目前还处于空白,限制了其在航空航天构件中的应用。另外,利用油等其他非腐蚀性液体替代水可改善此局限性,但相关研究亦处于初步阶段^[39]。

蠕变时效成形技术

蠕变时效成形是由 Holman 等^[40]于 20 世纪 80 年代提出的一种专门针对航空航天用铝合金大型壁板的成形技术,通过在时效温度下弹性加载产生的蠕变变形来成形变形量较小的大型构件,成形过程中人工时效同时进行,可实现航空航天构件的一体化高精度成形与成性,目前已在空客的系列机型中(包括 A320、A350、A380 等)应用于机翼壁板的生产制造(图 7)^[41]。其工艺路径较为简单,如图 8 所示,主要包括 3 个阶段:板料加载、升温并保持一定时间进行蠕变时效、降温及卸载回弹。

蠕变时效成形是一种同时成形及成性的技术,因此其形状与性能的预测及控制极为关键。在成形方面,由于蠕变时效过程中仅有部分弹性变形转化为蠕变变形,因此成形后回弹非常明显(回弹率可能达到 80% 以上),相关的变形及回弹分析研究直接决定成形件精度。近 20 年来,国内外学者对各类可热处理铝合金的蠕变特性开展了大量研究,大部分铝合金在蠕变时效成形阶段呈现传统的两阶段特性(初始蠕变及稳态蠕变阶段),相关微观影响机理解释为位错初始增殖及后续回复平衡演变^[42-43]。近年来 Li 等^[20]研究表明,新一代铝锂合金呈现出较为特殊的 5 阶段“双初始阶段蠕变特性”,由位错、析出及溶质原子共同作用。在成

性方面,时效过程引起的材料强化是主要关注点。传统无应力状态下铝合金时效过程微观变量及宏观性能的演变有着大量较为成熟的研究成果,基于此,相关学者重点研究了应力加载/预应力加载状态对铝合金时效析出过程的影响,研究表明应力加载产生的蠕变塑性变形引入的位错可加速析出相的成核及生长,使得峰值强度时间提前。同时,弹性范围内的应力加载对峰值强度也可能带来一定程度的削弱效果,但影响较小^[44]。

蠕变时效技术涉及到形状和性能的同时控制,因此相关模拟仿真技术极为重要,在此方面,英国帝国理工学院、北京航空航天大学、航空工业制造院及中南大学等均开展了大量的研究,有效支撑了以机翼壁板为代表的相关工业应用^[45]。Lin等^[46]首次将Kowalewski等^[47]提出的蠕变模型及Shercliff等^[48]提出的时效强化模型进行整合与创新,提出了综合考虑蠕变时效过程中变形及强

化性能演变的一体化本构模型,应用于7系列铝合金的蠕变时效成形预测。Zhan等^[49]在此基础上,将特定微观变量引入本构模型,构建了综合考虑微、宏观因素的蠕变时效变形及强化模型,相关模型在2系及7系合金中均有所应用。Li等^[50]针对铝锂合金特殊的蠕变时效特性,构建了综合考虑位错、析出及溶质原子影响的微宏观跨尺度蠕变时效模型,并进一步拓展实现了其对于各系列可热处理铝合金蠕变时效特性的有效预测与应用。基于开发的材料模型进行有限元仿真模型构建与分析,是实现蠕变时效工艺设计与优化的有效手段,目前已实现各类蒙皮及带筋壁板件的蠕变时效工艺仿真。另外近年来Li等^[51]将板料残余应力影响引入有限元仿真分析,极大地提升了仿真精度,对实际工艺设计与优化具备较好的指导性。基于蠕变时效工艺对于航空用大型机翼壁板件高精度成形方面的优势,近年来中南大学开展系列研究,探索了其在航天大型

构件成形应用的可行性,实现了直径10m级重型火箭贮箱瓜瓣的成形制造。Rong等^[52]开展了一系列6系Al-Mg-Si合金的蠕变时效特性及相关模型构建研究,探索了该工艺在高铁大型蒙皮领域应用的可行性。

