



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109489580 B

(45) 授权公告日 2021.09.24

(21) 申请号 201811505485.4

(22) 申请日 2018.12.10

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 109489580 A

(43) 申请公布日 2019.03.19

(73) 专利权人 华东理工大学
地址 200237 上海市徐汇区梅陇路130号

(72) 发明人 张显程 刘爽 姚树磊 朱旭旻
张开明 刘怡心 贾云飞 涂善东

(74) 专利代理机构 上海智信专利代理有限公司
31002
代理人 邓琪 杨希

(51) Int. Cl.
G01B 11/24 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 108330264 A, 2018.07.27

CN 108458659 A, 2018.08.28

CN 108765478 A, 2018.11.06

审查员 张雪松

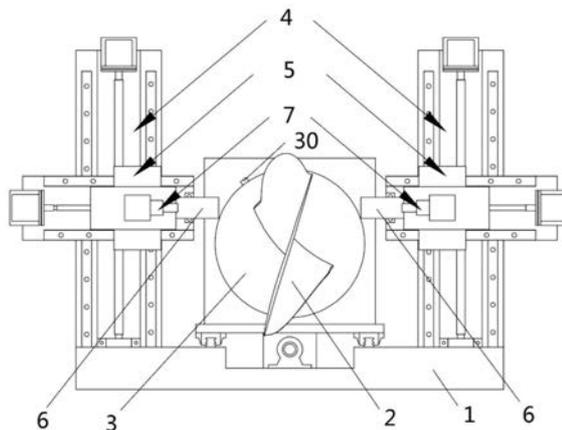
权利要求书2页 说明书8页 附图4页

(54) 发明名称

一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法

(57) 摘要

本发明涉及一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法,其包括:步骤S1,在超声滚压机床上安装一检测扫描执行机构;步骤S2,利用所述扫描执行机构对所述航空发动机叶片进行扫描,以获得检测设备坐标系下的叶片点云数据,并将该检测设备坐标系下的叶片点云数据转换为机床坐标系下的叶片点云数据;步骤S3,对所述机床坐标系下的叶片点云数据进行数据处理;步骤S4,根据所述航空发动机叶片的理论设计数据以及经过数据处理的所述机床坐标系下的叶片点云数据,获得叶片形状误差特征,并对该叶片形状误差特征进行补偿。本发明提高了航空发动机叶片曲面表面强化加工的精度和效率。



1. 一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法,其特征在于,所述方法包括以下步骤:

步骤S1,在超声滚压机床上安装一检测扫描执行机构,其中,所述超声滚压机床包括:一卡盘以及两个分别安装在所述卡盘左右两侧的加工头,所述卡盘的边缘安装有凸起的标定零件;所述检测扫描执行机构包括:两个分别安装在所述加工头上的检测扫描器;

步骤S2,利用所述扫描执行机构对安装在所述卡盘上的航空发动机叶片进行扫描,以获得检测设备坐标系下的叶片点云数据;利用所述扫描执行机构对所述卡盘进行扫描检测,根据所述凸起的标定零件,利用获取到的卡盘的点云数据进行卡盘旋转的角度信息的标定;并将所述检测设备坐标系下的叶片点云数据转换为机床坐标系下的叶片点云数据;

步骤S3,对所述机床坐标系下的叶片点云数据进行数据处理;

步骤S4,根据所述航空发动机叶片的理论设计数据以及经过数据处理的所述机床坐标系下的叶片点云数据,获得叶片形状误差特征,并对该叶片形状误差特征进行补偿;

其中,所述步骤S3包括:

步骤S31,采用主体点云聚类提取法去除机床坐标系下的叶片点云数据中的体外噪声点,以获取叶片模型原始点云数据;

步骤S32,利用统计离群点法去除叶片模型原始点云数据中的原始数据噪声点,以获取降噪后的点云数据;

步骤S33,采用考虑曲率的包围盒法对降噪后的点云数据进行精简和光顺,对于曲率大于0.33的区域缩小包围盒法中的立方体边长;其中,首先根据下式对点云中任意一点 P_i 的K个临近点拟合二次曲面:

$$f(x, y) = ax^2 + bxy + cy^2,$$

再根据下式计算 P_i 的平均曲率 K_{P_i} :

$$K_{P_i} = \frac{f_x f_x f_{yy} - 2 f_x f_y f_{xy} + f_y f_y f_{xx}}{2(f_x f_x f_{yy} - f_x^2 f_y^2)} \cdot \vec{n},$$

式中, $f_x, f_y, f_{xx}, f_{xy}, f_{yy}$ 是二次曲面 $f(x, y)$ 的一阶偏导和二阶偏导, \vec{n} 是点 P_i 的单位法向量。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法,其特征在于,所述步骤S31包括:

将机床坐标系下的叶片点云数据按照密度大小进行聚类,其中密度最大的点云集合为叶片的主体点云数据,记为MP,密度小的点云集合记为 OP_i ,根据以下公式计算 OP_i 到MP的距离,若该距离超过一设定阈值 D_τ ,则表示 OP_i 为待删除的所述体外噪声点;

$$\text{Dist}(OP_i, MP) = ||OP_i - MP||.$$

3. 根据权利要求1所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法,其特征在于,所述步骤S32包括:

根据以下公式计算所述叶片模型原始点云数据中各个点 P_i 到邻域M内所有点的平均距离 $d_{mid}(P_i)$,若 $d_{min}(P_i) > D_{mid}$,则点 P_i 被定义为离群点,最后将离群点删除,其中, D_{mid} 为模型的全局平均距离;

$$d_{mid}(P_i) = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k \|P_i - M_j\|,$$

