

引文格式: 张忠清, 李泷杲, 刘洋. 基于滑模控制的球头自适应入位技术[J]. 航空制造技术, 2023, 66(14): 108-117.

ZHANG Zhongqing, LI Shuanggao, LIU Yang. Adaptive positioning method for ball head based on sliding mode control[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(14): 108-117.

基于滑模控制的球头自适应入位技术*

张忠清¹, 李泷杲², 刘洋²

(1. 北京动力机械研究所, 北京 100074;

2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

[摘要] 固连在飞机结构上的工艺球头准确落入数控定位器末端球窝是飞机结构进行调姿对接的前提。针对大型构件难以准确入位的难题, 本文提出一种基于滑模控制的球头自适应入位方法。首先对三维力传感器输出做限幅和 FIR 混合滤波处理以提高其测量精度; 然后构建力引导的定位器驱动模型, 基于滑模理论设计力控制器并根据 Lyapunov 稳定判据检验其设计合理性; 接着在 Simulink 环境下搭建基于滑模控制的球头入窝模型, 仿真结果显示, 设计的力反馈控制系统无振荡且响应速度快; 最后以某机身模拟件进行试验验证, 试验结果满足设计的球头低应力入位要求, 验证了该方法的有效性。

关键词: 飞机装配; 球头入位; 滑模控制; FIR 滤波; 力反馈

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.14.108



张忠清

研究员级高级工程师, 研究方向为大型飞机数字化制造技术。

部件对接是飞机装配中的重要内容, 部件保持正确的位姿是实现对接装配的关键和前提^[1]。近年来, 数控定位器越来越多地应用于飞机部件的调姿对接中, 定位器末端与飞机部件或其工装上工艺球头连接形成球铰成为常见的部件支撑形式。飞机部件通过专用工装或行车吊装到指定装配站位后, 驱动定位器使得飞机部件上各球头准确落入定位器末端球窝内的过程被称为工艺球头入位^[2]。为防止入位后球头与球窝相对位置发生改变, 同时为保证飞机部件的调姿精度, 球头与球窝之间的预留间隙很小, 因此驱动定位器使各工艺球头与对应球窝准确配合十分困难。

在球头入位过程中, 球头与球窝球心位置的偏差必然产生较大的侧向装配应力, 为获得球头球窝准确的球心位置, 刘春^[3]提出了基于激光

跟踪仪测量的工艺球头入位方法, 通过激光跟踪仪测量可以获得准确的球心位置, 数字化集成控制系统根据测得的球心位置将规划好的入位轨迹传递给伺服控制器, 进而驱动各定位器使得定位器末端球窝球心与球头球心位置重合, 完成飞机部件的入位。测量入位虽然可行, 但激光跟踪仪测量存在误差, 球头入位过程中仍可能产生较大侧向力, 同时该方法需提前建立相应坐标系以获得球头球窝之间准确的相对位置关系, 整个过程耗时较长^[4]。

为提高球窝相对球头的定位精度, Liu 等^[5]提出了一种基于无标定视觉伺服的球头入位方法, 通过卡尔曼滤波在线评价雅克比矩阵, 避免了视觉系统复杂的标定过程, 使定位器球窝能自适应靠近球头。视觉伺服定位极大提高了球头入位精度, 但该方法需要配备额外的视觉测量装备,

* 基金项目: 基本科研业务费专项科研项目 (NP2022421)。

且视觉测量易受现场环境光线的影响。为此,邱宝贵等^[6]利用位移传感器设计了一套球头自适应入位装置并提出了相应的控制算法,根据位移传感器数据计算出工艺球头的球心坐标,然后驱动定位器准确到达球心坐标位置;相比视觉定位,该方法具有更好的适应性,但需要对定位器末端进行特殊设计,增加了机构的复杂性。

自适应入位通过建立入位系统与驱动系统的耦合关系来实现定位器末端对球头位置的主动找正^[7]。相比直接得出球心位置后驱动定位器末端球窝靠近球头,自适应法在入位前不需要知道球头球窝的相对位置,而是在入位过程中根据球头球窝当前接触状态的反馈信息进行连续性主动找正调节,直至球头球窝达到设计的入位要求。考虑到自适应入位过程中入位系统与驱动系统之间复杂的耦合关系,对于带反馈信号的控制,一般需要设计相应的控制器以提高系统控制性能,目前常用的非线性控制器有PID控制器、阻抗控制器和滑模控制器。PID控制^[8]算法蕴含了动态控制过程中过去、现在及将来的主要信息,具有较强的适应性,但PID控制参数不易调节;阻抗控制^[9]能够实现系统由无约束到有约束运动的稳定转换,但在实际中难以准确得到末端执行器的环境位置和刚度等,从而无法准确实现对末端的控制;滑模控制^[10]是一种非线性变结构的控制方法,对被控对象的模型误差及外部干扰不敏感,具有较好的控制鲁棒性,目前已被广泛应用于机器人柔性控制系统的设计。

基于以上分析,为解决飞机大部件工艺球头的准确入位问题,本文提出了一种基于滑模控制的飞机大部件工艺球头自适应入位方法,通过控制球头球窝实际接触力以减小入位位置偏差,从而使球头准确落入球窝。本方法主要基于飞机大部件对

接系统自带的力传感元件实现,避免了复杂的辅助工装设计;同时设计滑模控制器以提高入位系统控制性能,搭建入位控制模型并进行仿真和现场试验,试验结果满足设计的球头低应力入位要求,验证了本方法的有效性。

1 基于滑模控制的球头自适应入位技术路线

由多定位器构成调姿控制单元完成对飞机大部件的调姿是飞机部件对接装配中的常见形式,某部件姿态调整单元组成见图1。在调姿对接前,需要将与飞机部件固连的各工艺球头准确落入对应球窝形成球铰,使调姿部件获得稳定支撑。基于上述实际工程需求,本文提出了基于滑模控制的球头自适应入位方法。

自适应入位通过驱动定位器使其末端球窝主动找正球头,在找正过程中,球头球窝接触力可作为其球心位置偏差的映射,通过球窝下方固连的三维力传感器即可实时获取球头球窝的各向接触力。为提高三维力传感器测量精度,对传感器原始信号做限幅和FIR混合滤波处理。