要获得成形件足够的变形量及强化性能,蠕变时效工艺一般需要较长时间(如8~30h)保温保压处理,时间成本相对较高。同时对模具及加热环境(热压罐)等的高要求,使得其相关设备成本高昂。研发适宜于铝合金的快速时效工艺路径,配合蠕变变形分析预测,是降低工艺时间,提升工艺效率的发展方向之一。Lei等^[53]报道了一种非等温蠕变时效工艺的可能性,Zhan等^[54]研究了电辅助下蠕变变形特性,从蠕变变形角度可实现工艺加速,但对其成形性能影响还有待深入研究。利用框架式、多点式等柔性模具可大大降低模具成本,提高生产效率^[55]。另外探索非热压罐工艺,以降低对高成本设备的需求也是未来蠕变时效工艺在航空航天之外的其他行业(比如高铁)应用的拓展方向之一。

在材料方面,新型铝锂合金的开发与应用也将是后续蠕变时效工艺重点研究方向之一。目前国外的新型铝铜锂合金已开始应用于航空航天领域,相关蠕变时效成形工艺也是近年来的研究热点之一,完成了对其拉、压非对称的特殊蠕变时效特性的表征与模拟。但铝锂合金可能带来的各向异性及其对蠕变时效工艺的影响目前还较为缺乏,无法有效支撑复杂形状构件的成形应用。而国内



图7 利用蠕变时效工艺成形的A380机翼蒙皮件

Fig.7 Wing panel for A380 manufactured by creep age forming process

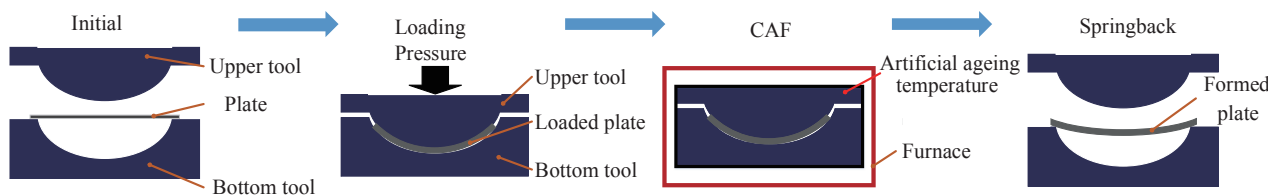


图8 蠕变时效工艺路径示意图

Fig.8 Schematic showing sequence of creep age forming process

在铝锂合金板料的生产制备方面还存在一定的局限性,从材料到工艺的协同研究发展将是未来重点突破的方向之一。

另外,随着航空航天构件向复杂、整体高筋化方向发展,传统弹性区域蠕变时效工艺向弹塑性加载区域发展的趋势不可避免。近几年来,国内外多位学者的研究均表明各类铝合金在弹性和塑性区域的变形及强化特性存在明显差异,但相关的机理与一体化模拟预测技术还有待进一步研究与突破^[52,56]。同时,进入到塑性加载区域后,是否会对成形后零件的断裂、疲劳等后续服役性能产生影响也将是需要重点关注方向,相关研究暂处于空白。

超塑成形 / 扩散连接技术 (SPF/DB)

超塑成形是基于拥有特定微观结构的金属材料在一定温度及应变速度下展现出的极好的延伸变形特性而发展的一种成形技术,由于其变形量极大,传统工艺中的回弹变形基本可以忽略,因而适用于各类常规成形工艺无法驾驭的复杂形状构件的精确成形^[57]。扩散连接则是一种固态连接技术,两个处理后的光洁表面在一定温度及压力状态下接触,互相产生原子扩散而形成连接,有效缓解了焊接等传统连接技术非固态处理带来的缺陷问题^[58]。