其中, k 表示点 P_i 的邻域 M 中的点云数目, M_j 表示邻域 M 中第 j 个点。

4. 根据权利要求1所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法, 其特征在于, 所述步骤S33包括: 把所述降噪后的点云数据放入到一个长方体中, 根据预设的精简率的大小将该长方体均匀分割成等边的立方体, 对于每个立方体选取距离该立方体中心最近的点云数据作为特征点, 并且对于所述降噪后的点云数据中曲率大于0.33的区域, 缩小所述立方体的边长, 以增大其密度。

5. 根据权利要求4所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法, 其特征在于, 所述步骤S33还包括: 利用二次曲面拟合法计算所述降噪后的点云数据的曲率。

6. 根据权利要求1所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法, 其特征在于, 所述叶片形状误差特征包括: 所述航空发动机叶片的每层截面在X轴和Y轴上的实际位置数据与所述航空发动机叶片的每层截面在X轴和Y轴上的设计位置数据之间在X方向和Y方向上的最大偏差值, 所述步骤S4包括: 采用力反馈补偿法, 对所述在X方向上的最大偏差值进行补偿, 以及通过增加或减少所述加工头在Y方向上的轨迹偏移量, 对所述在Y方向上的最大偏差值进行补偿。

7. 根据权利要求1所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法, 其特征在于, 所述超声滚压机床还包括: 一床身底座, 所述卡盘可绕Z轴旋转并可沿Z轴移动地安装在所述床身底座上。

8. 根据权利要求7所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法, 其特征在于, 所述检测扫描执行机构还包括: 两个安装在所述床身底座上并对称分布在所述航空发动机叶片左右两侧的Y轴升降移动工作台以及两个分别安装在所述Y轴升降移动工作台上的X轴左右移动工作台。

9. 根据权利要求1所述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法, 其特征在于, 所述检测扫描器为激光扫描器。

一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法。

背景技术

[0002] 在复杂曲面工件表面,例如飞机发动机叶片表面的强化过程中,研究发现,经超声滚压机床强化加工的叶片区域与所规划的加工区域之间存在一定的偏差,这是由于叶片加工成型的形状尺寸误差、机床综合误差及卡盘安装误差,导致了叶片的实际形状位置与规划时采用的模型形状位置存在差异。因此,在表面强化的过程中,基于复杂曲面设计模型所规划的加工轨迹往往会造成加工误差,即所强化复杂曲面区域与目标区域之间存在误差。这就需要人工调节参数,修正加工轨迹,从而补偿加工误差。然而,由于每个复杂曲面工件的误差各不相同,这通常需要在实际加工中暂停设备,进行补偿参数的调节,大大降低了加工效率,增加了制造成本。而且人工调节要求经验高,难度大,精度控制难度高。

[0003] 为此,现有技术中通常采用常规检测设备(例如,三坐标测量机、自动绘图测量仪等)对工件复杂曲面型面进行测量,即,通过检测设备获取复杂曲面型面上离散点的坐标数据实现其型面的评定。基于上述常规检测设备,现有的复杂曲面工件的测量方法主要包括:标准样板法、自动绘图测量法、光学投影测量法、坐标测量法和电感测量法等,其中:标准样板法是一种定性的测量方法,只能凭借经验判断零件是否合格,无法给出工件实际误差的大小;自动绘图测量法的测量精度虽然较标准样板法高,但是仍然无法满足高精度叶片检测的需要,且自动绘图测量仪体积庞大、操作不便,因此应用范围有限;光学投影测量法则一般用于定性检测,通过观察实际叶型与理论叶型的符合程度直接判断叶片是否合格,但是在通过读取坐标值进行定量测量时,效率比较低下,且其受自身显示屏限制,测量范围有限,同时其受工件表面反射能力影响较大,测量精度较低;坐标测量法作为一种通用的点测量设备,造价高、测量过程繁琐、测量效率较低、需要二次开发测量软件、对环境要求高;电感测量法则由于属于非完全轮廓检测,使得测量结果不是十分可靠,有误判的可能性,并且对不同工件需要配备相应的支架装置和标准工件,增加了测量成本和时间。

[0004] 近几年,光学测量技术的发展为复杂曲面型面测量提供了新的测量方法,人们可以利用先进的复杂曲面形状检测设备,例如金属表面缺陷检测仪;三维扫描仪(包括激光三维扫描仪、结构光三维扫描仪,实现对工件表面的精确检测与误差评估。基于上述先进的检测设备,新的测量方法主要包括:机器视觉测量法、四坐标激光测量法和激光扫描测量法等,这些测量方法的优点在于测量速度快、范围大、效率高。

[0005] 然而,上述的这些现有的和改进的检测方法通常都要求将工件安装在检测台上,这就造成了二次装卸带来的误差。

[0006] 为了能够在加工过程中进行检测和补偿误差,必须将检测与加工进行集成,成为“加工-集成”系统。因此,针对加工中心的在机检测也得到了广泛的应用。国外很多公司对这个方面进行了研究,并针对各种不同的制造设备,研制出符合各自需要的在机检测系统。例如,英国Reni Shaw公司专门开发的安装在加工中心的各类测头和对应的软件,可以实现

对刀、刀具破损检测、工件误差检测等功能；德国Kapp公司磨齿机的在机齿轮测量装置；著名的齿轮机床制造商格里森公司及克林格贝尔公司则将齿轮检测中心与加工机床相连，实现了齿轮的CAD/CAM/CAI的闭环制造；英国Delcam公司的通用检测系统Power INSPECT可以实现在机检测和脱机检测。国内学者也相继开展了在机检测技术方面的探索和研究工作。相关的研究主要包括：机床的误差综合建模，误差参数测量及辨识，工件检测路径自动规划，以及针对不同误差源的补偿技术。然而，现有的误差补偿方法，如基于反变形误差多次补偿方法，具有误差补偿效率低下等缺点。

