DOI: 10.3969/j.issn.1001-3881.2011.05.018

数控加工中叶片的变形分析及二次造型

陈惠贤[1,2]，李昊[2]，张育斌[2]，孔德永[2]
(1.兰州理工大学数字制造技术与应用省部共建教育部重点实验室，甘肃兰州 730050;
2.兰州理工大学机电工程学院，甘肃兰州 730050)

摘要：叶片类零件属于薄壁零件，加工中易变形，使叶片的精度变低。通过材料力学理论分析法和有限元分析法找到了叶片的变形规律，通过对变形规律的研究提出一种叶片二次造型的方法，并通过实际加工验证了此方法的实用性。

关键词：变形分析；模拟仿真；二次造型
中图分类号：TG659　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1001-3881 (2011) 5-053-3

The Deformation Analysis of Blade and Secondary Modeling in NC

CHEN Huixian[1,2], LI Hao[2], ZHANG Yubin[2], KONG Deyong[2]
(1.Key Laboratory of Digital Manufacturing Technology and Application, The Ministry of Education, Lanzhou University of Technology, Lanzhou Gansu 730050, China;
2.School of Mechanical and Electronical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou Gansu 730050, China)

Abstract: Parts are prone to deformation, which are thin-walled parts, resulting in lower precision of blade. The rule of the blade deformation was found by the analyses of material mechanics and finite element method. A secondary modeling method was presented based on deformation rule of blade. The validity of this method was verified by actual processing.

Keywords: Deformation analysis; Simulation; Secondary modeling

日益增多的复杂形状零件及其要求越来越高的尺寸、形状精度和表面质量，对数控加工技术提出了更高的要求。复杂曲面的数控加工精度受很多因素影响，如工艺系统的制造误差、机床运动精度、刀具尺寸误差及机床等的热变形误差、编程误差和加工方法引起的误差等等，如图 1示。作者首先分析复杂曲面在加工中因工件变形引起的误差的计算，进行模拟仿真，并重点分析五轴数控加工中螺旋铣削加工叶片的受力情况，从理论上找到了产生误差的数学模型，给出了一种叶片二次造型方法，为高效率、高精度加工叶片类零件提供了理论借鉴。

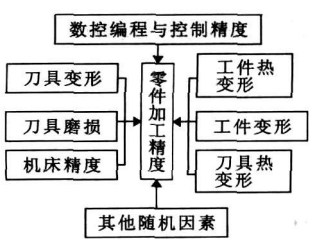


图 1　影响零件加工精度的因素

在加工中，引起叶片类零件变形的原因很多，它们之间既相互联系又相互制约。现有的研究都是针对特定的分析目的和要解决的问题，从某一角度分析加工过程，建立的模型各有侧重和简化处理方法。目前对薄壁叶片类零件加工变形的研究很多，且大都考虑加工中的弹性变形对加工精度的影响，以及如何通过补偿措施进行修正。对于航空发动机叶片加工变形多从经验出发改进加工工艺，缺乏理论数据支持。

1　叶片类零件的加工误差

当采用数控补偿加工叶片类零件时，工件因刚度不足引起的加工变形成为影响尺寸精度的主要因素[1]。如图 2所示：使用立铣刀铣削叶片薄壁面 AC，应该切除阴影部分 ABCD，但由于切削力的作用，使叶片产生弹性变形，A、C两点分别移到 a、c 两点，假设刀具刚度远大于薄壁件的刚度，则刀具仅切除 aBDc部分的材料。走刀过后叶片弹性恢复，残留 BbdD部分材料未被切除，造成了壁厚加工误差，因此叶片加工尺寸超差主要是由于让刀而少切了一块材料。如果能知道叶片的变形量，则可利用数控加工补偿的方法，将残留部分的材料切除掉。这样待弹性

收稿日期：2010-04-15
作者简介：陈惠贤 (1966-)，男，研究员，研究方向为复杂零件精密加工技术、成套装备及其自动化技术。通信作者：李昊，电话：15095427103，E-mail: lihao861013@163.com.
(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

