

飞机整体壁板时效成形技术

Age Forming Technology for Aircraft Panel

西北工业大学现代设计与集成制造技术教育部重点实验室 熊威 甘忠



熊威
西北工业大学机电学院博士研究生,主要研究方向为精密钣金成形技术。

由于时效成形所得到零件残余应力小,成形过程中不需要过多的夹具,工艺可重复性好,能够提高可时效铝合金的抗疲劳特性等优点,因此成为大尺寸、内部结构复杂的整体壁板成形的重要解决方案。

材料制造分隔薄板和加强筋条,同时提高了材料的利用率。

时效成形技术是在 20 世纪 50 年代初期为成形整体壁板零件而发展起来的一项技术^[2-3],即高温下利用金属的粘性,将弹性变形逐步转化为永久性塑性变形的一种成形方法。典型的时效成形工艺过程分为 3 步^[4]。

(1)加载:将整体壁板通过一定的加载方式,如机械模具、热压罐等方式,使其产生弹性变形,与具有一定外形型面的工装紧密贴合。

(2)时效:使用加热炉或热压罐加热零件和工装,并且保温一段时间,材料在此过程中受到蠕变、应力松弛和时效等机制的作用,内部组织和性能均发生较大变化。

(3)卸载:在保温结束后,去除对零件施加的载荷,零件中部分弹性变形转变为永久塑性变形,从而获得所需外型。

由于时效成形所得到零件残余应力小,成形过程中不需要过多的夹

具,工艺可重复性好,能够提高可时效铝合金的抗疲劳特性等优点,因此成为大尺寸、内部结构复杂的整体壁板成形的重要解决方案^[5]。

本文对时效成形的概念、模具结构形式、模具型面设计方法和时效成形的有限元仿真方法进行了探讨,并且论述了相关技术的实施细节。

概念辨析

时效成形^[6]在英文文献中通常被称为蠕变时效成形(Creep Age Forming)或者热压罐时效成形(Autoclave Age Forming),但是前者中的“蠕变”二字并不是指在成形过程中零件的蠕变,即不是指这样一种工艺过程:首先对零件施加压力,使零件产生一定的变形,但是并不贴模;然后对整个装置加热并且保温一段时间,在这段时间内零件在载荷的作用下发生蠕变,逐渐和模具贴合;最后卸载回弹。因为在关于时效成形过程的描述中强调在第 1 步加载时零件已经完全贴模,而在第 2 步

整体壁板是飞机的整体结构承力件,其特征是壁板的分隔薄板部分(蒙皮)与其他各个结构要素如加强筋条、下陷和凸台之间,以及其他各个结构要素之间是由连续的材质结合构成的一体化结构。

整体壁板可以实现零件的等强度设计,能够提高结构效率,适宜承受集中载荷且气动外形光滑流线;与相关构件的协调性好,可以节省装配工时和生产准备周期,适宜制作飞机密封构件^[1]。由于激光焊接和摩擦焊接技术的出现,可以使用不同的

时效时零件的位置是保持不变的^[6]。因而时效成形的工艺过程更接近于应力松弛的过程,而不是蠕变过程。

然而,对于时效成形和应力松弛成形(校形)是否是同一种工艺,存在不同的意见。一种意见认为两者不是同一种工艺,说法见于常荣福所著的《飞机钣金零件制造技术》,书中认为时效硬化成形和应力松弛成形在材料初始状态、加热温度和回弹3个方面不同^[2]。时效硬化成形所使用的材料在成形前处于淬火状态,应力松弛成形的材料是人工时效状态;时效成形的温度是人工时效温度而应力松弛成形使用的温度低于时效温度;并且时效成形的回弹量小,应力松弛成形的回弹量大。

第2种意见见于《航空制造工程手册》,在手册的目录中只有应力松弛成形(校形),而将时效成形作为应力松弛成形的一个特例,即对于人工时效强化的铝合金壁板,应力松弛成形与时效强化同时进行,并且称为时效应力松弛成形^[1]。