球头自适应入位过程包含了驱动系统与入位系统的强耦合关系,即通过各向接触力值无法准确得出当前球头球窝的相对位置关系,因此需

要构建基于力反馈的球头入位闭环控制系统。将球头球窝侧向接触力作为定位器X/Y向传动系统输入的一部分,通过分析定位器传动系统组成得到末端受力与输出位移的关系,进而驱动定位器补偿当前球心位置偏差,实现定位器末端球窝对球头的主动找正^[11]。为减小球头入位时各向接触力稳态误差,提高入位系统的控制性能,在球头入位闭环反馈控制系统中引入滑模控制,并在Simulink环境下对构建的力控制系统进行仿真试验。基于滑模控制的球头自适应入位技术路线如图2所示。

2 三维力传感器力值信号的提取与处理

球头自适应入位主要基于三维力传感器展开,所以力传感器的测量精度关乎最终球头入位质量。三维力传感器一般选用电阻应变片作为传感元件,应变片输出电压较小,后续电路需要将其放大近1000倍才能满足A/D转换电路输入电平的要求^[12]。由于放大电路和电阻应变片本身存在热噪声和电磁噪声,使得输出的信号波动较大,因此需要对三维力传感器的输出信号做滤波处理。

2.1 常用数字滤波算法

常见的数字滤波方法有算数平均滤波、递推平均滤波、限幅滤波和

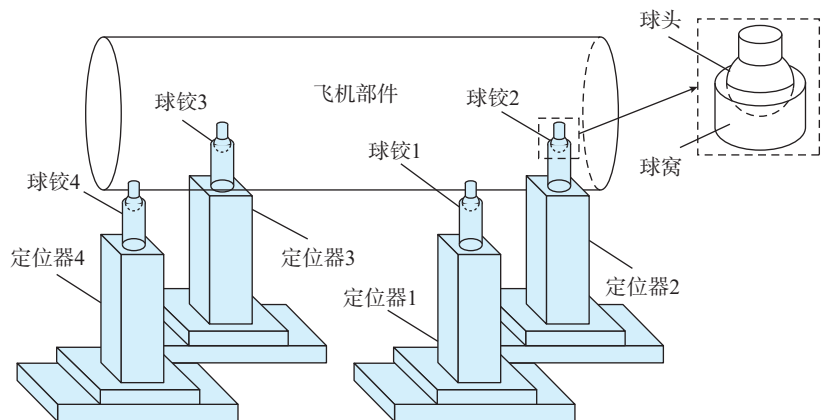


图1 姿态调整单元组成

Fig.1 Composition of attitude adjustment unit

其他一些基于 FIR 滤波器的光滑去噪方法等。

算术平均滤波作为最常用的数字滤波算法之一,通过在时刻 T 对信号进行连续 N 次采样,并对采样值做算术平均运算,作为当前时刻的信号值。当 N 取较大值时,信号具有较好的平滑度,此时需要多次采样,导致信号灵敏度有所下降;当 N 取较小值时,信号平滑度较差,但灵敏度较高。由此可见,算术平均滤波对于要求数据计算速度较快的实时控制不适用。

递推平均滤波把连续取得的 N 个采样值看成一个队列,将每次采样到的一个新数据放入队尾,并扔掉原来队首的一个数据,同时对队列中的 N 个数据进行算术平均运算,获得新的滤波结果。递推平均滤波平滑度高,适用于高频振荡系统,但其不易消除随机脉冲干扰引起的采样值偏差,同时比较浪费系统内存。

对于随机干扰,限幅滤波是一种有效的方法,通过比较相邻时刻的两个采样值,根据经验确定两次采样允许的最大偏差。如果两次采样值的差值超过最大偏差范围,则认为发生了随机干扰,并认为后一次采样值为非法值,应予删除,同时用前一时间采样值代替当前非法值;若未超过所允许的最大偏差范围,则认为本次采样值有效,基于限幅滤波的信号采样值可表示为

$$y = \begin{cases} l_- & (x < l_-) \\ x & (l_- \leq x \leq l_+) \\ l_+ & (x > l_+) \end{cases} \quad (1)$$

式中, y 为信号采样值; x 为信号原始值; l_- 和 l_+ 分别表示限制幅值的下限和上限,限幅滤波能有效克服因偶然因素引起的脉冲信号,却无法抑制周期性的干扰,且平滑度较差。

FIR 即有限长单位冲激响应滤波器^[13],是数字滤波器的一种,对于一个 N 阶的 FIR 滤波器,其输出公

式 $y(n)$ 可表示为

$$y(n) = \sum_{k=0}^{N-1} h(k)x(n-k) \quad (2)$$

式中, $h(k)$ 为滤波器的系数; $x(n-k)$ 为 $x(n)$ 延时 k 个周期。系统的传递函数 $H(z)$ 可表示为

$$H(z) = \sum_{k=0}^{N-1} h(k)z^{-k} = h(0) + h(1)z^{-1} + \dots + h(N-1)z^{-(N-1)} \quad (3)$$

从式(2)可以看出, FIR 滤波器的滤波过程主要是一组特定的系数与信号完成卷积的过程;从式(3)可以看出,在有限的 z 平面内有 $N-1$ 个零点,同时其 $N-1$ 个极点全部位于 z 平面等于 0 处,因此 FIR 滤波器也被称为全零点滤波器,是一个单位脉冲响应有限长的稳定系统。

2.2 限幅与 FIR 混合滤波试验

综合考虑上述滤波算法的优缺点,采用限幅与 FIR 滤波相结合的方法对三维力传感器力值做滤波处理。考虑对三维力传感器加载的便利性,

选取三维力传感器 Z 向通道进行滤波试验,在三维力传感器 Z 向加上 10 N 载荷,设置采样频率为 60 Hz,数据采集量为 200 个。对该组试验数据进行统计分析,得出原始力值数据的标准差 δ 为 1.128 N。首先对原始力值进行限幅滤波处理,限制幅值为 (9.25, 10.75),滤波结果如图 3 所示。分析可知,限幅滤波的原始力值信号剔除了超差随机信号,保留下来的滤波信号幅值稳定在一定范围内,但信号平滑度并没有得到改善,于是对经限幅滤波后的信号做进一步 FIR 滤波处理,二次滤波结果如图 4 所示。

通过分析可知,对原始力值信号做限幅 FIR 混合滤波后,其信号变化幅度和平滑度都有了很大提升。进一步对经混合滤波后的力值数据做统计分析,得出滤波后的力值数据标准差 δ' 为 0.759 N,相比原始力值标准差减小了 0.369 N,说明经限幅与