恢复后，工件正好形成符合公差要求的弧面。因此，问题的关键是先计算出在一定加工条件下材料的变形量。

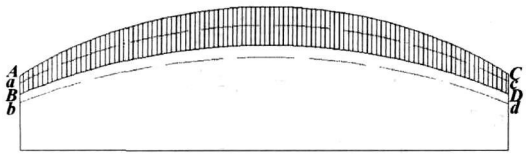


图 2　叶片铣削加工示意图

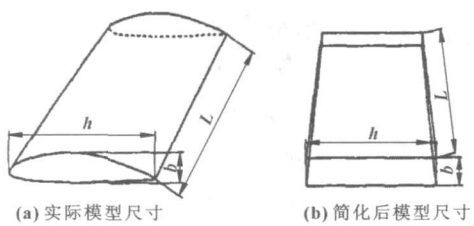
2　叶片的受力变形分析

2.1　叶片简化模型

航空发动机叶片的材料为硬铝合金（LY11），其参数为：弹性模量 $E=0.7\times10^5$ MPa；剪切模量 $G=0.27\times10^5$ MPa；泊松比 $\mu=0.3$；线膨胀系数 23.6×10^{-6} /K；热导率 162 W/(m²·K)；热容比 871 J/(kg·K)；密度 6.86 g/cm³。叶片总长 L=980 mm，最大弦长 h=434 mm，最大厚度 b=56 mm，最大扭角 15.62°。

分析工件加工变形的方法有两种：材料力学理论分析法和有限元分析法。材料力学理论分析法比较适合于分析和评估工装系统和规则形状工件的刚性和基本的变形规律，对于复杂零件或工件系统则采用有限元分析法精确计算变形位移量。对叶片实施有限元精确计算变形位移的前提是叶片的加工轨迹和工艺参数已经完全确定，因此在数控编程前无法使用有限元计算变形规律和位移量，只能采用材料力学的基本理论对叶片变形规律进行工艺分析。

叶片属于自由曲面，截面形状相当复杂，与变形相关的惯性积、惯性矩等参数不能通过简单的代数运算获得，只有采用数值积分的方法精确计算。为了便于数学模型的建立和计算方便，将叶片简化为如图 3（b）所示的矩形。



(a) 实际模型尺寸　　(b) 简化后模型尺寸

图 3　叶片简化模型

其中叶片长度 L方向为叶根指向叶尖、宽度 h方向为前缘指向后缘、高度 b方向为叶盆指向叶背。

2.2　对叶片受力情况及材料的假定

（1）切削力大小在切削过程保持不变。

（2）认为叶片的弹性变形主要是由弯曲和扭转构成。当研究叶片沿长度方向的弯曲变形规律时，忽略截面剪应力和夹具的预应力作用；当研究叶片沿长度方向的截面扭转变形规律时，忽略截面弯曲应力和夹具的预应力作用。

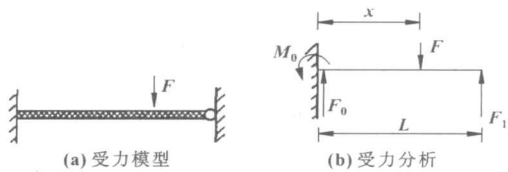
（3）刀具切削力垂直于薄板表面的向下分力造成叶片的弯曲和扭转，另两个方向分力对叶片变形影响很小，因此将切削力用等效的垂直表面向下作用力替代，即认为切削力垂直作用于薄板表面。在材料力学理论中，假定毛坯材料是均匀、各向同性的，当弹性变形属于小变形情况时，分析弯曲变形的基本理论是梁的挠曲线近似微分方程以及叠加法计算梁变形。

（4）在仿真加工时假设铣削厚度明显小于加工材料的壁厚，因此建模时忽略了走刀过后已加工表面和待加工表面的壁厚差，而视该边为等壁厚。

（5）假设整个加工过程中材料都处于弹性形变状态。

2.3　叶片变形的理论分析[2]