[0007] 在机检测设备的研发可选择接触式的检测探头或者基于光学原理的非接触式检测探头，其中，接触式的检测探头直接与待测物体接触，触发测头传感器发送测量信号，接收传感器接收信号，确定测头当前球心坐标，经过测头半径补偿和误差补偿最终计算出该点的坐标值，其具有精度高、环境适应性强的特点，但存在检测效率低、检测成本高的缺点；非接触式的检测探头则利用光学等物理特性来反求物体的形貌信息，相比接触式的检测方法，具有扫描速度快的特点，能获取被测工件的整体轮廓，且能测量表面较软的工件，精度较高，可达0.01mm精度，但同时也容易受到工件表面反射特性（如曲率、颜色、粗糙程度等）的影响。

[0008] 针对航空薄壁叶片这类自由曲面，通常需多次反复测量，导致测量点云规模达十万/百万级；更为严重的是，受工业现场温度差、灰尘颗粒、微小振动等因素影响，测量点云存在固有缺陷（残余噪音、体外孔洞、层叠区域、密度差异等）。由此带来的大规模测量点云数据处理则成为复杂曲面检测的关键问题之一，如精简、光顺、拼合和重构等几何操作；具体来说，由于航空叶片前后缘区域壁厚不足2毫米，常规精简或光顺过程容易丢失前后缘数据；由于叶片点云本身为非均匀分布，在精简过程中要在点云分布稀疏区域适当保留稀疏点云，否则会造成空洞；另外还要避免过光顺导致的丢失叶缘高曲率特征。

[0009] 因此，为了提高复杂曲面工件表面强化加工效率与精度，需要研发一种可以在复杂曲面工件在机加工工位进行的快速高效的检测技术，以及高效补偿表面强化误差的方法。

发明内容

[0010] 为了解决上述现有技术存在的问题，本发明旨在提供一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法，以在超声滚压强化加工过程中，高效快速地在机检测及补偿误差。

[0011] 本发明所述的一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法，其包括以下步骤：

[0012] 步骤S1，在超声滚压机床上安装一检测扫描执行机构，其中，所述超声滚压机床包括：一卡盘以及两个分别安装在所述卡盘左右两侧的加工头；所述检测扫描执行机构包括：两个分别安装在所述加工头上的检测扫描器；

[0013] 步骤S2，利用所述扫描执行机构对安装在所述卡盘上的航空发动机叶片进行扫描，以获得检测设备坐标系下的叶片点云数据，并将该检测设备坐标系下的叶片点云数据转换为机床坐标系下的叶片点云数据；

[0014] 步骤S3，对所述机床坐标系下的叶片点云数据进行数据处理；

[0015] 步骤S4,根据所述航空发动机叶片的理论设计数据以及经过数据处理的所述机床坐标系下的叶片点云数据,获得叶片形状误差特征,并对该叶片形状误差特征进行补偿;

[0016] 其中,所述步骤S3包括:

[0017] 步骤S31,采用主体点云聚类提取法去除机床坐标系下的叶片点云数据中的体外噪声点,以获取叶片模型原始点云数据;

[0018] 步骤S32,利用统计离群点法去除叶片模型原始点云数据中的原始数据噪声点,以获取降噪后的点云数据;

[0019] 步骤S33,采用考虑曲率的包围盒法对降噪后的点云数据进行精简和光顺。

[0020] 在上述的复杂表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述步骤S31包括:

[0021] 将机床坐标系下的叶片点云数据按照密度大小进行聚类,其中密度最大的点云集合为叶片的主体点云数据,记为MP,密度小的点云集合记为 OP_i ,根据以下公式计算 OP_i 到MP的距离,若该距离超过一设定阈值 D_τ ,则表示 OP_i 为待删除的所述体外噪声点;

[0022] $Dist(OP_i, MP) = ||OP_i - MP||$ 。

[0023] 在上述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述步骤S32包括:

[0024] 根据以下公式计算所述叶片模型原始点云数据中各个点 P_i 到邻域M内所有点的平均距离 $d_{mid}(P_i)$,若 $d_{mid}(P_i) > D_{mid}$,则点 P_i 被定义为离群点,最后将离群点删除,其中, D_{mid} 为模型的全局平均距离;

[0025]
$$d_{mid}(P_i) = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k ||P_i - M_j||,$$

[0026] 其中,k表示点 P_i 的邻域M中的点云数目, M_j 表示邻域M中第j个点。

[0027] 在上述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述步骤S33包括:把所述降噪后的点云数据放入到一个长方体中,根据预设的精简率的大小将该长方体均匀分割成等边的立方体,对于每个立方体选取距离该立方体中心最近的点云数据作为特征点,并且对于所述降噪后的点云数据中曲率大于0.33的区域,缩小所述立方体的边长,以增大其密度。

[0028] 在上述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述步骤S33还包括:利用二次曲面拟合法计算所述降噪后的点云数据的曲率。

[0029] 在上述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述叶片形状误差特征包括:所述航空发动机叶片的每层截面在X轴和Y轴上的实际位置数据与所述航空发动机叶片的每层截面在X轴和Y轴上的设计位置数据之间在X方向和Y方向上的最大偏差值,所述步骤S4包括:采用力反馈补偿法,对所述在X方向上的最大偏差值进行补偿,以及通过增加或减少所述加工头在Y方向上的轨迹偏移量,对所述在Y方向上的最大偏差值进行补偿。

