

末端执行器优化控制下的飞机制孔方法

李欢庆, 胡铮, 蔡国庆

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 陕西 西安 710089)

摘要:针对末端执行器自身刚度有限,制孔过程中稳定性较差,存在位置误差、角度误差和孔径误差的问题,设计基于末端执行器优化控制的飞机制孔方法。利用 ABAQUS 软件仿真飞机制孔过程,判断末端执行器的响应状态,分析飞机制孔技术中的蒙皮侧压紧方式,通过罗德里格矩阵获取确认偏差较大的孔位,计算末端执行器与基准孔位之间的空间转换关系,建立制孔参数优化目标函数,逐一求解飞机制孔末端执行器的控制参数,完成飞机制孔精度优化。实验结果表明:在末端执行器优化控制下可有效降低制孔位置误差、角度误差和孔径误差,保证末端执行器控制过程的稳定性和精度。本文方法实际应用后,获得了较好的检验结果,满足使用标准。

关键词:末端执行器;蒙皮侧压紧方式;ABAQUS 软件;飞机制孔;工艺参数;优化控制

中图分类号:V262.4+2 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2023)04-0173-04

Aircraft Drilling Method under Optimal Control of End Effector

LI Huanqing, HU Zheng, CAI Guoqing

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

Abstract: In view of the limited self stiffness of end effector, the poor stability in the drilling process, and the errors of position, angle and aperture, an aircraft drilling method based on the optimal control of the end effector is proposed. The skin side pressing method in aircraft hole making technology is analyzed, with ABAQUS software the aircraft hole making process is simulated, the response state of the end actuator is judged, the hole position with large deviation is obtained through the Rodrigues matrix, the spatial conversion relationship between the end actuator and the reference hole position is calculated, the objective function of hole making parameter optimization is established, the control parameters of the aircraft hole making end actuator is solved one by one, and the optimization of the aircraft hole making accuracy is completed. The experimental results show that the optimized control of the end effector can effectively reduce the hole position error, angle error and hole diameter error, and ensure the stability and accuracy of the end effector control process. The practical application results of the proposed method are in line with the application standards.

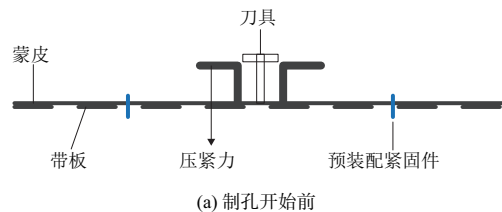
Keywords: end effector; compression mode of skin side; ABAQUS software; aircraft drilling; process parameters; optimal control

0 引言

飞机结构中的连接结构大部分属于薄壁结构,其稳定性差、尺寸大、形状复杂、厚度薄,因此制孔难度高,但必须保证制孔质量。对飞机表面制孔加工时,很容易产生毛刺,影响飞机零件连接质量。针对制孔问题,罗群等^[1]采用激光位移传感器根据飞机的结构特点,测量基准孔,根据测量结果计算其法向矢量,引入差值算法修正孔位,完成制孔。陈璐等^[2]通过三维测量模型采集工件表面中存在的点云数据,结合手眼标定方法和 Kalman 滤波方法提取孔点的法向量,修正孔点位姿,完成制孔。以上方法均采用外部补偿方式,制孔优化效果较差。为此本文提出应用末端执行器优化控制的飞机制孔方法。

1 末端执行器响应状态判断

目前飞机装配系统大部分都采用蒙皮侧压紧方式消除毛刺^[3]。采用蒙皮侧单向压紧方式在飞机框间制孔的过程如图 1 所示。



基金项目:国家重点研发计划重点专项定向项目(2019YFB1707504)

第一作者简介:李欢庆(1981—),男,陕西西安人,高级工程师,本科,研究方向为飞机数字化装配,lihuanqing963@126.com。

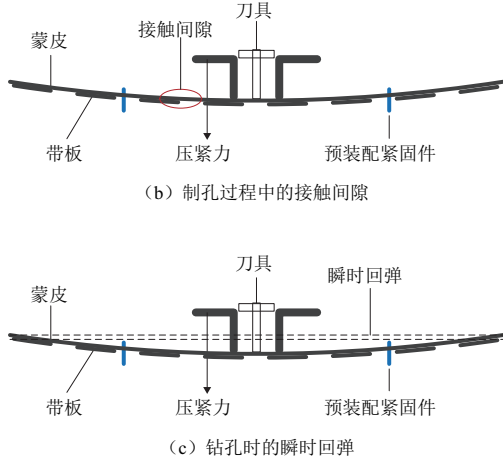


图1 制孔过程

为了避免瞬时回弹和毛刺对制孔精度产生的影响,需要提升各结构件连接质量,即通过确认末端执行器响应状态减少层间接触间隙,减少毛刺的产生,在 ABAQUS 软件中对飞机制孔过程展开仿真分析^[4]。