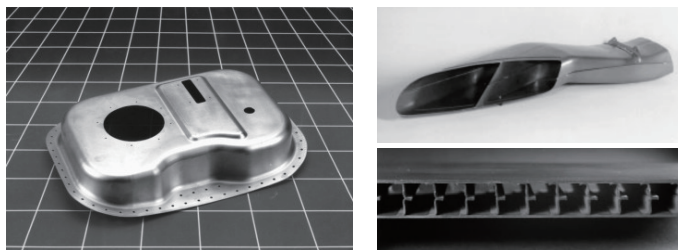
对于等轴晶 α/β 钛合金,如应用最为广泛的 Ti-6Al-4V,其微观结构利于晶界扩散,对超塑及扩散都有促进作用,且二者发生温度处于同一区间,因而将二者结合发展而来的超塑成形 / 扩散连接 (SPF/DB) 技术可实现航空用多层复杂曲面 + 中空加强筋结构的整体精确成形,可替代传统多块构件单独成形再连接(螺接或铆接)的工艺方式,极大地提高了航空构件的结构整体性、耐用性及损伤容限^[59]。随着复合材料用量在航空

构件中的不断上升,与之具备较好兼容性的钛合金用量也逐年增加(从波音 777 到 787 增长了 1 倍),相应的 SPF/DB 技术在过去几十年来直接推动了航空用整体钛合金壁板、框架件的应用。从 20 世纪 60 年代的 F15 战机机身框及壁板到近年来空客系列机型中的多类梁、肋、框等承力件,如图 9 (a) 所示^[59-60]。另外,SPF/DB 技术在发动机构件领域也有着广泛的应用空间,近年来 Rolls Royce 与牛津大学合作开展了钛合金 SPF/DB 成形相关的材料表征、建模及应用系列研究^[61],突破了以钛合金空心风扇叶片为代表的复杂中空薄壁构件的一体化精确成形,如图 9 (b) 所示。波音公司将 SPF/DB 技术的优势总结为以下 4 点:(1)整体件替代多块组合件,实现低成本、高性能、高精度制造;(2)适于制造复杂形状且带极小半径特点的结构件;(3)成形构件低残余应力且基本无回弹;(4)钛合金的使用大大提高了构件的抗腐蚀性能^[62]。自 20 世纪 70 年代以来,国内也开展了一系列 SPF/DB 技术的研究与应用,系统性研究了钛合金 SPF/DB 特性相关的材料

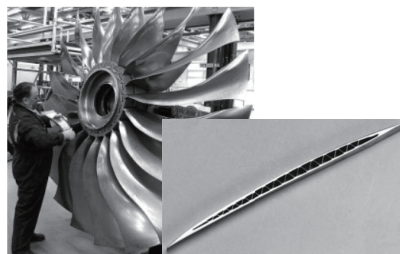
及工艺参数影响,实现了对于航空用复杂曲面、二层、四层壁板构件等的成形与应用^[63]。另外在铝合金 / 铝锂合金 SPF/DB 技术方面也开展了相关研究^[59,64]。

SPF/DB 技术需要在高温条件进行,比如对传统 Ti-6Al-4V 温度需要达到 815~980℃,且应变速率极低 ($10^{-2} \sim 10^{-4} \text{ s}^{-1}$),高温及长成形时间使得其目前仅适用于航空航天用高端小批量件成形制造。如何降低材料 SPF/DB 温度并提升可用的应变速率空间是近年来的研究热点与难点。超细晶钛合金可有效降低 SPF/DB 温度,提升成形效率,是未来研究与应用方向之一,但相关细晶材料制备及相应的 SPF/DB 工艺参数影响与调节还需要更为系统深入的研究^[65]。另外,通过调节材料组分,改善材料微观组织形态也是实现低温、低应力 SPF/DB 技术的重要研究手段^[66]。

同时,SPF/DB 技术的应用替代了传统组合连接件,因而也将推动相应整体构件设计标准的更新,以适应航空航天领域越来越高的轻量化需求。结合前文中提到的对于 SPF/DB



(a) 飞机板、框多层构件



(b) 发动机空心叶片

图9 SPF/DB技术应用示例

Fig.9 Application of SPF/DB technology

新材料开发的需求,开展“材料-设计-工艺”一体化研究与制造技术是推动 SPF/DB 未来发展的必经之路,将新材料、新结构与工艺综合考虑,开发相应一体化仿真分析技术,以指导并加速低温条件下 SPF/DB 新材料开发与应用。