根据以上假定和专用夹具结构，绘制叶片受力模型及其受力分析如图 4示。



(a) 受力模型　　(b) 受力分析

图 4　叶片受力模型和受力分析图

2.3.1　弯曲变形分析

受力模型结构为一次超静定结构，根据超静定结构模型的求解方法，如果以右端限制叶尖截面的位置约束为多余约束，并以右端约束力代替其作用，则变形协调方程是右端位移为零，列出以下变形协调方程：

$$\frac{Fx^3}{3EI}+\frac{Fx^2}{2EI}(L-x)-\frac{F_1L^3}{3EI}=0$$

在外力 F的作用下，作用点处的位移公式为：

$$s_{弯曲}=\frac{-Fx^3}{12EIL^3}(x^3-6Lx^2+9L^2x-4L^3) \qquad (1)$$

为了描述上的直观和计算上的方便，令

$$x=k_1L \quad 0\leqslant k_1\leqslant 1$$

则

$$s_{弯曲}=\frac{-FL^3}{12EI}(k_1^6-6k_1^5+9k_1^4-4k_1^3) \quad 0\leqslant k_1\leqslant 1 \qquad (2)$$

通过对函数性质分析可知，$k_{1max}\approx0.5858$，所以可以推出叶片的最大弯曲变形发生在叶身中间靠近顶尖端部位，约在叶片长度的 60%处，从叶根、叶尖到最大弯曲变形处，由材料力学可知 $I=\frac{hb^3}{12}$；弯曲变形近似线性分布，在这点最大变形为：

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

$$s_{弯曲max} \approx \frac{FL^3}{100EI} = 2.12 \times 10^{-5} F$$

2.3.2　扭转变形分析

当叶片比较宽、薄时，在叶片缘头附近切削力的作用导致叶片发生较大的扭转变形，有时其变形量超过了弯曲变形量。扭转变形的特点是在截面中间区域表现不明显而在缘头区域剧烈增大，变形量主要取决于叶片宽度，与叶片截面缘头厚度也有一定关系。叶片截面简化成矩形截面，根据弹性力学理论，对于矩形截面，剪应力在截面内分布规律如图 5所示。

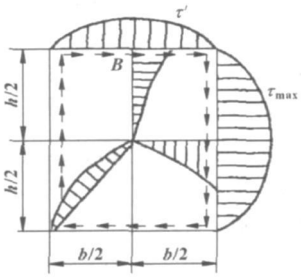


图 5　剪应力在截面内分布规律

窄长矩形板的单位长度扭转角为

$$\varphi = \frac{T_n}{G\beta b^3 h} = \frac{3T_n}{Gb^3 h}$$

所以可以得到叶片扭转位移公式为

$$s_{扭转} = \varphi_{xy} = \frac{T_n xy}{G\beta b^3 h} = \frac{Fxy^2}{G\beta b^3 h} = \frac{3Fxy^2}{Gb^3 h}$$

当切削力作用在叶尖缘头（$x=L$　$y=h/2$）时，叶片在该点的扭转位移最大，即

$$s_{max} = \frac{0.75FLh}{Gb^3} \approx 6.73 \times 10^{-5} F$$

2.3.3　弯扭组合变形分析

由切削力引起的弯曲和扭转产生的位移方向相同，故模型弯扭组合变形公式为

$$s = s_{弯曲} + s_{扭转} = -\frac{F}{12EI}(k_l^6 - 6k_l^5 + 9k_l^4 - 4k_l^3) + \frac{3Fxy^2}{Gb^3 h}$$

令 $x = k_l L\ (0 \leqslant k_l \leqslant 1)$，　$y = mh/2\ (-1 \leqslant m \leqslant 1)$，则

$$s = 3.37 \times 10^{-5} F k_l m^2 - 1.87 \times 10^{-13} F(k_l^6 - 6k_l^5 + 9k_l^4 - 4k_l^3)$$

通过以上弯扭组合变形规律的研究可以总结出叶片的弹性变形规律为：从叶根、叶尖到最大弯曲变形处，弯曲变形近似线性分布；叶片的最大扭转变形发生在叶尖端缘头处，在各个叶片截面内，从中部指向缘头区域，扭转变形以二次曲线规律增大，沿叶身从榫头到叶尖方向，扭转变形量线性增大。