1)为了模拟预装配装置在制孔过程中对壁板产生的支撑和固定作用,需要在预装配紧固件中施加一定的预紧力,预紧力可根据实际工况设定。

2)将压紧力设置为 10N,在飞机制孔过程中将其施加到压紧装置中,得到带板与蒙皮在此状态下的接触情况。

3)在飞机制孔过程中模拟并分析钻孔设备和压紧装置的实时施载状态,以此为依据计算产生的轴向力和压紧力。

4)在完全施载情况下模拟 3)中的最终状态,根据模拟结果,获取相关参数在不同条件下对应的值。

5)在飞机制孔的最终阶段中,钻孔设备会穿透带板,对上述过程展开模拟,并在模拟过程中减小轴向力,使其在短时间内下降为 0,在此情况下判断末端执行器响应状态,即气压驱动或者电驱动:

①针对电驱动,在较短时间内增大压紧力至总驱动力,此时压紧力和轴向力的数值都会产生变化(电驱动);

②针对气压驱动,在较短时间内减小轴向力,使其为 0,并慢慢增大压紧力,使其与总驱动力相同(气压驱动)。

若轴向力在短时间内下降为 0,则需要可变刚度柔性末端执行器,即响应状态为气压驱动,否则为电驱动。

6)模拟所有作用力消失,设备与壁板分离的过程。

2 末端执行器位置控制

制孔过程中的位置精度由末端执行器位置控制,直接影响着飞机制孔的精度,在标记基准孔偏差较大的孔位后,以此对末端执行器位置进行校正,即采用多孔位空间转换方法计算其 $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)^T$ 、 \mathbf{R} 、 μ ,引入罗德里格矩阵原理,进行制孔坐标系和相机坐标系之间的转换,转换函数为

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mu \mathbf{R} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中尺度因子 μ 可通过下式计算得到:

$$\mu = \frac{\sqrt{(x_2-x_1)^2+(y_2-y_1)^2+(z_2-z_1)^2}}{\sqrt{(u_2-u_1)^2+(v_2-v_1)^2+(w_2-w_1)^2}} \quad (2)$$

式中: (x_i, y_i, z_i) 描述的是基准孔在产品坐标系 O_pxyz 中对应的坐标; (u_i, v_i, w_i) 描述的是基准孔在相机坐标系 O_cuvw 中对应的坐标, $i=1, 2$; $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)^T$ 为坐标平移向量,该向量中存在基准孔平移的相关信息;矩阵 \mathbf{R} 可通过下式计算得到:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}(x, \beta) \cdot \mathbf{R}(y, \chi) \cdot \mathbf{R}(z, \eta) = \begin{bmatrix} r_1(\chi, \eta) & r_2(\chi, \eta) & r_3(\chi) \\ r_4(\beta, \chi, \eta) & r_5(\beta, \chi, \eta) & r_6(\beta, \chi, \eta) \\ r_7(\beta, \chi, \eta) & r_8(\beta, \chi, \eta) & r_9(\beta, \chi, \eta) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: r_i 分别对应左右支板、台板的 9 种控制结果,其中, $i=1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9$; β 表示绕底板 x 轴的旋转角; χ 表示绕底板 y 轴的旋转角; η 表示绕底板 z 轴的旋转角。根据上式可知,矩阵 \mathbf{R} 属于正交矩阵,如果采用最小二乘法等传统方法对坐标旋转矩阵 \mathbf{R} 变换时,难度较高。因此,在空间转换关系的基础上,设置了三阶反对称矩阵 \mathbf{D} :

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & -n & -m \\ n & 0 & -l \\ m & l & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 n, m, l 均为常数,三者之间互相独立。利用矩阵 \mathbf{D} 构建罗德里格矩阵^[5-6],用于变换矩阵 \mathbf{R} :

$$\mathbf{R} = \frac{\mathbf{O} + \mathbf{D}}{\mathbf{O} - \mathbf{D}} \quad (5)$$