未来发展趋势

本文综述了大型复杂薄壁件典型塑性成形技术的发展现状与未来研究趋势与方向,针对航空航天用新结构与新材料要求的不断提升,相应的塑性成形技术也面临着新的发展需求:

(1) 面向航空航天复杂轻量化结构整体成形的新需求与高要求,拉形技术多道次设计与控制、新型喷丸成形技术的低成本装备开发与精确控制、弹塑性蠕变时效成形技术拓展与优化均是相应成形技术未来的研究难点与发展方向。同时,高效、高精度仿真建模技术是相关工艺适应新结构快速迭代所需要突破的关键通用技术。

(2) 高性能、低成本新材料应用是航空航天用薄壁构件发展的必要手段。针对相应的塑性成形技术,构建新材料性能快速获取的通用化测试、表征与模拟技术,是加速其工业应用的有效手段,也是目前铝锂合金在拉形、喷丸、蠕变时效技术中应用的难点与需求。另外,突破材料及工艺的局限性,也是降低工艺成本的重要手段,比如可实现高效率低成本 SP/DB 技术的低温超塑性材料的开发与应用。

(3) 结合新材料与新结构的共同发展需求,实现“材料-设计-工艺”的一体化研究是未来航空航天用大型复杂薄壁构件精确塑性成形技术发展的共性需求。

(4) 鉴于单个塑性成形工艺均存在尺寸、成本等方面的局限性,探索多工艺、多能场(电场、磁场、超声

场等)复合的新成形技术是突破现有材料及结构成形极限,提升大型复杂构件成形精度并降低其制造成本的重要发展方向。

参考文献

- [1] MUNROE J, WILKINS K, GRUBER M, et al. Integral airframe structures (IAS): Validated feasibility study of integrally stiffened metallic fuselage panels for reducing manufacturing costs[R]. Washington: NASA, 2000.
- [2] 杨健. 钛合金在飞机上的应用[J]. 航空制造技术, 2006, 49(11): 41-43.
- [3] YANG Jian. Application of titanium alloy in aircraft [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006, 49(11): 41-43.
- [4] 唐涛, 李志强, 门向南, 等. 航空大型复杂蒙皮的拉伸成形技术[J]. 锻压技术, 2019, 44(7): 57-61.
- [5] TANG Tao, LI Zhiqiang, MEN Xiangnan, et al. Stretch forming technology of aviation large and complex skin[J]. Forging & Stamping Technology, 2019, 44(7): 57-61.
- [6] 张建民, 于弘喆, 张淳, 等. 凸曲率飞机蒙皮拉形工装及技术研究[J]. 机械设计, 2019, 36(A01): 392-394.
- [7] ZHANG Jianmin, YU Hongzhe, ZHANG Chun, et al. Research of equipment and technology of convex curvature aircraft skin stretch forming[J]. Journal of Machine Design, 2019, 36(A01): 392-394.
- [8] 王丽丽, 李东升, 李小强, 等. 可重构柔性多点模具蒙皮拉形模面补偿算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(8): 1011-1015, 1020.
- [9] WANG Lili, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang, et al. Die-face compensation algorithm in stretch forming of aircraft skin over reconfigurable compliant tooling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8): 1011-1015, 1020.
- [10] XING J, LI M Z, CHENG Y Y, et al. Effect of the arrangement of the punch units in multi-point stretch forming process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 86(5-8): 2309-2317.
- [11] DAVOODI B, ZAREH-DESARI B. Assessment of forming parameters influencing spring-back in multi-point forming process: A comprehensive experimental and numerical study[J]. Materials & Design, 2014, 59: 103-114.
- [12] LI L, SEO Y H, HEO S C, et al. Numerical simulations on reducing the unloading springback with multi-step multi-point forming technology[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2010, 48(1-4): 45-61.
- [13] 马悦森. 双曲度蒙皮拉形过程的仿真分析及轨迹优化[D]. 长春: 吉林大学, 2019.
- [14] MA Yuesen. Simulation analysis and trajectory optimization double curvature skin pulling process[D]. Changchun: Jilin University, 2019.
- [15] 何德华, 李东升, 吴志敏, 等. 蒙皮数控拉形位移加载设计方法研究[J]. 中国机械工程, 2010, 21(2): 137-140.
- [16] HE Dehua, LI Dongsheng, WU Zhimin, et al. Design of displacement loading for aircraft skin in NC stretch forming[J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(2): 137-140.
- [17] 李东升, 于成龙, 李小强, 等. 飞机蒙皮多点模具拉形制造应用体系研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(7): 40-44.
- [18] LI Dongsheng, YU Chenglong, LI Xiaoqiang, et al. Research on multi-point mould stretch forming process application system for aircraft skin[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(7): 40-44.
- [19] KURUKURI S, MIROUX A, WISSELINK H, et al. Simulation of stretch forming with intermediate heat treatments of aircraft skins[J]. International Journal of Material Forming, 2011, 4(2): 129-140.
- [20] ARAGHI B T, MANCO G L, BAMBACH M, et al. Investigation into a new hybrid forming process: Incremental sheet forming combined with stretch forming[J]. CIRP Annals, 2009, 58(1): 225-228.
- [21] O' DONNELL M. Finite element modelling of a multi-stage stretch-forming operation using aerospace alloys[D]. Ulster: University of Ulster, 2003.
- [22] HE D H, LI X Q, LI D S, et al. Process design for multi-stage stretch forming of aluminium alloy aircraft skin[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2010,

