

直升机分布式自动飞行仿真平台设计与实现

陈燕云,何伟,盛守照,江驹

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 210016)

摘要:针对直升机飞控平台结构混乱的问题,基于VS和Qt开发平台,提出并建立了分布式交互飞行仿真系统和软件环境。建立了直升机非线性模型并完成飞控系统的设计,验证其准确性;完成飞管系统各模块的研究和设计,实现直升机全自动飞行。仿真结果表明:所设计的分布式自动飞行仿真平台结构清晰,各模块分工明确,可优化直升机各项工作,确保直升机平台协调运行。

关键词:直升机;分布式交互;自动飞行;飞行管理系统;仿真平台

中图分类号:TP391 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)01-0115-05

Design and Implementation of Helicopter Distributed Automatic Flight Simulation Platform

CHEN Yanyun, HE Wei, SHENG Shouzhao, JIAN Ju

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the problem of relatively chaotic structure of helicopter flight control platform, a distributed interactive flight simulation system and software environment were proposed and established based on the VS and Qt development platform. First, with its accuracy being verified, the nonlinear mathematical model of the helicopter was made and the design of the flight control system was completed. Then, according to the structure of FMS, the research and design of the FMS was accomplished. The simulation results show that the designed distributed automatic flight simulation platform has a clear structure and clear division of labor, which optimizes the helicopter work and ensures the coordinated operation of the helicopter platform.

Keywords: helicopter; distributed interaction; automatic flight; flight management system; simulation platform

0 引言

直升机自动飞行控制系统的组成一般包含3个环节:导航与传感器环节、自动飞行控制环节以及无人机地面站软件环节。三者相互铰链,结构相对混乱。随着直升机功能及性能的不断发展和航空电子设备在直升机驾驶上的重要性日益突出,直升机性能的提升离不开航空电子设备的升级^[1]。文献[2]在嵌入式开发板上搭建了基于ARINC429协议的飞管仿真系统,研究飞管的显控和通信模块设计。文献[3]将仿真系统分解为飞控与飞行器模型系统、地面站系统、视景仿真等独立板块,搭建了一套分布式飞行仿真系统。但此前的研究主要是对FMS的算法分析或单一功能的仿真等^[4-8]。

针对此类问题,本文提出并建立了分布式架构的飞行综合控制方案和仿真系统软件,对直升机的任务调度与飞行控制进行综合管理,综合控制管理各系统间的资源和功能分配并保证系统协调运行。

1 分布式架构总体设计

1.1 硬件平台设计

飞行管理系统(FMS)由飞控系统与模型仿真计算机、飞管显控计算机以及飞管计算机组成,相互之间通过以太网进行信息交互。平台硬件结构组成如图1所示。

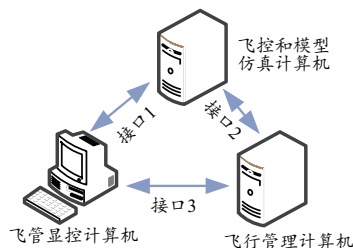


图1 仿真平台硬件组成

1.2 软件平台设计

等效仿真环境中包含自动飞行控制软件、直升机模

基金项目:南京航空航天大学国防重大项目培育基金项目(NP201845)

第一作者简介:陈燕云(1993—),女,广西桂平人,硕士研究生,研究方向为火/飞综合控制。

型/环境/导航与传感器仿真软件、飞管子系统软件以及飞管显控软件 3 大模块,各子模块软件组成与结构如图 2 所示。模块化的设计易于更改和二次开发。

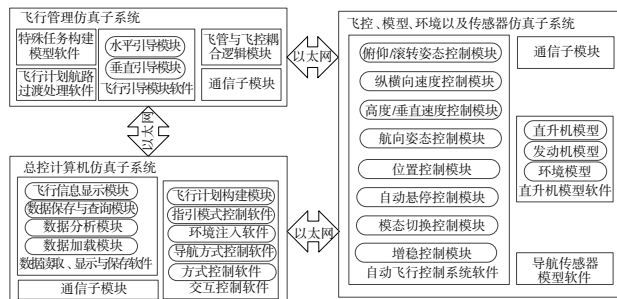


图 2 仿真平台软件组成与结构设计

1.3 模块间的数据交互

仿真子系统间采用 UDP 协议^[9]进行数据交互,模块间通信内容组成如图 3 所示。飞控和直升机模型软件的功能为:接收风扰信息、水平和垂直引导信息等,实现自动飞行闭环控制。飞管显控软件的功能有:引导指令信息、直升机舵面偏转量;接收直升机状态信息等,实现数据的显示、分析和保存,负责启动或停止仿真系统的各环节,并保证仿真环节的同步性。飞管计算机软件的功能为:引导方式信号,MOT 构建信息以及飞行计划信息;接收飞行状态信息,完成直升机自动飞行的准确引导。