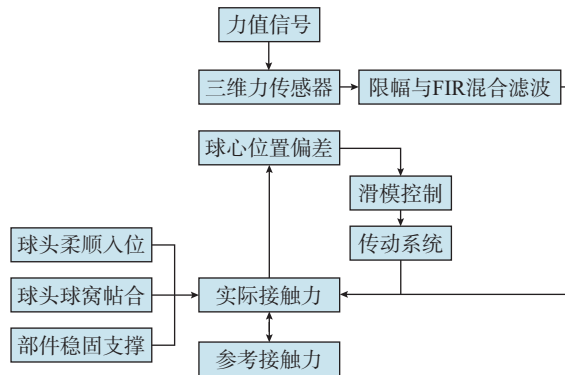


图2 球头自适应入位技术路线

Fig.2 Technique route of ball head adaptive positioning

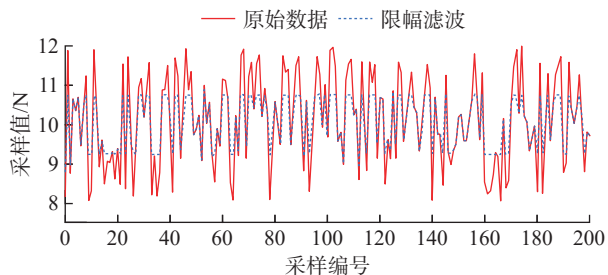


图3 限幅滤波处理效果

Fig.3 Limiting filtering processing effect

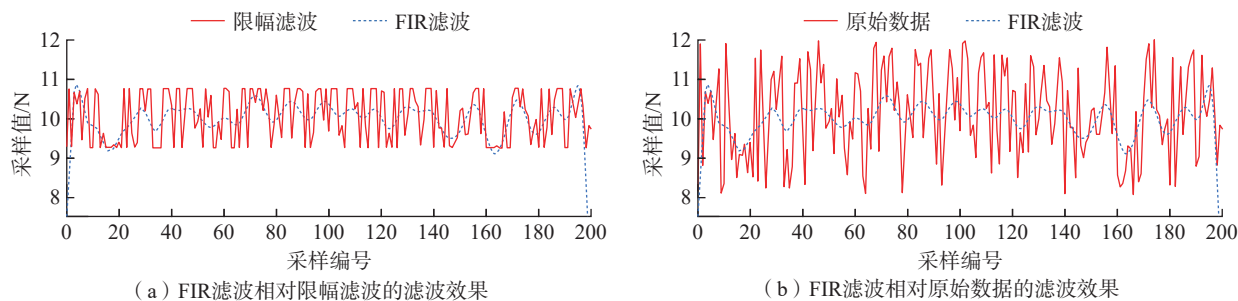


图4 FIR滤波处理效果
Fig.4 FIR filtering effect

FIR混合滤波处理后的力传感器测量精度有了大幅提升。

3 球头自适应入位控制技术

在球头自适应入位过程中,定位器Z轴为位置控制轴,使球窝抬升接近球头。定位器的X/Y轴为力控制轴,通过反馈力的伺服闭环控制,引导定位器沿球头球窝接触力减小的方向移动。

3.1 球头自适应入位方案设计

根据实际应用中球头球窝的相对位置关系和最终入位配合要求,可将球头入位过程分为4个阶段,如图5所示。

(1)接近阶段。部件行吊就位后,定位器与部件之间存在较大位置偏差,通过手持控制单元驱动定位器使球窝接近球头,使球头中心在水平方向上大致落在球窝开口范围内,球头相对球窝的可入位范围如图6所示。即球头球心 O 在平面 P 上的竖直投影 O' 包含于球窝开口圆面 K ,此时的圆面 K 即为球窝相对球头的可入位范围。

(2)顶升阶段。顶升阶段定位器X/Y方向不动,Z轴上升,直到球头球窝开始接触。

(3)进入阶段。在球头球窝开始接触并进入的阶段,定位器Z轴为位置轴,X/Y轴为力控制轴,在球窝继续顶升的过程中,由于球头球窝存在位置偏差,球窝会受到球头带来的侧向力,三维力传感器感受到的侧向

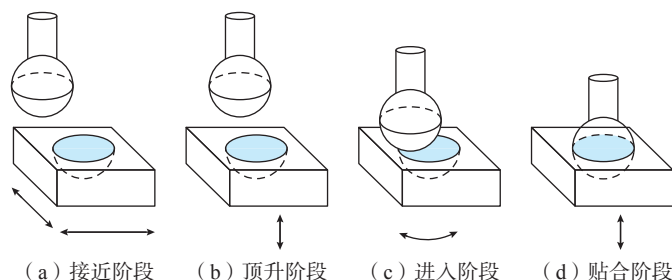


图5 球头入位过程
Fig.5 Process of ball head positioning

力通过力控制器和传动系统后,定位器开始基于反馈力运动以补偿球头球窝位置偏差带来的强迫接触力,直至球头球窝的中心位置在X/Y向重合。

(4)贴合阶段。定位器沿Z轴继续做顶升运动,三维力传感器实时监控球头球窝Z向接触力,当接触力达到设定阈值时,可以认为球头球窝已完全贴合,此时定位器停止运动,完成球头入位。

3.2 球头入窝受力模型与理论入位轨迹生成

在球头入位过程中,由于没有辅助测量设备实时监测球头球窝相对位置,且在球头入位前不知道球头球窝的各向偏移量,也无法基于定位器各轴的当前位置计算出球窝相对球头的理论驱动量,考虑到接触力是球头入位位置偏差的映射,理想状态下当接触力为0时,说明球头球窝的球心位置没有偏差,因此基于反馈力引导定位器运动^[14-16]。首先建立球头入位过程中的一般受力模型,如图7所示。

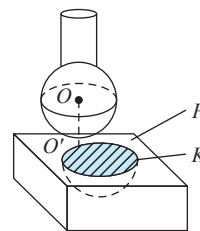


图6 球头可入位理论范围示意图
Fig.6 Schematic diagram of theoretical range of ball head positioning