[0030] 在上述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述超声滚压机床还包括:一床身底座,所述卡盘可绕Z轴旋转并可沿Z轴移动地安装在所述床身底座上。

[0031] 在上述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述检测扫描执行机构还包括:两个安装在所述床身底座上并对称分布在所述飞机发动机叶片左右两侧

的Y轴升降移动工作台以及两个分别安装在所述Y轴升降移动工作台上的X轴左右移动工作台。

[0032] 在上述的航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中,所述检测扫描器为激光扫描器。

[0033] 由于采用了上述的技术解决方案,本发明为了避免航空发动机叶片曲面工件在检测中二次装卸带来的检测误差,增加检测的效率,利用非接触式检测技术在航空发动机叶片曲面工件表面强化过程中进行工件的在机检测,即,在航空发动机叶片曲面工件加工工位对叶片曲面表面进行扫描,快速获取航空发动机叶片曲面形状数据,并通过大规模点云处理技术,获得该航空发动机叶片曲面形状位置的综合误差,通过分析点云数据模型与设计模型之间差异的特征,得到基于力反馈与位置补偿器的误差补偿方案(即,向机床子带的位置补偿器输出补偿参数),进行轨迹误差补偿,从而提高了航空发动机叶片曲面表面强化加工的精度和效率。

附图说明

[0034] 图1a是本发明一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法中检测扫描执行机构安装在超声滚压机床上的结构示意图;

[0035] 图1b是本发明中加工工件、卡盘、加工头和检测扫描器的结构简图,其中示出了卡盘和检测扫描器的X、Y、Z轴运动方向;

[0036] 图2是本发明中检测设备坐标系与机床坐标系的示意图;

[0037] 图3是本发明中原始点云数据的示意图;

[0038] 图4是本发明中经过步骤S3处理后的点云数据的示意图

[0039] 图5是本发明中叶片某一加工截面的X-Y平面上的误差特征分析示意图;

[0040] 图6是本发明中采用力反馈补偿法补偿X方向上的误差的示意图。

具体实施方式

[0041] 下面结合附图,给出本发明的较佳实施例,并予以详细描述。

[0042] 本发明,即一种航空发动机叶片表面加工的在机点云检测及补偿方法,包括以下步骤:

[0043] 步骤S1,在超声滚压机床上安装检测扫描执行机构,其中,

[0044] 如图1a、1b所示,超声滚压机床包括:安装在床身底座1上并供被加工工件2安装于其上的卡盘3,其中,卡盘3可绕Z轴旋转并可在床身底座1上沿Z轴移动,被加工工件2的末端安装在卡盘3的一侧端面上,即,通过卡盘3可带动被加工工件2绕Z轴旋转以及沿Z轴方向进给;

[0045] 扫描执行机构包括:两个安装在床身底座1上并对称分布在被加工工件2左右两侧的Y轴升降移动工作台4、两个分别安装在Y轴升降移动工作台4上的X轴左右移动工作台5、两个分别安装在X轴左右移动工作台5上的加工头6(加工头6为超声滚压机床的固有部件)以及两个分别安装在加工头6上的检测扫描器7,即,通过Y轴升降移动工作台4和X轴左右移动工作台5可带动检测扫描器7沿Y轴方向上下移动以及沿X轴方向左右移动;

[0046] 在本实施例中,被加工工件2为飞机发动机叶片(发动机叶片种类繁多,其叶型多

呈空间自由曲面状；本发明适用于双圆弧、多圆弧或S叶型等类型叶片，且最大叶身长度为1200mm)；由于叶片表面反光的影响问题，通过分析比较激光扫描器与结构光扫描器对复杂曲面工件扫描生成的点云效果，综合扫描器成本、尺寸以及扫描器要求，最终选取激光扫描器作为检测扫描器7以用于叶片点云获取，具体来说，结构光扫描器是通过拍照的方式提取物体表面三维数据，而激光扫描器是通过线扫描提取物体表面三维数据，对于复杂曲面工件，尤其是航空发动机叶片，其金属表面光泽且反光，会严重影响结构光扫描器获取点云的效果，而用激光扫描器可以避免这一问题，而且激光扫描器获得的点云比结构光扫描器获取的点云精度高，即，获取点云数据的质量高，另外，激光扫描器比结构光扫描器更加便携，可以在操作现场进行任何角度的无死角扫描；在本实施例中，激光扫描器的尺寸约在20mm*30mm*10，并且其工作特点是：固定式全自动扫描，效率高，精度高，且分辨率高。

[0047] 步骤S2，利用扫描执行机构，即利用检测扫描器沿Y轴方向的上下移动以及沿X轴方向的左右移动，并结合卡盘3在Z轴方向上的进给和绕Z轴的旋转，对被加工工件2进行扫描，以获得检测设备坐标系下的工件点云数据，并将该检测设备坐标系下的工件点云数据转换为机床坐标系下的工件点云数据；

[0048] 具体来说，由于检测设备坐标系与机床坐标系不同，需要进行坐标系转换，并进行参数标定(参数标定是对安装检测机构及每一次装夹待加工件后，相对机床绝对坐标系进行定位，标定的旋转角度信息将保证检测开始时处于真实零点位置)。