另外,文献[2]中的时效硬化成形还有一个显著的特征,即回弹量小,并且壁板的不同内形壁板的不同外轮廓形状和壁板的不同厚度,对时效成形后的回弹量没有多大影响,或可以忽略不计。这种论述也和一般文献中的观点截然相反,一般的文献论述中认为由于时效工艺的限制,应力松弛无法完全消除残余应力,时效成形的回弹量远大于通常钣金成形的回弹量,可以达到70%以上^[7]。造成这种差异的主要原因是材料的初始热处理状态。在文献[2]中限定时效成形的材料状态是淬火状态,一般文献中在时效成形过程中是将材料从低时效状态到高时效状态,如将2124T351时效处理到2124T851状态,时效时间相对较短,所以应力释放不如从淬火状态开始的时效充分。

此外,在实践中还有一种做法,即将应力松弛温度提高到时效温度,

如对2124T851在190℃下进行应力松弛^[8]。显然温度的提高,可以缩短获得同样松弛量的时间,但是必须特别注意材料发生过时效的可能。

综合上面论述,文献[2]中对于应力松弛成形和时效成形的定义较为严格,所以概念分裂成了两种不同的工艺;而文献[1]则采用了较为折中的说法,将应力松弛成形和时效成形统一到一个概念下。时效成形的工艺特点与成形开始和结束时刻的材料热处理状态密切相关,这是在工艺路径选择和模具设计时必须考虑到的问题。

与时效成形温度相关的另一个问题是,不同设备之间加温加压工艺路线能否相互转化。因为热压罐的加温加压速度和热压罐的型号以及配套设备有密切的关系。模具型面的设计,是根据特定一套加温加压和降温降压的工艺路线进行的,因为工艺试验通常是在性能较差的、较小的设备上进行。而在实际生产中,会使用较大、性能较好的设备,这样定出来的工艺路线对于性能更高的设备,不能充分发挥设备的能力。目前关于压力的结论是,时效成形的时间长于加载时间的4倍,加载阶段的粘塑性对回弹的影响可以忽略^[9],但是关于升温过程没有查到相关的文献。

模具结构

如果排除仅用于试验研究的模具结构,时效成形模具主要可以分为3类,分别是点阵式、框板式和整体式模具。

点阵式模具(图1)属于机械加载的模具,通过调整多个螺栓的相对位置或者外形卡板^[4-10],来替代构成连续的模具型面。零件使用螺栓卡板或者液压卡板夹紧,虽然夹紧力较小,但是生产使用方便,使用普通的热处理炉就可以进行成形。

整体式模具(图2)是使用数控机床在整块金属上加工出完整连续

的模具型面。在成形时,使用真空袋和导气毡进行封装,放入热压罐中抽真空并且加压进行加载。显然如果需要成形的零件尺寸很大,需要较大的数控机床才能够完成型面的加工。

框板式的模具(图3)介于整体式和点阵式模具之间,使用若干块加工有型面的肋板,相互之间间隔一定距离构成型面。肋板一般是可以拆卸的,这样可以分别加工后再装配,出现成形偏差后修整模具也比较方便。同时可以只制造一套模具框架,而使用不同的肋板生产不同的零件。