20(6): 1053–1058.

[16] HE J, XIA Z C, ZHU X H, et al. Sheet metal forming limits under stretch-bending with anisotropic hardening[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2013, 75: 244–256.

[17] 陈树来, 孙钢, 郎利辉, 等. 拉形与充液复合成形工艺的数值模拟研究[J]. 锻压技术, 2018, 43(8): 49–53.

CHEN Shulai, SUN Gang, LANG Lihui, et al. Research on compound forming process of stretch forming and hydroforming based on numerical simulation[J]. Forging & Stamping Technology, 2018, 43(8): 49–53.

[18] 吴为, 闫晶, 吕凤工, 等. 新型 Al-Li-Cu-Mg 合金蒙皮拉伸成形特性试验研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(9): 79–83, 87.

WU Wei, YAN Jing, LÜ Fenggong, et al. Experimental study on forming characteristics in stretch forming process of new Al-Li-Cu-Mg alloy plate[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(9): 79–83, 87.

[19] 阳凌. Al-Li-S4 铝锂合金拉形过程橘皮缺陷产生机制及其成形极限研究[D]. 长沙: 中南大学, 2014.

YANG Ling. Research on orange peel generation mechanism and forming limit of Al-Li-S4 aluminum-lithium alloy in stretch forming process[D]. Changsha: Central South University, 2014.

[20] LI Y, SHI Z, LIN J, et al. Experimental investigation of tension and compression creep-ageing behaviour of AA2050 with different initial tempers[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 657: 299–308.

[21] 李超. 铝锂合金双曲面蒙皮拉形技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2016.

LI Chao. The research on Al-Li alloy two curvities skin stretching process[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016.

[22] GARIÉPY A, MIAO H, LÉVESQUE M. Peen forming[M]//Comprehensive Materials processing Vol. 3: Advanced forming technologies. Paris: Elsevier Ltd., 2014.

[23] 曾元松, 黄遐, 李志强. 先进喷丸成形技术及其应用与发展[J]. 塑性工程学报, 2006, 13(3): 23–29, 39.

ZENG Yuansong, HUANG Xia, LI Zhiqiang. The application and development of advanced shot peen forming technologies[J].

Journal of Plasticity Engineering, 2006, 13(3): 23–29, 39.

[24] MIAO H Y, DEMERS D, LAROSE S, et al. Experimental study of shot peening and stress peen forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(15): 2089–2102.

[25] 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.

[26] 王明涛, 曾元松, 黄遐. 大尺寸弹丸喷丸成形 2024-T351 铝合金表面质量研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(5): 92–94.