[0049] 如图2所示，根据公式(1)可将检测设备坐标系转换为机床坐标系：

$$[0050] \quad P_e = {}^j_i R P_j$$

$$[0051] \quad P_i = P_e + {}^o_j P = {}^j_i R P_j + {}^o_j P \quad (1),$$

[0052] 其中， P_i 表示机床坐标系， P_j 表示检测设备坐标系， ${}^o_j P$ 表示检测设备坐标系与机床坐标系的原点三轴的相对平移位置， ${}^j_i R$ 为旋转矩阵，表示检测设备坐标系相对初始位置旋转量， p_j 表示已知点P在检测设备坐标系下的坐标的转置(p_j 是指通过检测扫描器获得的点云数据，将 p_j 代入公式(1)即可获得机床坐标系下已知点P的坐标，这是因为机床需要基于自己的坐标系发出控制指令，故需将基于检测设备坐标系得到的数据转换为机床可用参数)。

[0053] 由公式(1)可以看出，坐标系转换其实是先旋转后平移，图2中的 X_e 、 Y_e 、 Z_e 轴即表示将点云数据先进行旋转后的坐标系。

[0054] 由于卡盘3的形状为圆形，位置固定，因此，先利用扫描执行机构对卡盘3进行扫描检测，并利用获取到的卡盘的点云数据进行卡盘旋转的角度信息的标定；在本实施例中，由于卡盘3为圆形，无法识别旋转信息，因此在卡盘3的边缘安装一个凸起的标定零件30，使得扫描生成的点云数据中可以判断卡盘的旋转信息，以配合标定。

[0055] 步骤S3，对机床坐标系下的工件点云数据进行数据处理，包括：

[0056] 步骤S31，采用主体点云聚类提取法去除机床坐标系下的工件点云数据中的体外大片噪声点，以获取叶片模型原始点云数据；

[0057] 步骤S32，利用统计离群点法去除叶片模型原始点云数据中的原始数据噪声点，以获取降噪后的点云数据；

[0058] 步骤S33,采用考虑曲率的包围盒法对降噪后的点云数据进行精简和光顺;

[0059] 具体来说,将通过步骤S2获得的原始的机床坐标系下的工件点云数据记为原始点云数据 $P_i = \{x_i, y_i, z_i\}$ 。由于受测量设备的精度、扫描速度、被测量零件的表面质量以及外界环境等因素的影响,不可避免地在点云数据中引入噪声点。这些噪声点的存在,将直接影响被测工件的精度。因此必须对上述原始点云数据 P_i 进行去噪处理。

[0060] 首先,需要对原始点云数据 P_i 进行粗处理,采用主体点云聚类提取的方法获取叶片模型原始点云数据,去除体外大片噪声点。

[0061] 如图3所示,当叶片点云模型体外非连接噪声点较多时,引入主体点云聚类提取法,首先将点云按照密度大小进行聚类,其中密度最大的点云集合便是叶片的主体点云数据,记为MP,密度较小的集合记为 OP_i ,根据公式(2)计算 OP_i 到MP的距离,若距离超过设定阈值 D_r ,则表示 OP_i 是可以删除的体外非连接噪声点;

$$[0062] \quad \text{Dist}(OP_i, MP) = \|OP_i - MP\| \quad (2)。$$

[0063] 然后,进行精处理,利用统计离群点法彻底去除原始数据噪声点,即,运用统计学的方法对每个点的邻域进行分析,包括:首先根据公式(3)计算该点 P_i 到邻域M内所有点的平均距离 $d_{mid}(P_i)$,模型的全局平均距离 D_{mid} 符合高斯分布 $D \sim N(\mu, \sigma^2)$,其特征由均值 μ 和标准差 σ 决定。若 $d_{mid}(P_i) > D_{mid}$,则 P_i 点被定义为离群点,最后将离群点删除;

$$[0064] \quad d_{mid}(P_i) = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k \|P_i - M_j\| \quad (3),$$

[0065] 其中,k表示点 P_i 的邻域M中的点云数目, M_j 表示邻域M中第j个点。

[0066] 最后,进行精简和光顺的目的在于:在保持工件曲率特征的前提下,去除冗余数据并使点云数据更加平滑。为此,本发明引入考虑曲率特征的包围盒法,该包围盒法的思想是把降噪后的点云数据放入到一个长方体中,根据精简率的大小将长方体均匀分割成等边小立方体,对于每个立方体选取距离立方体中心最近的点云数据作为特征点。但是这种方法在曲率较大($K > 0.33$)的点云数据中,易导致特征丢失,尤其对于航空叶片叶缘高曲率处。因此本发明考虑曲率特征,对于曲率较大的区域缩小立方体边长,增大其密度。利用二次曲面拟合法计算曲率,即,首先根据公式(4)对点云中任意一点 P_i 的K个临近点拟合二次曲面 $f(x, y)$,通过计算 $f(x, y)$ 的主曲率及主方向确定 P_i 的曲率;根据微分几何知识求解二次曲面一阶偏导和二阶偏导,分别是: $f_x, f_y, f_{xx}, f_{xy}, f_{yy}$;则点 P_i 的平均曲率 K_{P_i} 可由公式(5)求得;

$$[0067] \quad f(x, y) = ax^2 + bxy + cy^2 \quad (4),$$

$$[0068] \quad K_{P_i} = \frac{f_x f_x f_{yy} - 2f_x f_y f_{xy} + f_y f_y f_{xx}}{2(f_x f_x f_{yy} - f_x^2 f_y^2)} \cdot \vec{n} \quad (5),$$

[0069] 其中 \vec{n} 是点 P_i 的单位法向量,计算如下:

$$[0070] \quad \vec{n} = \frac{f_x \times f_y}{|f_x \times f_y|}$$

[0071] 经过上述步骤3后的点云数据可如图4所示,从图4可以看出,处理后的点云数据仍能有效保持叶片的关键特征,尤其是对于表面强化加工最重要的叶缘特征。

[0072] 步骤S4,根据被加工工件理论设计数据以及经过数据处理的机床坐标系下的工件点云数据,获得工件形状误差特征,并对该工件形状误差特征进行补偿;