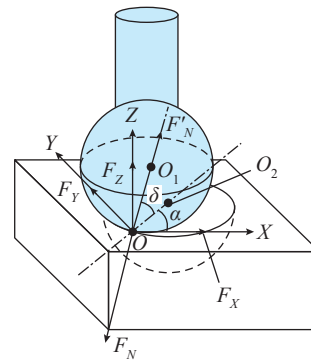


图7 球头球窝接触的一般受力模型
Fig.7 General force model for ball head and socket contact

为满足飞机大部件支撑结构的稳固性,球头球窝的制造材料一般选取高强度结构钢,其刚度较大,且球头球窝表面较光滑,于是在构建球头入位的一般受力模型时不考虑球头与球窝之间的摩擦力。以球头球窝接触点为原点建立坐标系 $O-X/Y/Z$, 球窝在接触点所受合力为 F_N , 球头所受合力为 F'_N , 由球面接触特性可知, F'_N 过球头球心 O_1 。过原点 O 作辅助线 $O-O_2$ 过球窝外圆圆心 O_2 , 进一步由球窝自身结构特点可知, 球头所受合力 F'_N 在 $O-X/Y$ 平面的分力(即球窝水平方向所受合力)在 $O-O_2$ 连线上。 $O-O_2$ 连线与 X 方向夹角为 α , F'_N 与水平面 $O-X/Y$ 的夹角为 δ , 将 F'_N 沿 $X/Y/Z$ 3 个方向进行分解可得到 F_X 、 F_Y 和 F_Z , 因此 $[-F_X \ -F_Y \ -F_Z]^T$ 即为三维力传感器三向通道的理论输出值。

由二力平衡公理及静力平衡原理,可知

$$\begin{cases} F_X = F'_N \times \cos\delta \times \cos\alpha \\ F_Y = F'_N \times \cos\delta \times \sin\alpha \\ F_Z = F'_N \times \sin\delta \\ F'_N = -F'_N \end{cases} \quad (4)$$

通过对球头入位进行一般受力分析可知,若能将 F_X 和 F_Y 控制在较小水平范围内,即此时球头球窝的侧向接触力较小,就能实现调姿部件的柔顺入位。因此,基于力伺服检测并控制球头球窝侧向接触力达到期望值,即对定位器 X/Y 向进行显式力控制^[17-18]。

基于力伺服的球头入位需要给定定位器末端球窝的理论运动轨迹,如图 8 所示,其中 F_N 为球头球窝接触力, S 为球头球窝接触点处的切矢; S_H 为球头球窝接触点切矢在水平方向的投影; S_X 为 S_H 在 X 方向的投影; S_Y 为 S_H 在 Y 方向的投影,球头理论入位轨迹即沿球面接触点处切矢方向的圆弧。

设球头球窝接触力 $F_N=[k_1f$

$k_2f \ k_3f]^T$, 球头球窝接触点轨迹切矢 $S=[v_x t \ v_y t \ v_z t]^T$, 其中 k_1 、 k_2 、 k_3 分别为 $X/Y/Z$ 3 向接触力系数; f 为设定的力值,设某一时刻球头球窝接触力 $F_N=[f_1 \ f_2 \ f_3]^T$, 则此时可令 $k_1=1$ 、 $k_2=f_2/f_1$ 、 $k_3=f_3/f_1$ 、 $f=f_1$, v_x 、 v_y 、 v_z 分别为定位器 $X/Y/Z$ 3 向运动速度,则球头球窝接触点水平方向轨迹切矢 $S_H=[v_x t \ v_y t \ 0]^T$, 由于球头球窝接触力 F_N 过球心,则 $F_N \perp S$, 即

$$F_N \cdot S = |F_N| \times |S| \times \cos \langle F_N, S \rangle = (k_1 \times v_x + k_2 \times v_y + k_3 \times v_z) \times f \times t = 0 \quad (5)$$

其中 f 、 t 不为 0, 则

$$k_1 \times v_x + k_2 \times v_y + k_3 \times v_z = 0 \quad (6)$$

同时 F_N 、 S 、 S_H 共面,以球心为坐标原点,设过原点平面方程为

$$Ax + By + Dz = 0 \quad (7)$$

由 F_N 、 S 共面有

$$F_N \times S = [(k_2 \times v_z - k_3 \times v_y) \vec{i} + (k_3 \times v_x - k_1 \times v_z) \vec{j} + (k_1 \times v_y - k_2 \times v_x) \vec{k}] \times f \times t \quad (8)$$

于是可得到

$$\begin{cases} A = (k_2 \times v_z - k_3 \times v_y) \times f \times t \\ B = (k_3 \times v_x - k_1 \times v_z) \times f \times t \\ D = (k_1 \times v_y - k_2 \times v_x) \times f \times t \end{cases} \quad (9)$$

同时 S_H 在 F_N 与 S 组成的平面内,则有

$$[(k_2 \times v_z - k_3 \times v_y) \times v_x + (k_3 \times v_x - k_1 \times v_z) \times v_y] \times f \times t^2 = 0 \quad (10)$$

化简可得到

$$v_x = \frac{k_1}{k_2} \times v_y \quad (11)$$

在球头入位过程中,定位器 Z 轴

为位置控制轴,其运动速度已知,令 $v_z=v_0$, 则联立式(6)和(11)可以得到

$$\begin{cases} v_x = \frac{-k_1 \times k_3}{k_1^2 + k_2^2} \times v_0 \\ v_y = \frac{-k_2 \times k_3}{k_1^2 + k_2^2} \times v_0 \end{cases} \quad (12)$$

由此可得到球头理论入位轨迹表达式为

$$\begin{cases} x = v_x \times t = \frac{-k_1 k_3}{k_1^2 + k_2^2} \times v_0 \times t \\ y = v_y \times t = \frac{-k_2 k_3}{k_1^2 + k_2^2} \times v_0 \times t \\ z = v_0 \times t \end{cases} \quad (13)$$

式中, x 、 y 、 z 分别为理论入位轨迹在 $X/Y/Z$ 3 个方向的分量。

3.3 球头入位驱动模型构建与仿真

理论入位轨迹是通过计算球头球窝接触点相对空间接触力的切矢方向实时生成的,空间接触力由三维力传感器采集得到,但三维力传感器测量精度有限,于是实际接触点切矢方向相对理论切矢方向存在偏差。同时由于定位器 Z 轴垂直度、球头制造精度等因素的影响,球头实际入位轨迹与理论入位轨迹之间很难完全重合,两者之间存在偏差 ΔL , 因此由胡克定律可得到球头球窝之间的实际接触力为