式中 \mathbf{O} 代表三阶单位矩阵。

如果已知第 i 个点与第 j 个点在相机坐标系和产品坐标系中的坐标 $(u_i, v_i, w_i)^T$ 、 $(u_j, v_j, w_j)^T$ 、 $(x_i, y_i, z_i)^T$ 、 $(x_j, y_j, z_j)^T$,此时可以获得下式:

$$(\mathbf{O} - \mathbf{D}) \begin{bmatrix} \Delta x_{ij} \\ \Delta y_{ij} \\ \Delta z_{ij} \end{bmatrix} = \mu (\mathbf{O} + \mathbf{D}) \begin{bmatrix} \Delta u_{ij} \\ \Delta v_{ij} \\ \Delta w_{ij} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $(\Delta u_{ij}, \Delta v_{ij}, \Delta w_{ij})^T$ 、 $(\Delta x_{ij}, \Delta y_{ij}, \Delta z_{ij})^T$ 分别代表的是第 i 个点与第 j 个点在相机坐标系和产品坐标系中的坐标差值,在上式的基础上获得常数 n, m, l 之间的转换关系:

$$\mathbf{A} \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu \Delta u_{ij} - \Delta x_{ij} \\ \mu \Delta v_{ij} - \Delta y_{ij} \\ \mu \Delta w_{ij} - \Delta z_{ij} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中矩阵 \mathbf{A} 可通过下式计算得到:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \Delta z_{ij} + \Delta w_{ij} & \Delta y_{ij} + \mu \Delta v_{ij} \\ \Delta z_{ij} + \mu \Delta w_{ij} & 0 & -\Delta x_{ij} - \mu \Delta u_{ij} \\ -\Delta y_{ij} - \mu \Delta v_{ij} & -\Delta x_{ij} - \mu \Delta u_{ij} & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

通过上述过程获得坐标平移向量 $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)^T$ 和坐标旋转矩阵 \mathbf{R} ,获取末端执行器与基准孔位之间的空间转换关系,以此实现末端执行器位置空间转换。

3 飞机制孔过程优化

1) 制孔参数多目标优化模型

确定末端执行器位置后,根据图 1 制孔过程将位移

值、接触间隙、应力和弹性变形能最小作为目标,设置目标函数 $g_1(x)$ 、 $g_2(x)$ 、 $g_3(x)$ 、 $g_4(x)$ 为

$$\begin{cases} g_1(x) = 0.0427 + 1.01 \times 10^7 x^2 - 1.1523 \times 10^4 x \\ g_2(x) = 9.8928 + 0.1073x \\ g_3(x) = -0.1389 - 7.45 \times 10^4 x \\ g_4(x) = 13.37 + 0.0339x \end{cases} \quad (9)$$

以此建立制孔参数多目标优化模型 $\min G(X)$:

$$\min G(X) = [g_1(x), g_2(x), g_3(x), g_4(x)]^T \quad (10)$$

式中: $G(X)$ 代表的是制孔数参数多目标优化过程中的目标向量;在压紧力变化过程中, $g_1(x)$ 表示接触间隙在制孔过程中的目标函数; $g_2(x)$ 表示弹性变形能在制孔过程中的目标函数; $g_3(x)$ 表示随压紧力变化,位移的目标函数; $g_4(x)$ 表示随压紧力变化,应力的目标函数; x 代表压紧力。多目标优化模型的约束条件如下:

$$250 \leq x + 150 \leq 900 \quad (11)$$

2) 制孔参数求解

应用末端执行器的飞机制孔精度优化方法通过线性加权组合法用单目标优化问题代替上述多目标优化问题^[7],最终输出的制孔参数为

$$\min g(x) = \sum_{l=1}^4 \frac{w_l g_l(x)}{\max g_l(x) - \min g_l(x)} \quad (12)$$

式中: $l=1, 2, 3, 4$; $g_l(x)$ 表示目标函数; w_l 表示各目标函数对应的权重系数。

4 实验与分析

4.1 实验环境与参数设计

为了验证应用末端执行器飞机制孔精度优化方法的整体有效性,需要对其展开仿真测试。末端执行器与位置控制对象如图 2 所示。

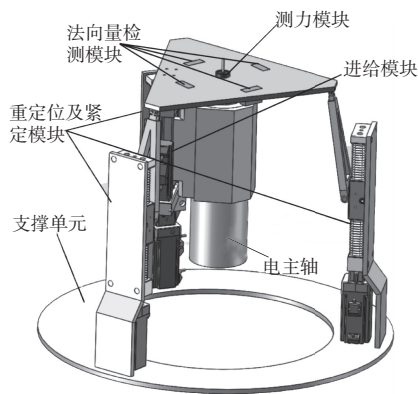


图 2 末端执行器与位置控制对象

图 2 中,末端执行器所有的结构件中测力模块、法向量检测模块、支撑单元、电主轴质量相对较重,具有较好的可控制性。末端执行器在优化前后的制孔受力仿真结果如图 3 所示。