[0073] 具体来说,以飞机叶片为例,其强化加工并非改变叶片尺寸或型面,也不能纠正误差,因此,叶片强化加工中的误差主要是指叶片理论上的位置与在机床上的实际位置之间的误差,前者根据叶片设计模型获得,后者根据在线检测点云数据经处理后获得,然后,可以分析获得以上所述误差。典型的误差如图5所示,图中为X-Y平面中叶片某一截面的示意图,其中圆形代表卡盘3的位置,其可反映机床中心位置,箭头代表叶片两侧的加工头6,实线表示根据叶片设计模型所在的截面位置,而虚线则表示实际的叶片截面位置。由图5可见,在某一个加工截面上,由于机床及叶片的制造误差,截面可能同时存在X方向、Y方向以及旋转方向的误差,并且截面形状尺寸也会有所不同。对于叶片的超声滚压强化而言,在每一个加工截面上,需要两侧同时加工,并加工到指定的截面区域。图5上所示的各种误差最终将导致以下结果:一方面是造成左右两侧加工头6与叶片截面接触位置错误,另一方面是造成两侧加工头6在Y方向上上端超出叶片截面区域,下端无法达到最下端位置。

[0074] 因此,本发明分析经过数据处理的机床坐标系下的工件点云数据(即,被加工工件2的每层截面在X轴和Y轴上的实际位置数据)与被加工工件理论设计数据(即,被加工工件2的每层截面在X轴和Y轴上的设计位置数据)之间在X方向和Y方向上的最大偏差值,作为误差特征,并且对于在X方向上的误差采用力反馈补偿法进行误差补偿,对于在Y方向上的误差采用增加轨迹偏差值(在本发明实例中,实际轨迹是指实际需要加工的轨迹(即扫描及处理出来的点云构成的数据),而理论轨迹是指三维模型给出的数据,此处的轨迹偏差值是指赋予机床的一个调整值,增加这个值即可使机床从理论轨迹走向实际轨迹)的方法(即,在强化加工时通过调整超声滚压强化加工轨迹,增加或减少加工头6在Y方向上的轨迹偏移量)进行误差补偿。具体来说,由于X方向上的误差造成两侧加工头6与工件表面的预压力不同(当加工头6顶在工件表面时会产生预压力),利用安装在加工头6上的力传感器可以根据预压力的实时变化调整加工头6内部弹簧的伸缩量,从而调整加工头6与工件表面的预压力使之恒定,进而达到补偿X方向上误差的效果;例如图6所示,图6中实线表示叶片表面的实际位置,虚线表示叶片表面的理论位置,加工时,需要将按理论值走虚线的加工头6,调整到实际叶片的实线位置,图6中a示意加工头6按理论虚线加工,所以脱离加工表面,为预压力偏小,b示意经补偿后加工头6的位置,已贴合实际叶片表面,c示意经补偿后继续加工,加工头6能始终贴合叶片,此位置若不补偿,则会预压力过大。另外,根据实际的加工要求和经验,工件在Z轴旋转方向上的误差影响较小,当然,也可采用增加轨迹偏差值的方法进行Z方向上的误差补偿。需要注意的是,本发明在检测扫描时停止强化加工,通过分析扫描获得的点云数据经处理后的模型和工件设计模型,来调整强化加工的轨迹,进而达到误差补偿的目的。

[0075] 综上所述,本发明所提出的在机检测的设计方案能够根据超声滚压机床的结构特点进行设计,简化了扫描执行机构的设计难度;经综合分析比较几种不同的扫描器,所选用的激光扫描器具有点云获取效果好,成本低,外形尺寸适当等优点;所提出的设备标定方法简单实用,具有很强的可行性;所提出的大规模复杂曲面点云的处理方法是准确获得曲面误差和后期补偿的关键,根据复杂曲面表面强化的特点,从最终结果上对误差进行了特征分析,简化了特征分析难度;所提出的误差补偿方案符合复杂曲面表面强化加工中的实际

情况。该复杂曲面工件表面强化加工的在机检测方法运用先进的非接触式快速形状检测技术,相比常规的检测方法,具有在机免拆装,速度快,精度高的特点,具有很强的技术先进性和创新性。同时,本发明中所研究的复杂曲面大规模点云处理技术,相比于一般工件的点云处理问题更具挑战性;主要体现在表面形状不规则,形状曲率变化大的特点,且要求精度高,计算量大。因此,具有较高的研究难度。另外,所提出的主体点云聚类提取、统计离群点法去噪、考虑曲率的包围盒法进行精简和光顺,具有鲜明的特色。

[0076] 以上所述的,仅为本发明的较佳实施例,并非用以限定本发明的范围,本发明的上述实施例还可以做出各种变化。凡是依据本发明申请的权利要求书及说明书内容所作的简单、等效变化与修饰,皆落入本发明专利的权利要求保护范围。本发明未详尽描述的均为常规技术内容。