$$F_N = K_e \times \Delta L \quad (14)$$

式中, K_e 为定位器沿球头球窝接触力方向的刚度。

以定位器 X 向运动为例进行力

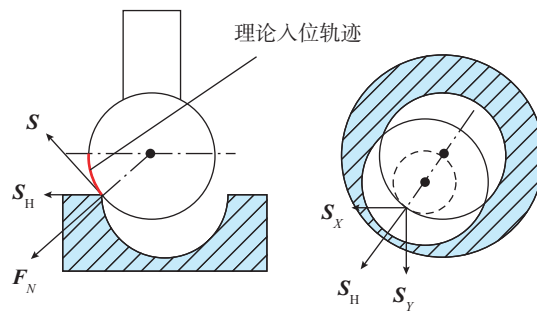


图 8 球头理论入位轨迹生成示意图

Fig.8 Diagram for generating theoretical insertion trajectory of ball head

控分析,考虑 X 向受力有

$$F_x = K_{ex} \times \Delta L_x \quad (15)$$

式中, K_{ex} 为定位器 X 向刚度; ΔL_x 为球头球窝 X 向轨迹偏差。得到 X 向接触力后,还需要设计对应的力控制器以减小入位过程中 X 向接触力的稳态误差,考虑基于滑模控制算法设计力控制器。首先设计滑模面,选取 X 向实际入位轨迹与理论入位轨迹之间的偏差 ΔL_x 为跟随误差 $e_x(t)$,设计 X 向滑模面 s_x 为

$$s_x = C \times e_x(t) + e_x'(t) = C \times (x_{1d} - x_1) + (x'_{1d} - x'_1) \quad (16)$$

式中, C 为正常数; x_{1d} 为定位器 X 向理论运动轨迹; x_1 为定位器 X 向实际运动轨迹; x'_{1d} 为定位器 X 向理论运动速度; x'_1 为定位器 X 向实际运动速度。

力控制器的输出主要为了使定位器实际运动轨迹能较好跟随理论运动轨迹,于是在球头球窝接触时将定位器抽象为自由刚体,其运动由力控制器输出引导,同时结合牛顿第二定律,则 X 向力控制器输出 u_x 可表示为

$$u_x = m_x \times x'_1 \quad (17)$$

式中, m_x 为定位器 X 向惯量。

检验滑模控制器设计的合理性,取 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} e_x(t)^2 \quad (18)$$

在滑模面内有 $s_x = 0$, 即有

$$C e_x(t) + e_x'(t) = 0 \Rightarrow e_x'(t) = e_x(0) \times e^{-Ct} \quad (19)$$

可以看出,在滑模面内跟随误差 $e_x(t)$ 会以指数速度趋近于 0。同时 $V' = e_x(t) \times e_x'(t) = e_x(t) \times (s_x - C \times e_x(t))$

滑模面内有 $s_x = 0$, 则有

$$V' = -C \times e_x(t)^2 < 0 \quad (21)$$

所以在滑模面内由 Lyapunov 稳定判据^[19]可以知道,球头入位 X 向轨迹偏差 $e_x(t)$ 会不断收敛。取滑膜控制趋近律为指数趋近律,即

$$s'_x = -\varepsilon \operatorname{sgn}(s_x) - p \times s_x, \varepsilon > 0, p > 0 \quad (22)$$

式中, ε 为趋近速度; p 为趋近项系数,联立以上各式有

$$\begin{cases} u_x = m_x \times x'_1 \\ s_x = C \times (x_{1d} - x_1) + (x'_{1d} - x'_1) \\ s'_x = -\varepsilon \operatorname{sgn}(s_x) - p \times s_x \end{cases} \quad (23)$$

可以得到定位器 X 向滑模控制器的输出为

$$u_x = m_x \times (\varepsilon \operatorname{sgn}(s_x) + p \times s_x + C \times (x'_{1d} - x'_1) + x''_{1d}) \quad (24)$$

于是可得到定位器 X 向的力控制框图,如图 9 所示。

定位器 Y 向与 X 向运动形式相同,在此不详细叙述定位器 Y 向的驱动模型构建过程,参照 X 向滑模控制系统可得到定位器 Y 向滑模控制器输出 u_y 为

$$u_y = m_y \times (\varepsilon \operatorname{sgn}(s_y) + p \times s_y + C \times$$

$$(y'_{1d} - y'_1) + y''_{1d}) \quad (25)$$

式中 m_y 为定位器 Y 向惯量; s_y 为 Y 向滑模面; y_{1d} 为定位器 Y 向理论运动轨迹; y_1 为定位器 Y 向实际运动轨迹; y'_{1d} 为定位器 Y 向理论运动速度; y'_1 为定位器 Y 向实际运动速度。

选择定位器 X 向传动系统为研究对象,对设计的力控制系统进行仿真,定位器 X 向传动系统主要由伺服电机、联轴器、滚珠丝杠、直线导轨和滑动平台等组成,其机械结构参数如表 1 所示。

在 Simulink 中搭建定位器 X 向的力控制模型,其中滑模控制器参数分别取 $m_x = 128 \text{ kg}$ 、 $C = 15$ 、 $p = 10$ 、 $\varepsilon = 5$,具体如图 10 所示。

分析设计的定位器力控制模型

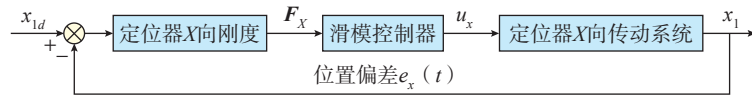


图 9 X 向力控制结构示意图

Fig.9 Diagram of X -direction force control structure

表 1 X 向平移台机械结构参数

Table 1 Mechanical structure parameters of X -direction translation platform

机械参数	数值
丝杠扭转刚度 $K_{x1}/(\text{N} \cdot \text{mm} \cdot \text{rad}^{-1})$	6.2×10^9
丝杠转动阻尼 $B_{x1}/(\text{N} \cdot \text{mm} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1})$	60
丝杠转动惯量 $J_{x1}/(\text{kg} \cdot \text{mm})$	12.8
丝杠导程 L_{x1}/mm	8.0
定位器 X 向刚度 $K_{ex}/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$	1450
定位器 X 向阻尼 $B_x/(\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{mm}^{-1})$	98
定位器 X 向惯量 M/kg	128