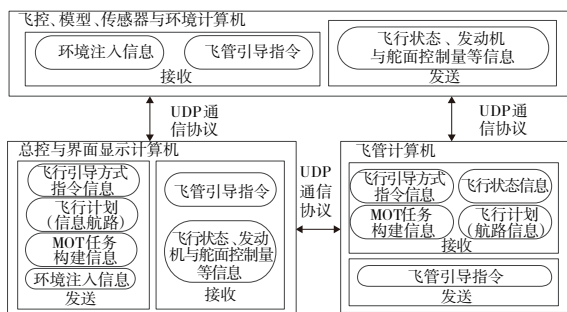


图 3 模块间通信内容组成

2 直升机建模与控制器设计

2.1 直升机数学建模

建立合理准确且置信度高的直升机数学模型是开展直升机性能分析、控制器设计以及分布式仿真验证的必要前提条件。直升机符合一般的刚体假设,它在空中的运动有 6 个自由度,即绕质心的 3 个移动自由度和 3 个转动自由度^[10-11]。由牛顿第二定理——欧拉公式可建立直升机的刚体运动方程组为:

$$\begin{cases} m \left(\frac{dV_x}{dt} + V_z \omega_y - V_y \omega_z \right) + mg \sin \theta = F_x \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z - V_z \omega_x \right) + mg \cos \theta \cos \phi = F_y \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + V_y \omega_x - V_x \omega_y \right) - mg \cos \theta \sin \phi = F_z \end{cases} \quad (1)$$

绕质心转动的动力学方程为:

$$\begin{cases} I_{xx} \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy}) + \left(\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_y}{dt} \right) I_{xy} = M_x \\ I_{yy} \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_{xx} - I_{zz}) + \left(\omega_y \omega_z + \frac{d\omega_x}{dt} \right) I_{xy} = M_y \\ I_{zz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_{yy} - I_{xx}) + (\omega_x^2 - \omega_y^2) I_{xy} = M_z \end{cases} \quad (2)$$

式中 F_x 、 F_y 、 F_z 和 M_x 、 M_y 、 M_z 分别为机体系下直升机 3 个合力和力矩的合力矩。此外,直升机姿态角和姿态角速率之间的运动方程为:

$$\begin{cases} \frac{d\theta}{dt} = \omega_z \cos \phi + \omega_y \sin \phi \\ \frac{d\phi}{dt} = \omega_x - \tan \theta (\omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi) \\ \frac{d\Psi}{dt} = \frac{\omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi}{\cos \theta} \end{cases} \quad (3)$$

2.2 飞行控制子系统设计

基于经典控制理论设计的样例直升机飞行控制总体框图如图 4 所示。首先,完成姿态内回路控制,保证直升机姿态的稳定性与可操纵性。其次,在内回路基础上设计了直升机的速度、高度、位置以及偏航距等外环控制器,完成航迹控制。

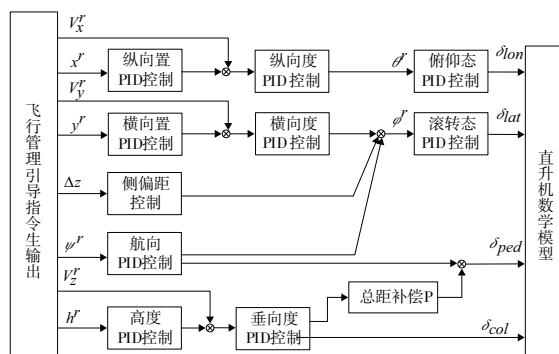


图 4 直升机飞行控制系统结构图

3 飞行管理子系统设计

ARINC72 协议^[12]定义的飞行管理系统的主要功能包括:综合导航、飞行计划(航路过渡)、导引功能、性能优化和预测、数据接口、特殊任务构建、人机接口和显示系统等。本文主要研究飞行管理系统的显控界面、特殊任务构建、飞行计划航路过渡以及水平和垂直引导等 4 个主要功能。