2.4　有限元分析法验证[3]

有限元的基本原理是把连续弹性体离散为在有限个节点处连接起来，由有限个大小单元组成的单元组合体，代替原来的弹性体，然后建立并求解以节点位移为未知量，以总体刚度矩阵为系数的线性代数方程组。

2.4.1　有限元分析模型建立

根据叶片的具体参数建立叶片模型，如图 6所示。

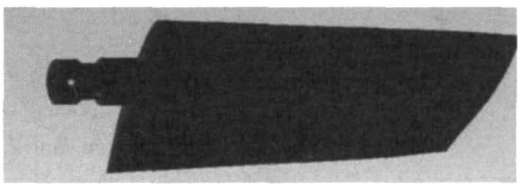


图 6　叶片仿真加工模型

2.4.2　工况与仿真加工分析

叶片加工仿真采取和实际加工相同的螺旋走刀加工方案，加工仿真采用螺旋加载[3-4]。从仿真结果看出叶片的最大变形位移在叶尖的后缘处，同时产生了扭转变形，由图 7检测出叶片的最大扭角约为 2°。解析解与有限元仿真结果具有较好一致性。但解析解与仿真解比实际加工测量值要小，是因为在建立工件的力学模型时，对工件进行了适当的简化，与实际工况有所偏差，忽略了实际加工过程中热源沿垂直于加工表面运动引起的温升；假设切削力是恒定的，忽略了实际加工中因加工余量的偏差引起的切削力的变化。

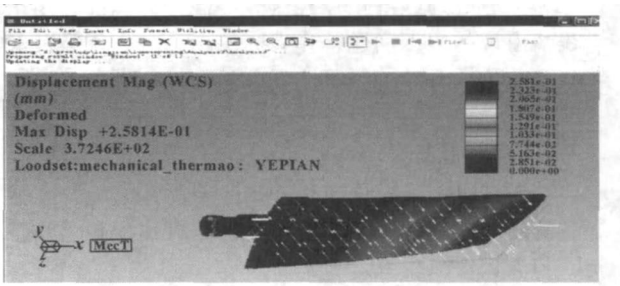


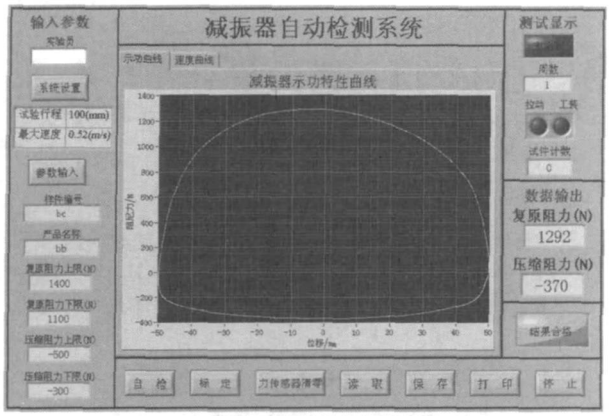
图 7　叶片仿真加工变形云图

3　叶片加工变形问题的解决方案

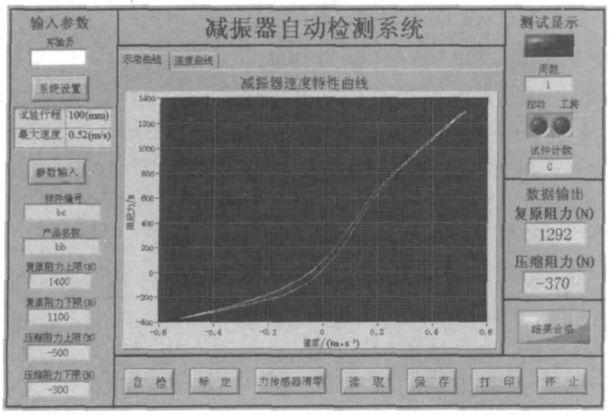
叶片在加工过程中由于切削力、切削温度、刀具材质、工件材料等诸多因素的影响，加工完成后由于应力应变的释放，引起了叶片的弯扭变形。为了减小加工后的校形工作量，在叶片加工前，利用现有的已知条件，用 Pro/MECHANICA对加工过程的受力与温升进行有限元仿真，得到了叶片的最大位移和扭转变形图，根据解析解和仿真结果，对叶片进行了二次造型，如图 8所示。叶片在加工时，把进行了弯扭变形