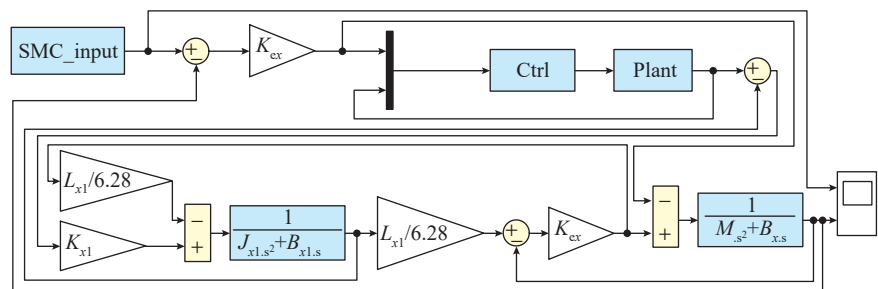


图 10 定位器 X 向力控制的 Simulink 模型

Fig.10 Simulink model for X -direction force control of locator

动态特性,响应速度和稳态误差是评价构建的力控系统性能优劣的标准之一,于是输入单位阶跃信号进行测试,通过改变滑模控制的指数趋近项系数 p 即可改变滑模系统的收敛速度,当系数 p 取 10 时,系统的单位阶跃响应如图 11 所示。

从仿真结果可以看出,系统达到稳态的时间约为 0.6 s,达到稳态后系统超调量极小。因此,基于滑膜控制的力反馈控制系统不会发生振荡,系统具有较快的响应速度,同时系统稳态误差极小,说明设计的力控制器动态特性较好。

4 试验验证与数据分析

试验主要基于某机身模拟件的调姿对接展开,如图 12 所示,研究部件工艺球头的自适应入位过程,评估本文提出的基于滑模控制的球头自适应入位方法的可行性和有效性。

4.1 球头自适应入位试验

在球头入位过程中,实时监控定位器位置和球窝受力的变化,选择数控定位器 B 对应的球头入位为研究对象,其入位过程中各方向力值变化如图 13 所示。可以看出,在第 24 s 时,球头球窝开始接触,入位过程的最大侧向力约为 14 N,除了力传感器自身的信号抖动,整个入位过程的接触力变化较平稳;在第 43 s 时,球头球窝水平方向位置完全找正,定位器 Z 轴继续顶升,实现球头球窝的完全贴合,至此球头入位结束。

观察图 14 中的球头入位过程中各向的位置变化,其中 Z 轴作为位置控制轴做速度为 1 mm/s 的匀速顶升运动, X 、 Y 轴作为力控制轴其运动由侧向接触力决定,可以看到入位过程中定位器 X 、 Y 向运动曲线变化较平滑,说明设计的球头入位方案能较好地适应当前驱动环境,满足球头低应力柔顺入位要求。

4.2 不同相对位置的球头入位试验

分别设置球头球窝在不同相对

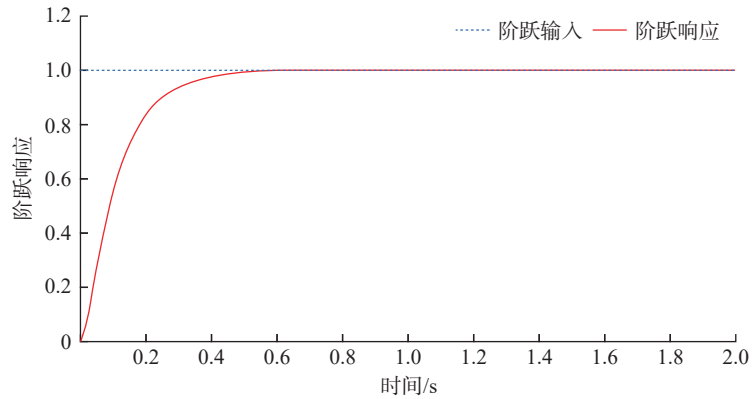


图 11 定位器 X 向力控制的单位阶跃响应

Fig.11 Unit step response of locator X -direction force control



图 12 调姿平台

Fig.12 Posture adjustment platform

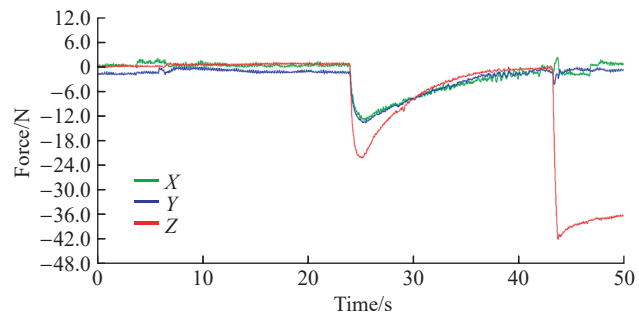


图 13 球头入位各向力值变化

Fig.13 Changes in anisotropic force values during ball head positioning

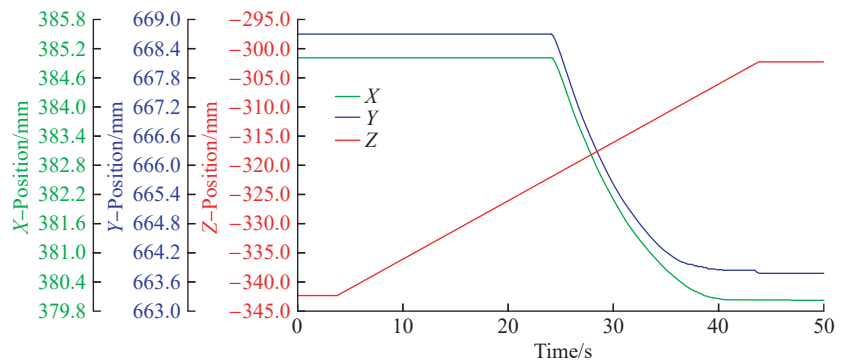


图 14 球头入位各向位置变化

Fig.14 Changes in position of ball head in all directions during insertion

位置下的入位试验,选取水平方向上球头球窝的球心相对位置为试验变量。设置试验组1对应的球心相对位置为 $\Delta x=\Delta y=10\text{ mm}$;设置试验组2对应的球心相对位置为 $\Delta x=\Delta y=6\text{ mm}$;设置试验组3对应的球心相对位置为 $\Delta x=\Delta y=2\text{ mm}$,球头在不同相对位置下的入位力值变化见图15。

通过图15中不同试验组对应球头入位过程力值变化可以看出,相对位置不同会影响球头入位过程中接触力的变化,相对位置越小,球头入位过程各向接触力极值越小。由图

15(a)可以发现,定位器Z向力值在第19~26 s时基本不变,说明此时部件所受合力大于其自身重力,故在球头入位过程中,球头球窝的初始相对位置不应过大,以防在入位时过大的接触力使部件产生翻转。

4.3 不同部件姿态的球头入位试验

进一步分析设计的球头自适应入位方案的鲁棒性,研究部件不同姿态对球头入位过程的影响。为较好地模拟机身偏转、俯仰和横滚等不同姿态,拟通过改变定位器B相对三定位器初始平面的轴向高度使模拟件呈现不同的位姿,位姿设置见图16