当然,上述可能性只是建立在肋板可拆卸的基础上,因为最终模具的精度要包含肋板的装配误差,这对模具结构的设计和装配提出了较高的要求。为了规避这一困难,有的框



图1 点阵式模具



图2 整体式模具

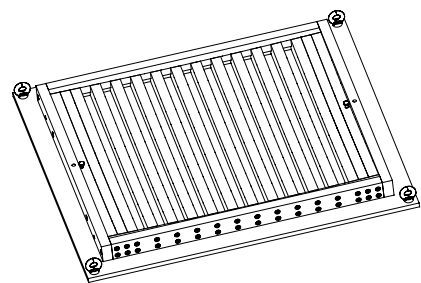


图3 框板式模具

板式模具采用了装配后再加工的方法制造,但是这种方式值得商榷。放弃了框板式可拆卸、可分别加工的优点,又要使用和整体式模具同样大小的数控机床,直接设计成整体式似乎是更好的选择,这样还可以节省装配模具的工时。另外在实践中,生产单位反映初期模具的成形精度较高,但随着成形次数的增加,成形精度呈现出逐渐下降的趋势。这有可能与装配组合结构的刚度不足有关。

在使用图 3 中的模具成形带有筋条的整体壁板时,使用的是整体式封装。图中模具的底板是一块完整的铝板,和肋板框架没有连接关系,只是在 4 个角开有螺纹孔用于安装起吊螺钉。封装时,将肋板框架连同零件一起封装在底板上。因为根据经验,在成形过程中封装失效,真空袋内外压力差消失,往往是由于密封胶在高温下软化,出现漏气所致。因此使用边缘式封装,要多使用一圈密封胶,就增加了漏气的可能。而对于整体壁板上的筋条,只要加厚导气毡的厚度,就没有明显的影响。

模具型面设计

由于时效成形的回弹量远大于传统的钣金成形工艺,因而考虑回弹补偿的型面设计对于时效成形有特别重要的意义。目前,主要有两种型面设计方法,分别是几何补偿法和迭代补偿法。

1 几何补偿法

几何补偿法是一种单步法,在进行几何补偿之前,需要获得回弹前后试件半径的对应关系模型作为补偿的基础,回弹模型可以通过简单试件的工艺试验、有限元计算或者力学计算得到。补偿的一般步骤是:(1)离散,将零件的设计曲面根据零件的外形和内形离散成为具有单一回弹规律的小段,一般是将离散出的小段近似使用圆柱面表示;(2)补偿,根据回弹模型,计算每一个小段的模具外

形;(3)拼合,将补偿后的小段圆柱面,按照一定的几何规律,如保持弧长不变并且二阶连续的条件,拼合起来,并且拟合形成模具型面^[8,11-12]。因为补偿的过程不涉及力学模型,主要是进行几何关系的计算,所以称为几何补偿法。

几何回弹补偿方法的特点是将回弹模型表示成回弹前后半径的对应关系,并且在几何补偿过程中需要拟合圆柱面或者圆弧。如果从平面曲线的基本方程角度出发,将回弹模型表示成回弹前后曲率的对应关系,则可以省略圆弧的拟合和拼合而直接得到补偿后的曲线,具体过程如下。

将零件的设计曲面离散成平面曲线,并且假设回弹模型为:

$$\kappa_m = F(\kappa_p), \quad (1)$$

式中, κ_p 是零件的曲率, κ_m 是模具的曲率。

选定补偿起点和起点处的切向量。根据回弹补偿公式(1)计算每一点曲率的补偿值,假设弧长不变,并且通过平面曲线的基本公式(2)计算补偿后相应的节点坐标。

$$\begin{cases} x = \int_{s_0}^s \cos \phi(s) ds + x_0 \\ y = \int_{s_0}^s \sin \phi(s) ds + y_0 \end{cases}, \quad (2)$$

其中, $\phi(s) = \int_{s_0}^s \kappa(s) ds + \phi_0$, $\kappa(s)$ 是补偿后曲线的曲率方程, s 是弧长, (x_0, y_0) 是曲线的起点, ϕ_0 是 x 轴与曲线在起点处切线的夹角。