WANG Mingtao, ZENG Yuansong, HUANG Xia. Research on surface quality of 2024-T351 aluminum alloy by peen forming with large ball[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(5): 92–94.

[27] KOPP R, SCHULZ J. Flexible sheet forming technology by double-sided simultaneous shot peen forming[J]. CIRP Annals, 2002, 51(1): 195–198.

[28] BRANDEL W W, KLASS L S. Low penetration ball forming process: US 3705511[P]. 1972–12–12.

[29] 王永军, 陈龙辉, 乔明杰, 等. 大型客机机翼壁板喷丸成形延展问题研究与分析[J]. 航空制造技术, 2012, 55(17): 32–35.

WANG Yongjun, CHEN Longhui, QIAO Mingjie, et al. Study on elongation after shot-peen forming for wing skin panel of large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(17): 32–35.

[30] BAGHERI S, GUAGLIANO M. Review of shot peening processes to obtain nanocrystalline surfaces in metal alloys[J]. Surface Engineering, 2009, 25(1): 3–14.

[31] MEGUID S A, SHAGAL G, STRANART J C, et al. Three-dimensional dynamic finite element analysis of shot-peening induced residual stresses[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 1999, 31(3): 179–191.

[32] GARIÉPY A, LAROSE S, PERRON C, et al. Shot peening and peen forming finite element modelling — Towards a quantitative method[J]. International Journal of Solids and Structures, 2011, 48(20): 2859–2877.

[33] MONTROSS C. Laser shock processing and its effects on microstructure

and properties of metal alloys: A review[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(10): 1021–1036.

[34] 周建忠, 徐增闯, 黄舒, 等. 基于不同应力比下激光喷丸强化 6061-T6 铝合金的疲劳裂纹扩展性能研究[J]. 中国激光, 2011, 38(9): 0903006.

ZHOU Jianzhong, XU Zengchuang, HUANG Shu, et al. Effects of different stress ratios on fatigue crack growth in laser shot peened 6061-T6 aluminum alloy[J]. Chinese Journal of Lasers, 2011, 38(9): 0903006.

[35] 郭超亚, 鲁世红. 铝合金超声喷丸残余应力场[J]. 中国表面工程, 2014, 27(2): 75–80.

GUO Chaoya, LU Shihong. Residual stress of ultrasonic shot peened aluminum alloy[J]. China Surface Engineering, 2014, 27(2): 75–80.

[36] 冯滢, 石连捷, 吕坚, 等. 低碳钢超声喷丸表面纳米化的研究[J]. 金属学报, 2000, 36(3): 300–303.

FENG Gan, SHI Lianjie, LÜ Jian, et al. Investigation of surface nanocrystallization of a low carbon steel induced by ultrasonic shot peening[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2000, 36(3): 300–303.

[37] JURISEVIC B, KUZMAN K, JUNKAR M. Water jetting technology: An alternative in incremental sheet metal forming[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2006, 31(1/2): 18–23.

[38] KUNAPORN S, CHILLMAN A, RAMULU M, et al. Effect of waterjet formation on surface preparation and profiling of aluminum alloy[J]. Wear, 2008, 265(1/2): 176–185.

[39] 曾元松, 黄遐. 铝合金 7075T651 高压水喷丸强化工艺试验研究[J]. 塑性工程学报, 2017, 24(5): 219–225.

ZENG Yuansong, HUANG Xia. Experimental research on the high pressure water jet peening process for aluminum alloy 7075T651[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2017, 24(5): 219–225.

[40] HOLMAN M C. Autoclave age forming large aluminum aircraft panels[J]. Journal of Mechanical Working Technology, 1989, 20: 477–488.