(d_1 、 d_2 分别代表定位器B相对三定位器初始位姿水平面提升的轴向高度)。不同位姿下球头入位各向力值变化见图17。

观察不同位姿条件下入位过程中侧向接触力的变化,可以看到不同位姿条件下X、Y向入位力值不同,随着部件偏转姿态角的增加,定位器X向接触力增加、Y向接触力减少。这说明在球头入位过程中,过大的部件姿态变化可能导致球头入位过程中的单边接触力过大,所以在实际应用中部件的入位姿态应维持在一定限度内。

5 结论

本文针对大型部件入位难的问题,提出了一种基于滑模控制的球头自适应入位方法,并得出了以下3点结论。

(1) 三维力传感器原始力值信号波动较大,很难直接使用,通过限幅滤波和FIR滤波相结合的方法能很好地抑制原始力值的波动,得到平稳的力值输出信号。

(2) 构建球头入位过程的定位器驱动模型,对定位器X/Y轴采用显式力控制,基于滑模算法设计定位器伺服闭环反馈控制系统中的力控制器,并对控制模型进行仿真。仿真结果显示系统达到稳态的调整时间约为0.6 s,最终稳态误差趋近于0,验证了滑模控制器输出能很好地实现对控制目标的跟随。

(3) 搭建部件调姿平台进行球头自适应入位试验,分析试验数据可知,球窝最大侧向受力未超过15 N,各向接触力值变化较平稳,入位过程连续且没有出现失稳现象。为验证本文提出的球头入位方法的鲁棒性,进一步设计了不同相对位置和不同部件姿态下的球头入位过程,试验结果显示设计的球头入位方案能很好地适应入位环境的变化。各项试验结果都较好地验证了本文提出的基

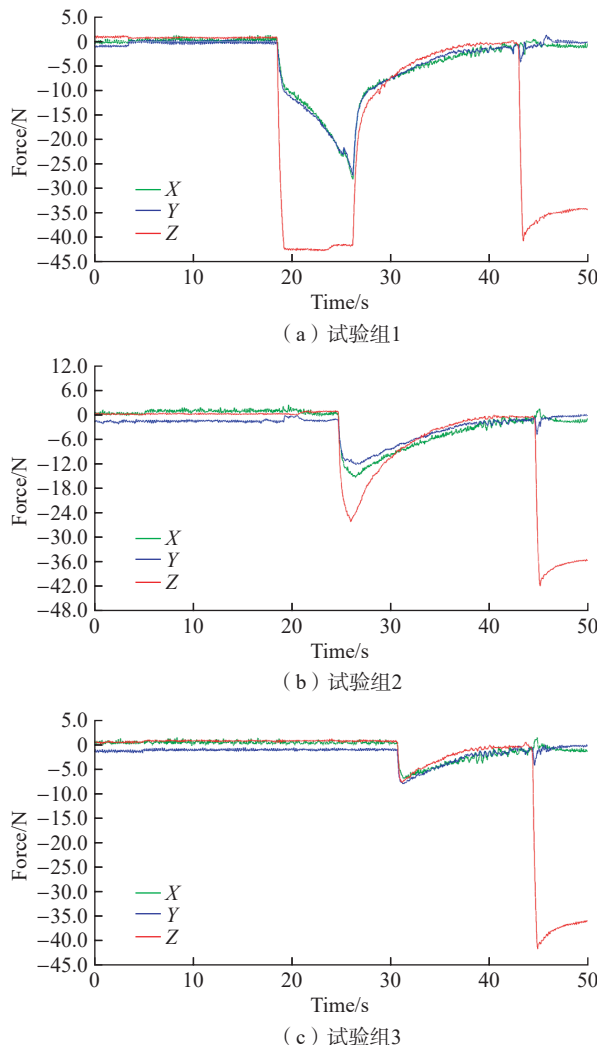


图15 不同相对位置的球头入位

Fig.15 Positioning of ball head in different relative position

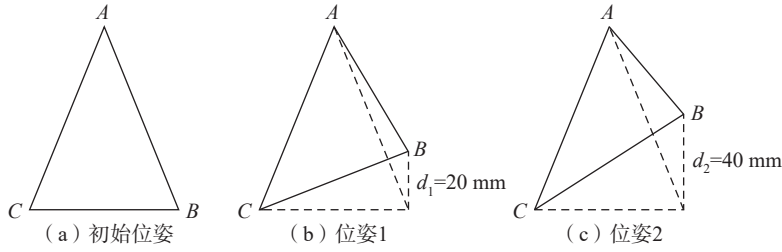


图 16 位姿设置示意图
Fig.16 Diagram of pose setting

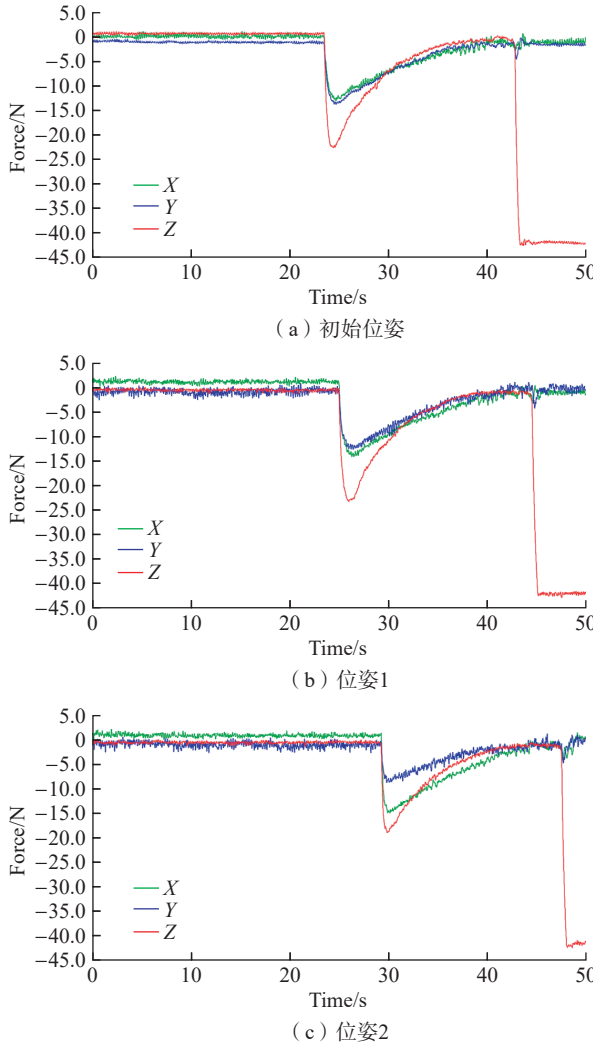


图 17 不同位姿下球头入位力值变化

Fig.17 Changes in ball head positioning force value under different postures

于滑模控制的球头自适应入位的可行性和有效性。

参考文献

[1] 秦龙刚, 陈允全, 姚定. 飞机装配先

进定位技术 [J]. 航空制造技术, 2009, 52(14): 55-57.