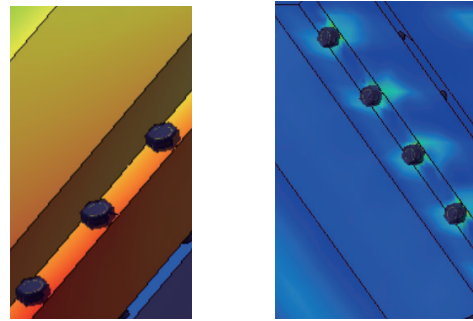


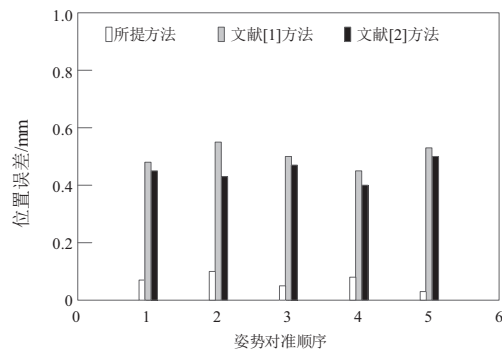
图 3 优化前后制孔材料受力仿真

通过对比可以看出,在优化后的末端执行器控制下,制孔后并没有影响材料的整体受力情况(蓝色)。而优化前的方法对材料造成了受力压迫(黄色)(本刊黑白印刷,相关疑问请咨询作者),降低了材料的可受力程度。

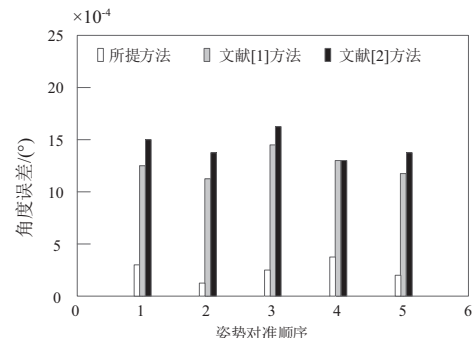
4.2 实验结果对比

选用文献[1]方法和文献[2]方法作为对比方法,只考虑结构件,不考虑功能件和内部件;忽略用于组装其他不影响整体情况的零件(螺钉、螺母和其他小零件);忽略小凸台、法兰、倒角等;尽量与末端执行器的结构保持一致,并尽可能简化结构,以真实反映装配过程的结构特征。在两个不同的实验环境中采用上述方法展开制孔测试,对比不同方法的位置误差、角度误差和孔径误差。

环境 1: 在坐标系 y 轴中令末端执行器正向偏移 10 mm。制孔测试结果如图 4 所示。



(a) 位置误差分析



(b) 角度误差分析

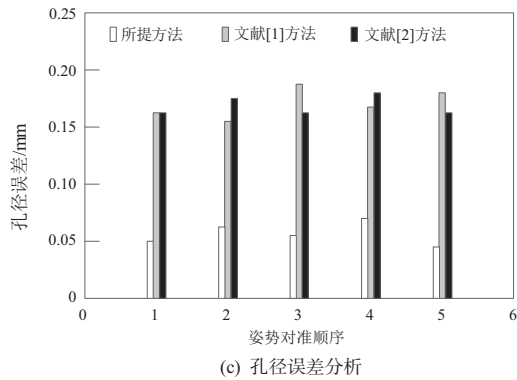
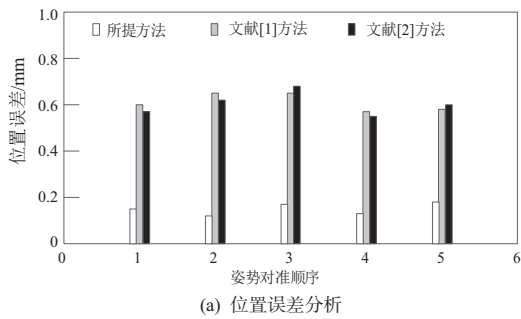
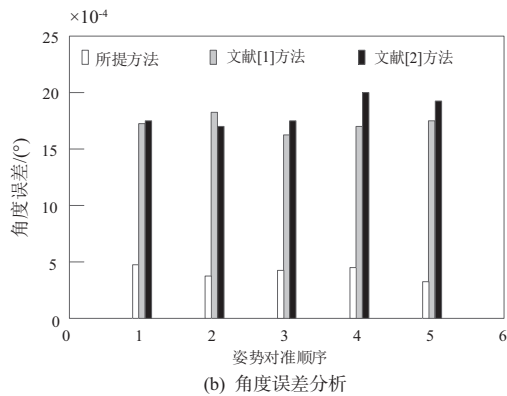