3.1 飞管显控界面设计

本文设计的飞管显控界面包含飞行计划交互面板、导航方式选择面板、飞管系统控制面板、MOT 特殊任务构建设置面板、风扰注入面板、实时航图显示区、飞行相关数据显示区、仪表盘显示面板、动态曲线实时绘制面板等九大板块,如图 5 所示。



图5 飞管显控界面

3.2 MOT 特殊任务规划

直升机悬停分为两种,一是对悬停位置无要求的 HOVER 模式,二是通过飞管显控界面,设置必要参数,将直升机悬停在指定位置上 (mark on target, MOT),其应用场景如图 6 所示,航线规划分区如图 7 所示。研究表明,逆风悬停更有利于保持直升机的稳定性,即风速是特殊路线规划的重要考虑因素。

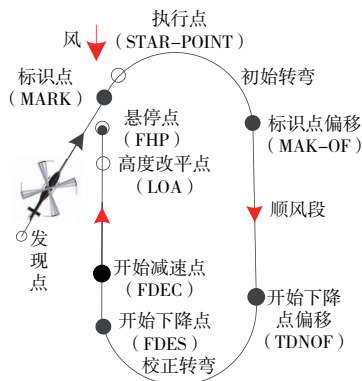


图6 MOT 应用场景

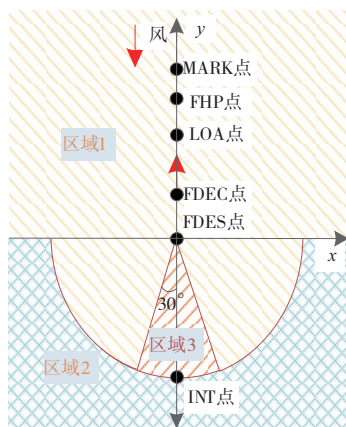


图7 航线规划分区

1) 当风速<5 节时不考虑风的影响。此时,若直升机到悬停点距离>3 海里,则悬停路径的轴向取为直升机当前位置直飞到悬停位置的方位;反之,则悬停路径的轴向取为直升机当前航向顺时针旋转 135°,具体规划算法参

考风速>5 节时区域 1 的程序进入方式。

2) 当风速>5 节时,分 3 种进入方式:区域 1、区域 2 以及区域 3 等 3 种程序进入方式。

程序进入方式下,MOT 任务执行后,直升机将开始转向顺风航段。顺风航段的长度根据所需距离(在顺风航段下降或减速至目标速度和高度所需距离)设计,目标高度和速度分别为地面 91.44 m (300 英尺) 和 70 节地速。转入逆风航段后,保持当前高度和速度直到到达 FDEC 点。此后,直升机以 6°下滑角从 70 节开始减速、降高并首先到达 12.2 m (40 英尺) 高度 LOA 点。此后继续减速,当减速至 30 节真空速后开始过渡到保持航向和侧倾、保持零横向速度并最终悬停在指定的悬停位置(FHP)上。

3.3 飞行计划航路过渡

1) 普通航路过渡

假设飞行计划的 3 个连续航路的地平面内坐标分别为 (x_{WP_1}, y_{WP_1}) 、 (x_{WP_2}, y_{WP_2}) 和 (x_{WP_3}, y_{WP_3}) ,如图 8 所示,若已知直升机转弯半径,则迹线可由两条直线段和一个圆弧段构成^[13],切点坐标由几何关系计算。