（下转第 87页）

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net



(a) 减振器示功特性曲线前面板



(b) 减振器速度特性曲线前面板

图 5　减振器生产线检测系统前面板

4　减振器试验检测结果

减振器试验检测结果如图 5所示。可见曲线比较平滑，选用的 Bessel滤波效果好。减振器示功特性和速度特性曲线能正确反映阻尼力随位移和随速度的变化趋势。复原阻力和压缩阻力得到准确显示，合格性得到准确判断。

5　结论

(1) 开发出的减振器自动检测系统，能显示出减振器示功特性和速度特性曲线，并能准确显示力学特征参数，从而判断减振器是否合格。

(2) 包括装夹时间在内，试件的单工位检测小于 8 s/件，效率高。

(3) 每个试件的检测结果均得到记录，利于质量检测以及防止遗漏。

(4) 试验表明，该检测系统操作简单、性能完善、测试精度稳定，界面友好，能满足减振器生产线检测的需要。

参考文献：

【1】王望予. 汽车设计 [M]. 北京：机械工业出版社，2004.

【2】中国汽车工业公司. QC/T545K-1999汽车筒式减振器台架试验方法 [S]. 北京：中国标准出版社，1999.

【3】王天利，孙晓帮，冯吉祥. 基于虚拟仪器的活塞杆弯曲试验测试系统 [J]. 机械设计与制造，2009(4)：245－246.

(上接第 55页)

后的叶片模型作为目标实体进行加工，使叶片在加工前有一定的反变形量，来抵消加工后切削和热应力引起的变形，加工应力释放后，可达到理论设计结果。

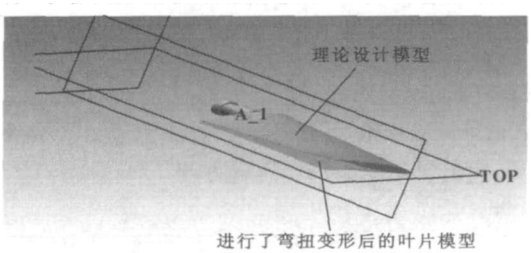


图 8　叶片二次造型与设计造型的对比

4　加工验证

在某航空螺旋桨制造厂进行实际加工验证，根据同批次锻件的测量余量，可得到叶身在粗加工、半精加工和精加工时的切削深度，根据叶片在加工中的切削力和切削温度的计算公式，可得到不同批次锻件的不同的弯扭变形结果，根据这些数据，对叶片进行二次造型，得到叶片的反变形结果。然后对提前反变形的叶片进行数控加工，加工后进行应力释放。为了验证加工结果，对加工成型的叶片进行三坐标测量，得到的数据如表 1所示。可以看出，利用反变形理论，加工成型的叶片有很好的一致性，而且不用再进行机械校形。

表 1　叶片测量数据对照表

	轴线弯曲度 /mm	截面型面的最大扭转变形 /(′)
理论值	0.02	<12
测量值	0.01	<8

参考文献：

【1】王志刚，何宁，张兵. 航空薄壁零件加工变形的有限元分析 [J]. 航空精密制造技术，2000(6)：7－11.

【2】白瑀，张定华，刘维伟. 叶片螺旋铣弹性变形分析 [J]. 机械科学与技术，2005, 24(7)：800－802.

【3】刘玉娟. 航空发动机叶片制造技术研究 [D]. 兰州：兰州理工大学，2005.

【4】Makem J, Ou H, Armstrong C G, et al. A virtual inspection technique for assessing the dimensional accuracy of forged compressor blades using FE modeling and CMM inspection [C]// Proceedings of the 11th ESAFORM Conference on Material Forming. Lyon, France, 2008. 4.

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net