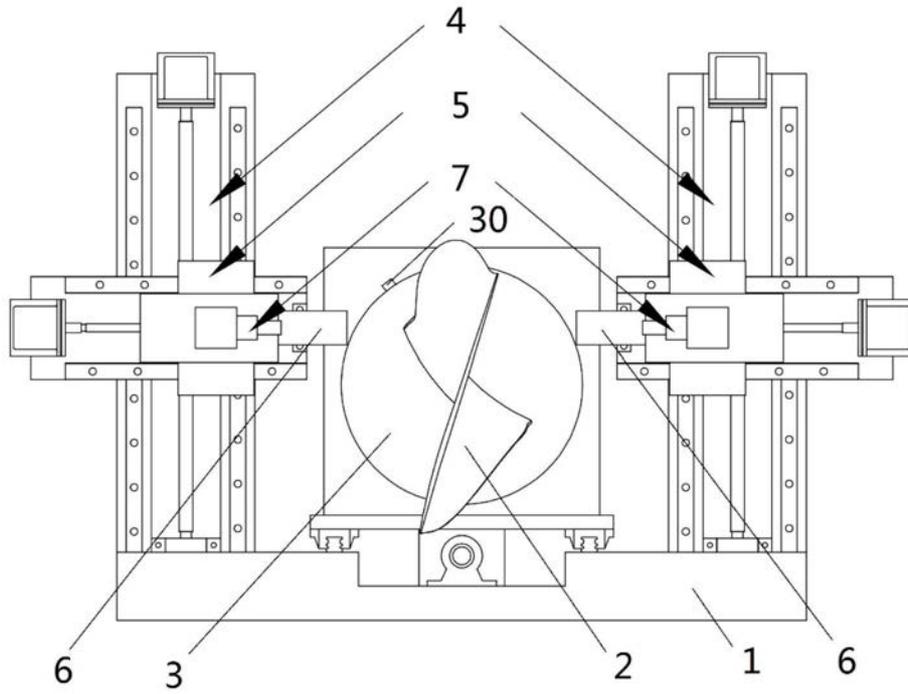


图1a

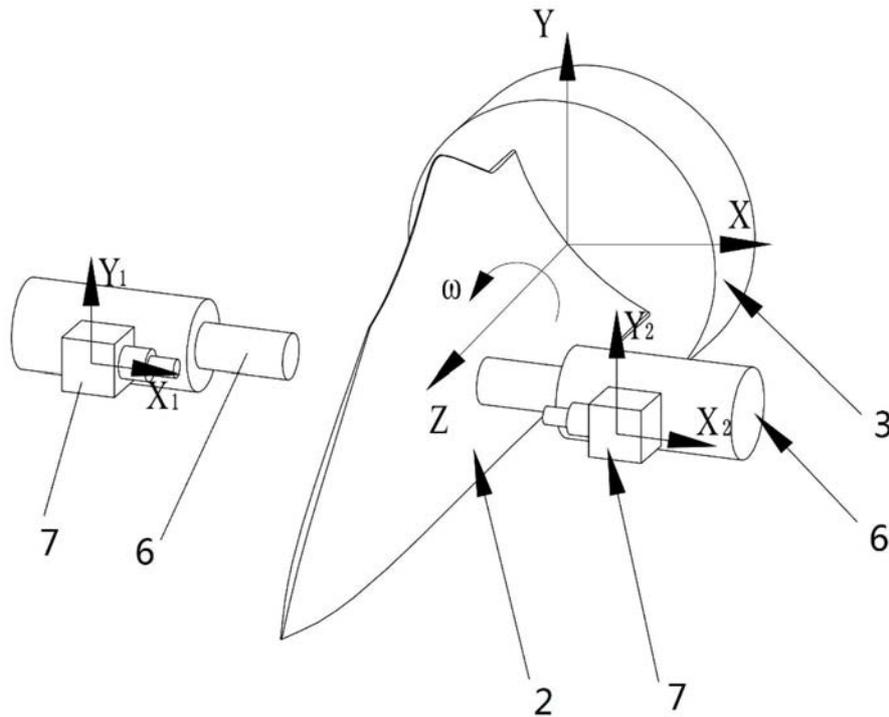


图1b

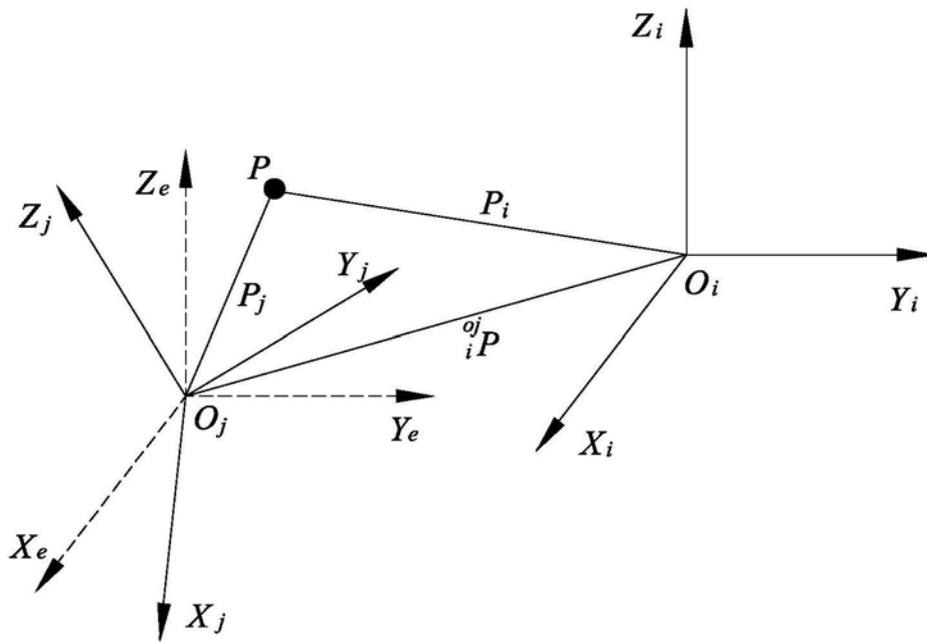


图2