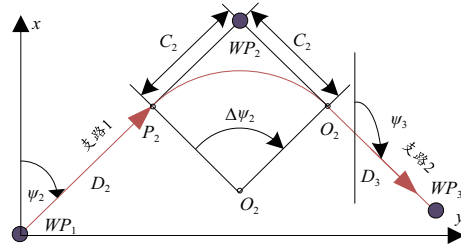


图8 普通航路过渡

2) 含最终航向航路过渡

若直升机的飞行航迹在一个平面上,则直升机的运动与 Dubins 汽车相似,本文将直升机模型类似为一个 Dubins 汽车模型来进行分析^[14]。

假设飞行计划上距离大于两倍转弯半径的两个连续航点 P_s 、 P_f ,运动方向分别 θ_s 、 θ_f ,速度分别为 V_s 、 V_f ,两点间的最短 Dubins 路径由两段圆弧和中间的直线构成。则在平面上存在经过 P_s 、 P_f 点且与 P_s 、 P_f 航向相切的两个圆 O_1 、 O'_1 和 O_2 、 O'_2 。从 O_1 、 O'_1 分别向圆 O_2 、 O'_2 做切线,可得 R_{SR} 、 R_{SL} 、 L_{SR} 、 L_{SL} 4 条切线,如图 9 所示。4 条轨迹长度最短的一条即为最终的 Dubins 路径。

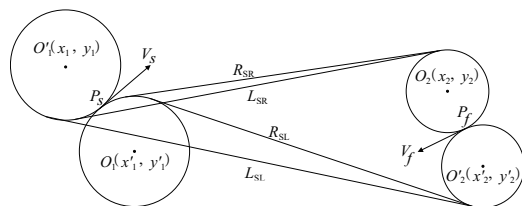


图9 Dubins 曲线路径

求解 Dubins 曲线主要是求解两个圆弧的切点。由几何关系可得:

$$\begin{cases} x_1 = x_s + R_1 \sin \theta_s \\ y_1 = y_s - R_1 \cos \theta_s \end{cases}, \quad \begin{cases} x_2 = x_f + R_2 \sin \theta_f \\ y_2 = y_f - R_2 \cos \theta_f \end{cases}$$

$$\begin{cases} x'_1 = x_s - R_1 \sin \theta \\ y'_1 = y_s - R_1 \cos \theta \end{cases} \quad \begin{cases} x'_2 = x_f - R_2 \sin \theta_f \\ y'_2 = y_f + R_2 \cos \theta_f \end{cases} \quad (4)$$

进一步解算即可求得所有切点坐标并获得最终的 Dubins 路线。

3.4 飞行计划航路过渡

水平引导利用导航模块的位置数据和水平计划模块的引导路径产生一个基于以上数据的横滚指令,使得直升机沿着设定的航线飞行。垂直引导功能则用于控制目标高度、目标垂直速度和目标速度。

1) 水平引导

水平(横侧向)制导律根据控制模式不同而分别计算,其控制模式划分为航迹控制与航向控制两种,本文采用文献[16]的 L_1 制导律进行航迹控制。

2) 垂直引导

垂直引导利用导航模块的垂直数据和垂直计划模块的引导路径产生一个基于以上数据的垂直指令,实现飞行中爬升、巡航和下降之间的转换。

4 仿真实验与结果分析

本文设计的飞管显控界面通过 Qt5.9.2 进行编写、编译,飞控和模型软件用 VS2010 进行搭建,各软件均运行在 Windows 7 操作系统的 RTX 环境下。试验时,将直升机起飞地点以及降落地点置于某同一机场,添加飞行计划,并预测水平轨迹/垂直剖面轨迹,直升机离地 60 ft 后再自动接通水平和垂直引导,使直升机按飞行计划自动飞行。途中,任意时刻执行 MOT 特殊任务指令,验证其飞管 MOT 功能性能。仿真结果如图 10-图 13 所示。

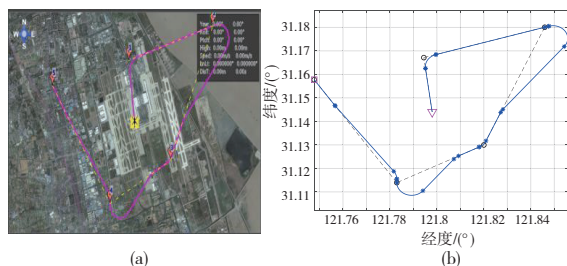


图 10 飞行计划航路过渡仿真轨迹

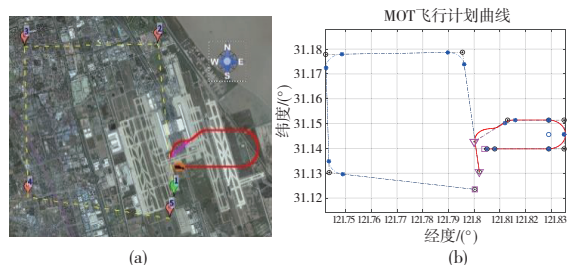


图 11 MOT 特殊任务飞行仿真轨迹

图 10 中,航路点 2 为飞跃点,航路点 4 为最终航向航路点,且规定的进入航向为正北方向,左图 10(a)中紫色实线和图 10(b)中蓝色实线为水平飞行计划预测剖面。