图 4 环境 1 下的制孔测试结果

环境 2:令末端执行器绕 z 轴轴向旋转 5°,并沿 z 轴正向偏移 15 mm。制孔测试结果如图 5 所示。



(a) 位置误差分析



(b) 角度误差分析

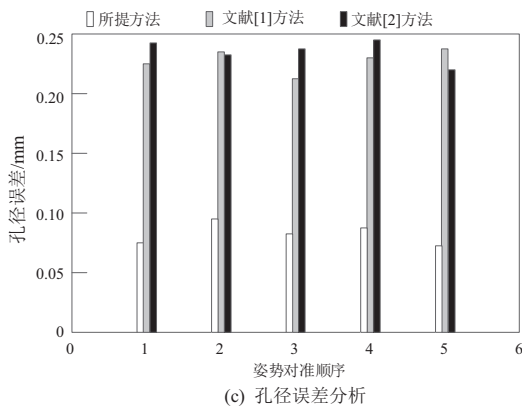


图 5 环境 2 下的制孔测试结果

分析图 4 和图 5 中的数据可知,3 种方法在环境 2 中的位置误差、角度误差和孔径误差分别高于环境 1 中的位置误差、角度误差和孔径误差,但无论是在环境 1 还是环

境 2 中,所提方法的位置误差、角度误差和孔径误差均是最小的,可将位置误差控制在 0.2 mm 以内,将角度误差控制在 $5 \times 10^{-4} \text{°}$ 以内,将孔径误差控制在 0.1 mm 以内。这些都表明所提方法具有较高的制孔精度,因为所提方法模拟并分析了飞机制孔过程,在确认偏差较大的孔位后,有针对性地分析了末端执行器与基准孔位之间的空间转换关系,保证制孔参数与基准孔所需的被校正参数一一对应于末端执行器位置。

4.3 实际应用效果分析

为了验证末端执行器的实际工作情况,将本文方法应用在某末端执行器的制孔工作中。制作材料为铝合金 7075 和 2024。经实际检验,结果如表 1 所示。

表 1 实际应用检验结果

检验项目	7075	2024
刀具规格	$\Phi 7.924$	$\Phi 5.05$
制孔孔径精度	H7	H8
表面粗糙度 (R_a)	1.6	1.7
是否存在棱角	否	否
是否存在破边	否	否
是否存在裂纹	否	否
单孔钻制节拍/s	8.2	9.3

由表 1 可知,经过检验,本文方法实际应用后,满足使用标准要求。

5 结语

与人工制孔方式相比,末端执行器制孔技术具有效率高和质量好等优点,适用于各种恶劣的工作环境,但装配制孔技术存在较大的位置误差、角度误差和孔径误差,本文提出一种应用末端执行器优化的飞机制孔方法,模拟并分析了飞机制孔过程,以此为依据校正末端执行器位置,并对制孔参数展开优化,可有效减小位置误差、角度误差和孔径误差,为飞机制孔技术的发展提供新思路。

参考文献:

- [1] 罗群,李欢庆,张一帆,等. 一种适用于飞机壁板自动化制孔的轴向修正技术[J]. 南京航空航天大学学报,2021,53(3):373-380.
- [2] 陈璐,关立文,刘春,等. 基于结构光三维视觉测量的机器人制孔姿态修正方法[J]. 清华大学学报(自然科学版),2022,62(1):149-155.
- [3] 章正伟,傅云,许雪峰. 飞机蒙皮侧壁铣切时域参数模型与粒子群优化[J]. 浙江工业大学学报,2022,50(2):149-155.
- [4] 曲爱涛,高常青,余超,等. 基于 ABAQUS 软件的海底电缆反应力锥切削仿真及切削参数优化[J]. 济南大学学报(自然科学版),2021,35(5):487-493,521.
- [5] 金洁,田威,李波. 一种自动钻铆末端执行器的设计[J]. 中国机械工程,2020,31(13):1555-1561.
- [6] 张森,郭锦标,吴媛媛. 基于罗德里格矩阵变换的水下导航系统校准算法研究[J]. 兵工学报,2020,41(2):342-349.
- [7] 罗翔,刘志平. 任意旋转角三维坐标转换的微分罗德里格矩阵算法[J]. 河南理工大学学报(自然科学版),2020,39(5):30-35.

收稿日期:2022-07-14