

螺旋桨动力系统测试平台设计研究

席亮亮^{1,*}, 王海峰², 王亚龙¹

1. 中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

2. 西北工业大学, 陕西 西安 710072

摘 要: 电动旋翼无人机因其便捷简单的操纵性、出色的安全性和可靠性, 近年来成为无人机市场的发展热点, 但航时较短是目前的主要弱势之一, 改善这一问题有两种有效途径: 一种是研发高储能的电池, 但受制于技术的成熟度, 现阶段该方法并不现实; 另一种是提高无人机动力系统的效率。为此搭建了螺旋桨动力系统测试试验台, 明确了测试方案和技术指标, 然后对各采集单元进行了详细的工程方案设计, 基于 LabVIEW 编写了试验台的多通道数据采集软件。试验台测试的结果与计算数据趋势吻合较好, 数据偏差在 10% 以内, 证明了计算方法的有效性, 同时印证了试验台可以为动力系统研究提供可靠支持。

关键词: 电动旋翼无人机; 螺旋桨; 动力系统; 数值计算; 数据采集

中图分类号: V211.52 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.08.017

旋翼无人机是消费级无人机的主要类型, 一般的旋翼无人机航时在半小时左右, 这对于用户的使用体验有很大的影响, 也限制了其应用领域的拓展。改善这一问题有两种有效途径: 一种是研发高储能的电池, 但受制于技术的成熟度, 现阶段该方法并不现实; 另一种是提高无人机动力系统的效率。

提高动力系统的效率, 首先需要设计在常用状态高效率的螺旋桨, 随后研究多旋翼无人机动力系统, 分别对动力系统的电池、电子调速器和无刷电机建模, 根据理论模型得到了电机效率、功率、转速等重要参数间的关系, 开展动力系统电机和螺旋桨的参数匹配方法研究, 在此研究基础之上为多旋翼无人机选择高效的螺旋桨与电机匹配方案。最后通过试验系统研究匹配方案的效果。

基于上述需求, 本文着力于搭建一套螺旋桨动力系统试验台: 主要进行了电动力螺旋桨测试试验台总体设计, 介绍了试验台的主要功能、技术指标, 以及试验台的采集方案, 完成了试验台方案的搭建, 并通过试验完成了对比分析。

1 螺旋桨动力系统测试试验台总体设计

1.1 主要功能与技术指标

电机、螺旋桨、电池和电调的性能以及它们之间的匹配关系, 对于多旋翼无人机和以螺旋桨为动力的固定翼飞机来说至关重要^[1]。

螺旋桨动力系统测试试验台将螺旋桨以及电机、电调、电池等设备, 通过设计的辅助结构组装起来, 在驱动电机和螺旋桨旋转之后, 通过数据采集系统实时地采集螺旋桨的拉力、转速和电机的扭矩, 以及整个动力系统所吸收的电流和电压, 数据经过处理就可以得到螺旋桨拉力、吸收功率、力效比等参数的变化曲线^[2]。

通过对课题需求和市场的分析, 试验台测量参数的最大值见表 1。

表 1 试验台可测量参数的最大值

Table 1 Maximum value of experimental platform measurable parameters

项目	最大值	项目	最大值
电压	50V	转速	10000r/min
电流	100A	桨径	800mm
拉力	20kg	温度	300℃
扭矩	10N·m		

收稿日期: 2018-05-17; 退修日期: 2018-07-24; 录用日期: 2018-07-26

* 通信作者: Tel.: 15829091993 E-mail: xllnwp@163.com

引用格式: Xi Liangliang, Wang Haifeng, Wang Yalong. Design of propeller propulsion system test platform [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (08): 17-22. 席亮亮, 王海峰, 王亚龙. 螺旋桨动力系统测试平台设计研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (08): 17-22.