图 11 为执行飞管 MOT 特殊悬停任务后直升机航行轨迹,图 11(a)中紫色实线为预测的 MOT 悬停剖面,红色实线为直升机真实航行轨迹。图 12、图 13 为飞行过程中,直升机的引导指令与相应曲线以及各操纵舵面仿真曲线图(因本刊黑白印刷,如有疑问可咨询作者)。

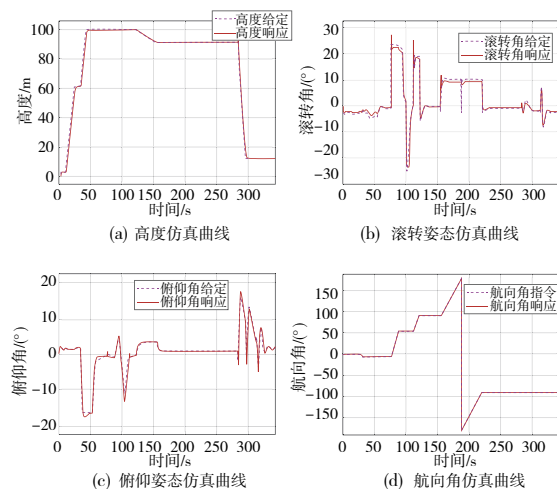


图 12 MOT 飞行直升机状态仿真曲线

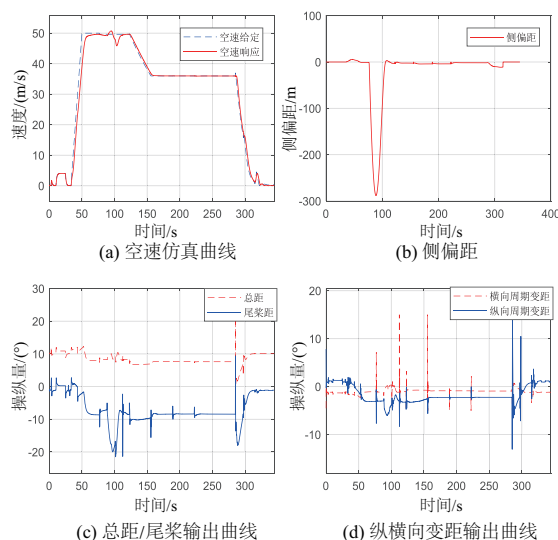


图 13 MOT 飞行直升机控制量仿真曲线

由图 10-图 13 可知,本文设计的分布式直升机自动飞行仿真平台的层次清晰,各模块功能配置合理,直升机平台飞行效果优良,飞行姿态平稳,纵横向控制动稳态特性均符合国军标要求,在飞管水平和垂直引导下直升机航迹跟踪误差较小,各项功能和指标均满足要求。

5 结语

本文将直升机数学模型、自动飞行控制系统、直升机飞行管理系统和分布式交互结合起来,深入研究直升机飞行管理系统的主要功能,提出并建立基于分布式交互的直升机飞行仿真系统和软件环境,使直升机自动飞行控制平台层次结构更加清晰明朗,功能更加完善。仿真验证表明,分布式平台各个子模块设计和综合仿真环境均满足预

期目标。

参考文献:

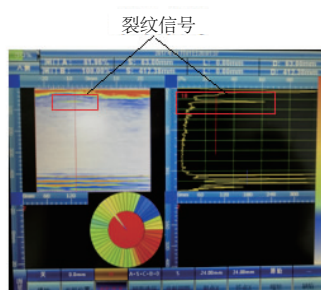
- [1] 新. 直升机数字式航空电子设备和展[J]. 国际航空, 1994(6): 38-39.
- [2] 孟繁鹏. 飞行管理仿真系统设计与分析[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
- [3] 王伟志, 徐锦法. 基于 FlightGear 和 RTW 的分布式可视化飞行仿真研究[J]. 江苏航空, 2010(增刊2): 20-23.
- [4] 向明, 马存宝. 基于 VAPS 的 FMS CDU 实时仿真系统开发[J]. 计算机仿真, 2006, 23(8): 244-247.
- [5] 吴丽媛, 王伟. 直升机机电综合管理系统通用仿真设备设计[J]. 直升机技术, 2018(2): 52-54, 59.
- [6] 马锐. 飞行管理系统性能优化与控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [7] 陈义军. GNS430 综合航空电子设备仿真[J]. 中国民航飞行学院学报, 2019, 30(4): 67-70, 74.
- [8] 裴鑫, 宋奕, 秦银雷. 某型直升机桌面交互式座舱仿真训练系统[C]. 第 14 届中国系统仿真技术及其应用学术年会,

2012.