[41] ZHAN L H, LIN J G, DEAN T A. A

- review of the development of creep age forming: Experimentation, modelling and applications[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2011, 51(1): 1–17.
- [42] STARINK M J, GAO N, KAMP N, et al. Relations between microstructure, precipitation, age-formability and damage tolerance of Al–Cu–Mg–Li (Mn, Zr, Sc) alloys for age forming[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2006, 418(1–2): 241–249.
- [43] 李超, 万敏, 黄霖. 7B04 铝合金蠕变过程中析出相的影响因素[J]. *航空材料学报*, 2009, 29(2): 13–17.
- LI Chao, WAN Min, HUANG Lin. Effect of creep-age forming process on precipitation phases of 7B04 aluminum alloy[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2009, 29(2): 13–17.
- [44] YANG Y L, ZHAN L H, MA Q Q, et al. Effect of pre-deformation on creep age forming of AA2219 plate: Springback, microstructures and mechanical properties[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2016, 229: 697–702.
- [45] 吕凤工, 黄遐, 曾元松, 等. 7050 铝合金蠕变时效成形本构模型研究[J]. *材料科学与工艺*, 2014, 22(3): 28–33.
- LÜ Fenggong, HUANG Xia, ZENG Yuansong, et al. Research on constitutive model of 7050 aluminum alloy for creep age forming[J]. *Materials Science and Technology*, 2014, 22(3): 28–33.
- [46] LIN J, HO K C, DEAN T A. An integrated process for modelling of precipitation hardening and springback in creep age-forming[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2006, 46(11): 1266–1270.
- [47] KOWALEWSKI Z L, HAYHURST D R, DYSON B F. Mechanisms-based creep constitutive equations for an aluminium alloy[J]. *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*, 1994, 29(4): 309–316.
- [48] SHERCLIFF H R, ASHBY M F. A process model for age hardening of aluminium alloys—I. The model[J]. *Acta Metallurgica et Materialia*, 1990, 38(10): 1789–1802.
- [49] ZHAN L H, LIN J G, DEAN T A, et al. Experimental studies and constitutive modelling of the hardening of aluminium alloy 7055 under creep age forming conditions[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2011, 53(8): 595–605.
- [50] LI Y, SHI Z S, LIN J G, et al. A unified constitutive model for asymmetric tension and compression creep-ageing behaviour of naturally aged Al–Cu–Li alloy[J]. *International Journal of Plasticity*, 2017, 89: 130–149.
- [51] LI Y, SHI Z S, LIN J G, et al. Effect of machining-induced residual stress on springback of creep age formed AA2050 plates with asymmetric creep-ageing behaviour[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2018, 132: 113–122.
- [52] RONG Q, LI Y, SHI Z S, et al. Experimental investigations of stress-relaxation ageing behaviour of AA6082[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2019, 750: 108–116.
- [53] LEI C, LI H, FU J, et al. Non-isothermal creep aging behaviors of an Al–Zn–Mg–Cu alloy[J]. *Materials Characterization*, 2018, 144: 431–439.
- [54] ZHAN L H, MA Z Y, ZHANG J, et al. Stress relaxation ageing behaviour and constitutive modelling of a 2219 aluminium alloy under the effect of an electric pulse[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2016, 679: 316–323.
- [55] LI Y, SHI Z S, RONG Q, et al. Effect of pin arrangement on formed shape with sparse multi-point flexible tool for creep age forming[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2019, 140: 48–61.
- [56] YANG Y L, ZHAN L H, LIU C H, et al. Stress-relaxation ageing behavior and microstructural evolution under varying initial stresses in an Al–Cu alloy: Experiments and modeling[J]. *International Journal of Plasticity*, 2020, 127: 102646.
- [57] SIENIAWSKI J, MOTYKA M. Superplasticity in titanium alloys[J]. *Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering*, 2007, 24(1): 123–130.
- [58] DERBY B, WALLACH E R. Theoretical model for diffusion bonding[J]. *Metal Science*, 1982, 16(1): 49–56.
- [59] 李志强, 郭和平. 超塑成形 / 扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J]. *航空制造技术*, 2010, 53(8): 32–35.
- LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development tendency of superplastic forming/diffusion bonding technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2010, 53(8): 32–35.
- [60] JACKSON M. Superplastic forming and diffusion bonding of titanium alloys[M]//*Superplastic Forming of Advanced Metallic Materials*. Amsterdam: Elsevier, 2011: 227–246.
- [61] ALABORT E, PUTMAN D, REED R C. Superplasticity in Ti–6Al–4V: Characterisation, modelling and applications[J]. *Acta Materialia*, 2015, 95: 428–442.
- [62] HEFTI L D. Innovations in the superplastic forming and diffusion bonded process[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2008, 17(2): 178–182.
- [63] 李志强. 钛合金超塑成形 / 扩散连接四层夹层结构[J]. *航空科学技术*, 1995, 6(6): 23–24, 34.
- LI Zhiqiang. Superplastic forming/diffusion bonding of titanium alloy for four-sheet sandwich[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 1995, 6(6): 23–24, 34.
- [64] 李保永, 刘伟, 秦中环, 等. Ti60/TA15 合金四层结构舵面超塑成形 / 扩散连接技术研究[J]. *航空制造技术*, 2019, 62(8): 76–80.
- LI Baoyong, LIU Wei, QIN Zhonghuan, et al. Research on superplastic forming/diffusion bonding for four-sheet structure rudder of Ti60/TA15 alloy[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2019, 62(8): 76–80.
- [65] 李细锋, 朱富慧, 陈长江, 等. 置氢钛合金超塑成形 / 扩散连接技术研究进展[J]. *航空制造技术*, 2019, 62(16): 38–45.
- LI Xifeng, ZHU Fuhui, CHEN Changjiang, et al. Research progress on superplastic forming/diffusion bonding of hydrogenated titanium alloy[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2019, 62(16): 38–45.
- [66] 王小翔. 钛合金超塑板制备研究进展[J]. *钛工业进展*, 2016, 33(6): 1–4.
- WANG Xiaoxiang. Progress in preparation of titanium alloy superplastic plate[J]. *Titanium Industry Progress*, 2016, 33(6): 1–4.