在所有点计算完成后,拟合曲面,得到补偿后的模具型面。这种补偿方法曾经用于西北工业大学为成飞公司开发的“时效模具 CAD 系统”中,取得了良好的效果。

2 迭代补偿法

迭代补偿通常是由有限元仿真驱动,一般以壁板的理论外形作为迭代计算的初始型面,使用该型面仿真时效成形过程,并且给出成形后的型面和设计外形之间的误差;根据误

差,使用一定算法如偏差调整法^[13],对模具的型面进行调整;再次使用有限元计算仿真误差,直到成形误差小于预定值为止。

因为迭代补偿需要多次计算,并且出于保证每次计算一致性的考虑,适宜编程完成。其中有两个难点,其一是有限元模型的健壮性,时效成形的仿真是多体分析,要涉及到零件和型面的接触,如果模具型面不够良好,接触分析很容易不收敛,而模具型面在每一次计算中都要进行调整,很难保持较好的接触性能;其二是配准算法的全局收敛性,仿真得到的零件外形和零件的理论外形的空间位置一般不相同,需要进行配准后才能进行比较误差。理论外形一般比较平缓,缺乏特征,尺寸又较大而迭代的误差限一般都设在 1mm 以下,配准稍有偏差都会带来较大的误差,影响迭代计算的收敛性。

无论是使用几何回弹补偿设计的型面,还是使用迭代补偿设计的型面,在实际成形的时候都有产生偏差的可能。当然这里产生的偏差也可以使用和迭代补偿同样的方法进行补偿。但是除此之外还有其他的方法,成武冬^[14]首先将传递函数的概念应用于时效成形的模具型面修整。将整个成形和模具修整的过程看作一个线性闭环控制系统,如图 4 所示。通过空间傅立叶变换来表示模具型面和零件曲面,近似的建立模具修正的线性模型,实现了对模具型面的试验修整。

分析上述控制系统,系统以模具型面为输入,零件外形为输出,零件的设计外形已知,但是对于系统本身只有部分的了解,处于“灰箱”状态。同时对于任意一个型面输入都可以给出相应的零件外形输出,是属于系统辨识问题,而成武冬^[14]则将型面修整作为系统控制问题来处理,为了能够使用线性模型来近似,首先需要给出两个很接近最优解的模具型面,

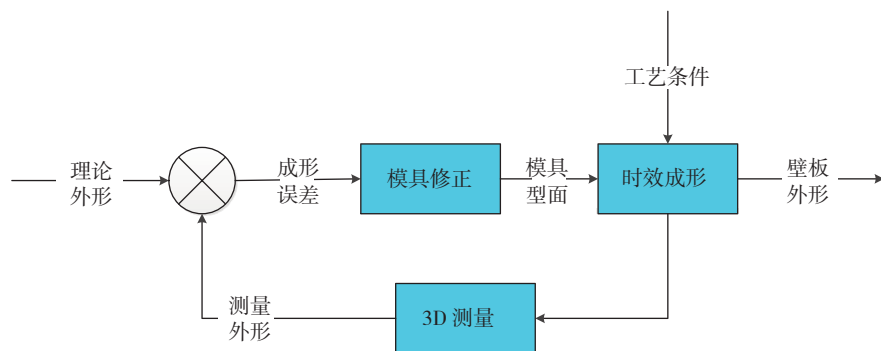


图4 时效成形闭环控制系统

使得可以应用的修整范围非常小。如果作为系统辨识问题来处理,则有可能获得在更大范围适用的模型。

有限元仿真

用于时效成形模拟的材料本构模型可以分为3类^[6]:(1)应力松弛/蠕变模型,如 Narimetla 等^[15]采用非线性 Maxwell 粘弹性应力松弛模型进行仿真,发现模具和零件的外形存在几何相似性;王田修^[16]使用经典蠕变模型研究了时效时间、温度和筋高对回弹的影响。(2)统一蠕变模型, Ho 等^[9]使用蠕变损伤模型,对不同曲率的时效成形进行了研究。(3)蠕变时效模型^[17],此类模型不仅可以预测应力松弛,而且可以模拟时效成形中的沉淀相析出和屈服应力演化。