QIN Longgang, CHEN Yunquan, YAO Ding. Advanced positioning technology for aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(14): 55-

57.

[2] 邹冀华, 刘志存, 范玉青. 大型飞机部件数字化对接装配技术研究 [J]. 计算机集成制造系统, 2007, 13(7): 1367-1373.

ZOU Jihua, LIU Zhicun, FAN Yuqing. Large-size airplane parts digital assembly technology[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2007, 13(7): 1367-1373.

[3] 刘春. 飞机数字化装配系统中工艺球头入位测量方法研究 [J]. 航空制造技术, 2015, 58(21): 128-129, 137.

LIU Chun. Research on measuring method of ball-heads position-following in aircraft digital assembly system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(21): 128-129, 137.

[4] MEI Z Y, MAROPOULOS P G. Review of the application of flexible, measurement-assisted assembly technology in aircraft manufacturing[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2014, 228(10): 1185-1197.

[5] LIU H, ZHU W D, DONG H Y, et al. An adaptive ball-head positioning visual servoing method for aircraft digital assembly[J]. Assembly Automation, 2019, 39(2): 287-296.

[6] 邱宝贵, 蒋君侠, 毕运波, 等. 大型飞机机身调姿与对接试验系统 [J]. 航空学报, 2011, 32(5): 908-919.

QIU Baogui, JIANG Junxia, BI Yunbo, et al. Posture alignment and joining test system for Large aircraft fuselages[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 908-919.

[7] 陈利鹏. 定位器模型参考自适应控制系统设计 [D]. 杭州: 浙江大学, 2013.

CHEN Lipeng. Model reference adaptive control system design of localizer[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.

[8] CHEN M Q, LIU W S, MA Y Z, et al. Mixed slip-deceleration PID control of aircraft wheel braking system[J]. IFAC-PapersOnLine, 2018, 51(4): 160-165.

[9] CHEN C Z, NIE H, CHEN J B, et al. A velocity-based impedance control system for a low impact docking mechanism (LIDM)[J]. Sensors, 2014, 14(12): 22998-23016.

[10] 刘金琨, 孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展 [J]. 控制理论与应用, 2007, 24(3): 407-418.

LIU Jinkun, SUN Fuchun. Research and development on theory and algorithms of sliding

mode control[J]. Control Theory & Applications, 2007, 24(3): 407–418.

[11] MASON M T. Compliance and force control for computer controlled manipulators[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1981, 11(6): 418–432.

[12] 许德章, 葛运建, 高理富. 机器人多维力传感器标定 Kalman 滤波 [J]. 电子测量与仪器学报, 2006, 20(1): 92–97.

XU Dezhang, GE Yunjian, GAO Lifu. Kalman filter for the multi-component force/moment sensor of robot calibration[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2006, 20(1): 92–97.

[13] DIOURI O, GAGA A, OUANAN H, et al. Comparison study of hardware architectures performance between FPGA and DSP processors for implementing digital signal processing algorithms: Application of FIR digital filter[J]. Results in Engineering, 2022,

16: 100639.

[14] ZHANG J, SHAO J, REN Z J, et al. Research on dimension coupling of piezoelectric three-component force unit based on sensor assembly error[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2019, 11(5): 168781401984629.

[15] 沈显庆, 曹庆臣. 力反馈双向伺服系统控制研究 [J]. 自动化与仪器仪表, 2017(5): 134–136, 139.

SHEN Xianqing, CAO Qingchen. Research on control of force feedback double direction servo system[J]. Automation & Instrumentation, 2017(5): 134–136, 139.

[16] 曹清华. 基于力觉反馈的电液伺服系统设计 [J]. 机床与液压, 2011, 39(1): 83–85.

CAO Qinghua. Research on electro-hydraulic servo control system with force-feedback[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2011, 39(1): 83–85.

[17] 姜俊杰, 张玉茹, 王党校. 力反馈

装置控制及伺服频率分析 [J]. 微计算机信息, 2005, 21(12): 93–95.

JIANG Junjie, ZHANG Yuru, WANG Dangxiao. Stall torque control and update rate problem in force feedback system[J]. Microcomputer Information, 2005, 21(12): 93–95.

[18] SHENG X J, XU L, WANG Z. A position-based explicit force control strategy based on online trajectory prediction[J]. International Journal of Robotics and Automation, 2017, 32(1): 93–100.

[19] DASS A, SRIVASTAVA S, KUMAR R. A novel Lyapunov-stability-based recurrent-fuzzy system for the Identification and adaptive control of nonlinear systems[J]. Applied Soft Computing, 2023, 137: 110161.

通讯作者: 李泂泉, 副教授, 博士, 研究方向为飞机柔性装配技术、数字化测量技术等。

Adaptive Positioning Method for Ball Head Based on Sliding Mode Control

ZHANG Zhongqing¹, LI Shuanggao², LIU Yang²

(1. Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] The accurate placement of the ball head fixed to the aircraft structure into the ball socket at the end of numerical control locator is a prerequisite for attitude adjustment and docking of the aircraft structure. Aiming at the problem of locating large components accurately, a sliding mode control based ball adaptive positioning method was proposed. Firstly, perform amplitude limiting and FIR filtering on the output of the three-dimensional force sensor, and perform zero crossing linear regression on its calibration curve to improve the measurement accuracy of the force sensor; Secondly, a force guided locator driving model is constructed, and a force controller is designed based on sliding mode theory, of which design rationality is verified based on Lyapunov stability criteria; Then, a ball head dimming model based on sliding mode control is built in Simulink environment, and the simulation results show that the designed force feedback control system has no vibration and fast response speed; Finally, a simulation part of the fuselage is tested to verify that the test results meet the designed requirement of ball head low stress placement, which verifies the effectiveness of the method.

Keywords: Aircraft assembly; Ball head positioning; Sliding mode control; FIR filter; Force feedback

(责编 古系)