通讯作者: 李勇, E-mail: liyong19@buaa.edu.cn。

(下转第53页)

Research Status of Spinning Forming for Ni-Based Superalloy

XIAO Gangfeng, XIA Qinxiang, ZHANG Yilong, JIANG Peng

(School of Mechanical and Automotive Engineering, South China University of Technology, Guangzhou 510640, China)

[ABSTRACT] Ni-based superalloy components with thin-walled are the core parts of high-end equipment. Spinning is the most effective method to manufacture these parts with high accuracy and excellent performance. The spinning technology of Ni-based superalloy was comprehensive discussed by analyzing the spinnability, macro-forming quality, microstructural evolution and shape/property integrated control. The influences of initial microstructure of the blank and the forming temperature on the spinnability during flow forming process were analyzed. The influences of the process parameters on macro-forming quality of spun parts were summarized. The microstructural evolution mechanisms during flow forming at room temperature and hot flow forming were discussed. The integrated control method of shape/property of spun parts during hot flow forming was explored.

Keywords: Spinning forming of Ni-based superalloy; Spinnability; Macro-forming quality; Microstructural evolution; Shape/property integrated control

(责编 大漠)

(上接第45页)

A Review of Plastic Forming Technologies and Applications for Large and Complex-Shaped Panels

LI Yong, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang

(School of Mechanical Engineering & Automation, Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] Plastic forming technologies are the key technologies for the manufacturing of large and thin-walled components with high accuracy for the aerospace industry. With the continuous development of the new generation of lightweight and high-performance aerospace equipment in the direction of the overall high-precision, lightweight, high-performance, complex thin-walled, etc., it also promotes the continuous innovation of the corresponding plastic forming technologies. Therefore, this paper gives a review of the existing research results and applications, and future development trends of typical plastic forming technologies for thin-walled components in the aerospace industry (including: stretch forming, shot peening, creep aging forming, and superplastic forming/diffusion bonding technology), trying to provide reference and ideas for the future development of research and engineering applications of the plastic forming technologies for large-scale thin-walled components in aviation.

Keywords: Large and complex-shaped panel; Lightweight alloy; Plastic forming; Forming mechanism; Application in aerospace

(责编 大漠)