本构模型中的材料参数一般是通过材料性能试验来确定。首先测得材料在一定条件下的应力应变或者和时间关系的曲线,然后通过单纯型法、遗传算法等优化算法拟合出材料参数。

另一种确定材料参数的方法是反分析。以实物试验的结果为目标,使用优化算法调整有限元模型中的材料参数,以能够使有限元模型的仿真结果和试验结果最接近的材料参数值作为最优解。反分析的意义不在于获得真实的材料参数,而在于得到和试验结果一致的有限元模型,因为像前文所论述的以有限元驱动的迭代补偿方法,如果没有精确的有限

元模型,就无法实施。也可以这样理解,反分析是在材料参数上人为制造一个误差,来补偿有限元模型其他部分所产生的误差。

时效成形的有限元仿真一般使用 ABAQUS/Standard 求解器进行求解。但是对于迭代补偿的情况,因为模具型面总是在不断变化,很难保证良好的接触性能,使用程序自动计算,又排除了对模型进行人工调整的可能。为了提高有限元模型的收敛性,可以使用 ABAQUS 传递计算结果的功能,将时效成形的3个步骤分别计算,其中加载步骤使用 ABAQUS/Explicit 求解器计算,以获得对接触问题较好的收敛性;而将时效步骤和回弹步骤使用 ABAQUS/Standard 求解器。虽然蠕变时效本构模型的功能更为强大,但是出于提高收敛性的考虑,尽量使用 ABAQUS 自带的本构模型,它的收敛性要优于用户编写的材料子程序。

与有限元相关的另一个问题是有限元软件前置和后置处理程序的二次开发。ABAQUS 的二次开发一般使用 Python 语言进行^[18]。如果要实现有限元驱动的迭代补偿,需要编写许多较为复杂的数学函数,先期工作量比较大。所以朱加赞^[19]选择使用人工操作的方式进行,不仅效率低下,而且也使得研究结果缺乏广泛应用的可能性。解决问题的关键是要了解 ABAQUS 的脚本文件,前处理 inp 文件和可以输出结果的 dat 文件都是文本文件,所以任何可以实现

文本文件读写的开发环境都有进行 ABAQUS 二次开发的潜力。Matlab 可以进行文本文件读写,并且又具有丰富的数学函数,可以节省编程工作量,是进行 ABAQUS 二次开发的较好选择。

结束语

目前在我国,由于新型飞机研制的推动,经过各相关单位的数年研究,时效成形技术已经开始进入工程实用阶段,但是在工艺路径优化、微观组织和材料性能控制、模具结构优化、开发新的补偿算法和多级时效成形、振动时效成形、焊接壁板的时效成形等方面,还有许多工作有待开展。时效成形作为一种重要的壁板成形技术,对其开展相关研究有利于提高我国航空制造业的壁板制造能力,并且可以为大型运载火箭的壁板制造积累相关技术。

参考文献

- [1] 航空制造工程手册总编委会. 航空制造工程手册—飞机钣金工艺. 北京: 航空工业出版社, 1992.397-400.
- [2] 常荣福. 飞机钣金零件制造技术. 北京: 国防工业出版社, 1992.110-111.
- [3] Holman M C. Autoclave age forming large aluminum aircraft panels. Journal of Mechanical Working Technology, 1989(20):477-488.
- [4] 曾元松, 黄遵, 黄硕. 蠕变时效成形技术研究现状与发展趋势. 塑性工程学报, 2008,15(3):1-8.
- [5] 王俊彪, 刘中凯, 张贤杰. 大型机翼整体壁板时效应力松弛成形技术. 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集, 2007.
- [6] Zhan L H, Lin J G, Dean T A. A review of the development of creep age forming: Experimentation, modeling and applications. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2010(51):1-17.

本文共有参考文献 19 篇, 因篇幅所限, 未能一一列出, 读者如有需要, 请向本刊编辑部索取。(责编 深蓝)