- [9] 刘瑞挺. 全国计算机等级考试三级教程——网络技术[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [10] 郑馨睿, 吴庆宪, 叶辉. 歼击机边界保护的动态矩阵控制方法[J]. 电光与控制, 2016, 23(11): 27-32.
- [11] 李杨, 李浩, 陈奇. 典型直升机尾传动轴系动力学建模与临界转速计算方法[J]. 机械制造与自动化, 2017, 46(5): 163-166.
- [12] Aeronautical Radui Inc. ARINCCHARACTERISTI C702A-3[S]. 2006.
- [13] 彭劲松, 秦永元. 大圆航线导航与控制律设计[J]. 火力与指挥控制, 2007, 32(6): 62-66.
- [14] 吴克风. 基于 Dubins 的最优航迹规划方法与火力筹划若干问题研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2017.
- [15] 陈子昂, 杏建军, 郑黎明, 等. 无人机导航路径跟踪精确制导仿真研究[J]. 计算机仿真, 2017, 34(10): 26-30.

收稿日期: 2019-12-03

(上接第 95 页)



(a) 双头螺柱检测结果



(b) 螺栓拆卸后验证

图 9 双头螺柱检测

4 结语

本文设计了一种一维平面圆形线阵换能器,并应用于地脚螺栓等细长杆体的缺陷检测和腐蚀减薄评估。与传统单一超声纵波探头检测方法相比,该换能器在检测地脚螺栓方面具有很大的优势,由于采用沿圆弧线顺次移动阵列激励对螺栓实施循环电子扫描,发射的超声纵波能够与螺栓侧壁形成很好的掠射关系,可以有效避免螺纹反射回

波的干扰,信噪比较高,缺陷回波明显,缺陷的定量与定位精度较高,可以有效实现地脚螺栓等埋地锚杆体系的缺陷检测。该换能器可用于轴销、阀杆及泵轴等细长圆柱体工件的超声无损检测。

参考文献:

- [1] 邓小康. 铁塔地脚螺栓及塔脚锈蚀严重的修复加固[J]. 通信电源技术, 2018, 35(1): 165-166.
- [2] 高扬明. 单管塔塔脚地脚螺栓防腐处理工艺[J]. 电信技术, 2019(6): 35-36, 39.
- [3] LIGHT G M, JOSHI N R. Ultrasonic waveguide technique for detection of simulated corrosion wastages[J]. Nondestructive Testing Communications, 1987, 3(1): 13-27.
- [4] 骆国防. 基于超声柱面导波技术对钢杆缺陷的无损检测研究[J]. 东北电力技术, 2019, 40(7): 12-14, 21.
- [5] 鲁珊珊, 吴英思, 刘飞. 杆中导波声弹性效应分析与数值模拟[J]. 应用声学, 2018, 37(4): 469-474.
- [6] THOMPSON D O, CHIMENTI D E. Review of progress in quantitative nondestructive evaluation[M]. Boston, MA: Springer US, 1990.
- [7] 滕德金, 王东方, 滕德巧. 基于超声相控阵检测技术的连杆检测方法研究[J]. 机械制造与自动化, 2018, 47(6): 198-202, 211.
- [8] 王波, 高双胜, 马明. 2024 铝合金薄板搅拌摩擦焊接头缺陷超声无损检测[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(5): 54-56.
- [9] 黄晶, 阙沛文, 金建华. 线形超声相控阵换能器的阵列[J]. 传感器技术, 2004, 23(1): 9-12.
- [10] 姚旭, 郭建中. 线阵阵元间距和宽度对波束指向性的影响[J]. 陕西师范大学学报(自然科学版), 2010, 38(1): 46-50.

收稿日期: 2020-07-22