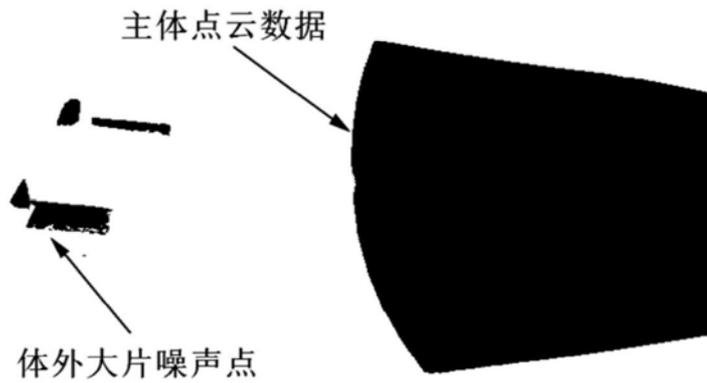


图3

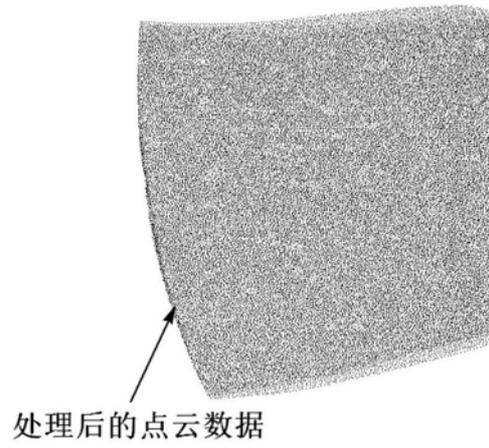


图4

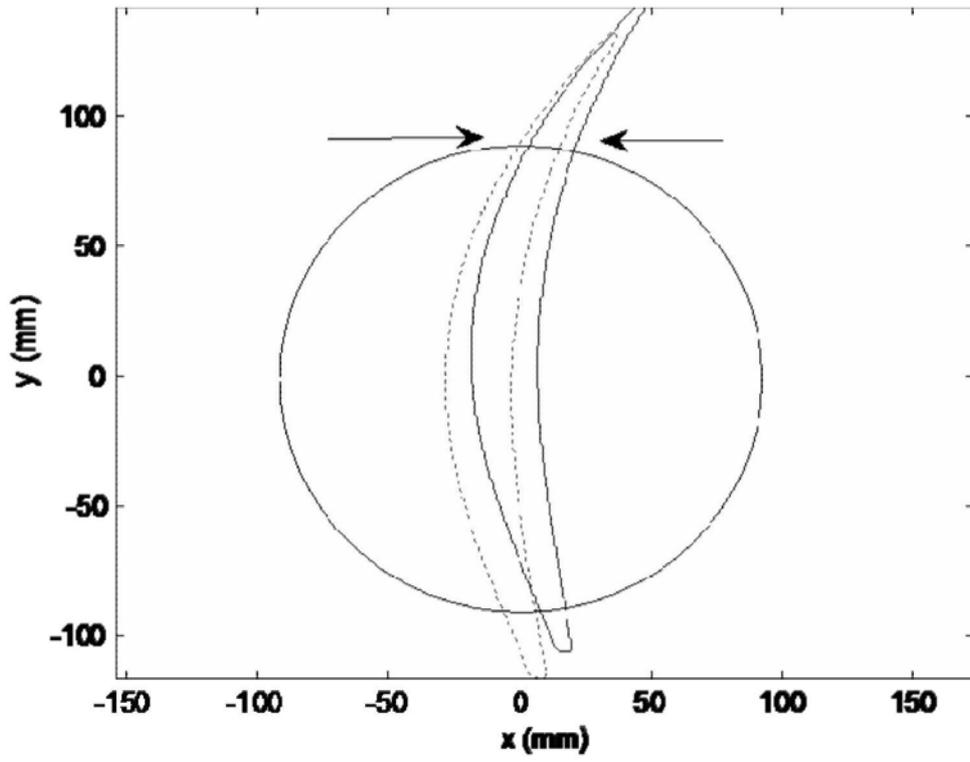


图5

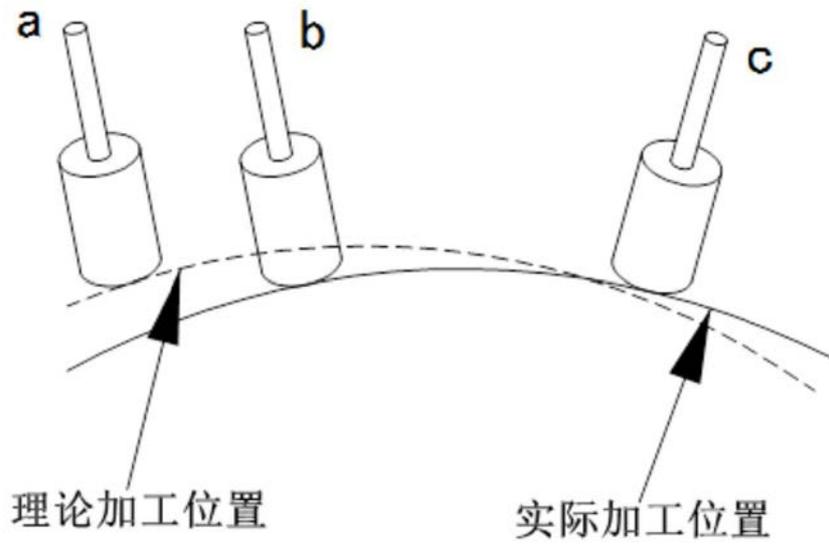


图6