1.2 试验台测试方案设计

在本测试方案中,螺旋桨动力系统垂直安装在支架上,从下至上主要由基座、支架、连接法兰、拉力扭矩复合传感器、传感器转接法兰、电机支撑法兰、电机螺旋桨试验件、光栅转速传感器和保护网等部件构成,方案如图1和图2所示。

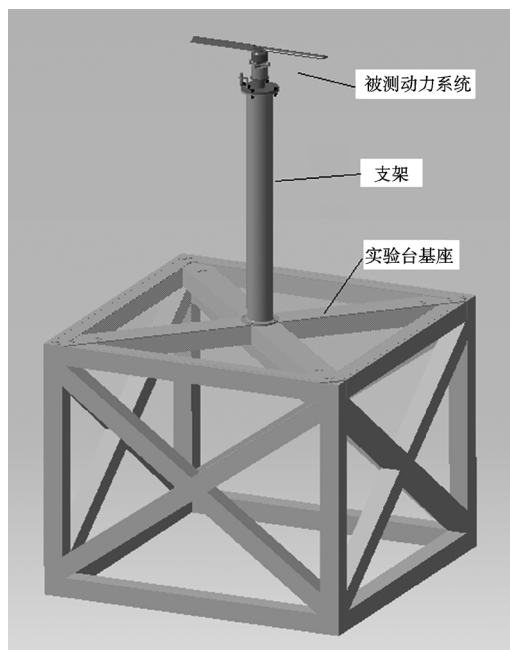


图1 测试方案三维图
Fig.1 3D model of measured system

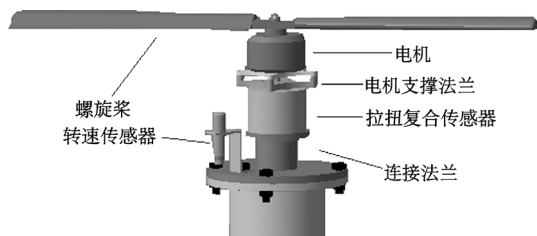


图2 测试系统
Fig.2 Measured system

螺旋桨动力系统测试试验台主要包括螺旋桨动力系统试验件、控制系统、采集系统、辅助保护系统,其中动力系统试验件包括电机、螺旋桨、电调和电池,控制系统包括接收机、电池和遥控器,采集系统包括各类型传感器、采集卡以及数据处理软件,辅助保护系统主要指多种试验件辅助连接部件和整个试验台的保护系统,螺旋桨动力系统测试试验台框架设计如图3所示^[3,4]。

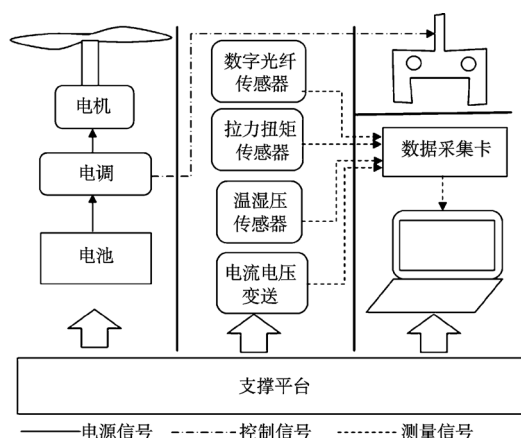


图3 试验台总体框架
Fig.3 General framework of experimental platform

1.3 试验台采集单元设计

在整个螺旋桨动力系统测试试验台方案中,电压、电流、拉力、扭矩和转速等参数的测量很关键,本文的采集方案如下^[5]。

(1) 拉力扭矩采集单元

螺旋桨动力系统转动过程中产生拉力和扭矩,在垂直方向上如果直接固定拉力和扭矩两个传感器,这两者会存在非常明显的交感误差,交感误差值经过初步计算分析在10%左右。本次采用定制的拉力扭矩复合传感器,它将拉压力传感器与扭矩传感器的制造一体化,该传感器主要特点有:高精度、高稳定性、抗干扰性好。

(2) 电流电压采集单元

选用市场常见的HK系列电压变送器和电流变送器进行采集。

(3) 转速采集单元

选取了THK-BY红外线扫描探测技术的光栅安全光幕红外探测器,其主要包括发射装置、接收装置以及信号处理电路。

(4) 温度和大气参数采集单元

两个WZO温度测量传感器,其中一个为贴片式的传感器,适合电调温度测量,使用时贴于电调表面,后者为磁吸式的传感器,适合电机温度测量,使用时吸附在电机外壳。大气参数通过温湿压传感器采集。

2 试验台数采软件设计

2.1 软件结构设计

LabVIEW和一般的文本编程语言完全不同,它是数据流驱动的模式,其本质是多线程并行的程序结构,这和本文任

务比较契合,数据采集系统包括传感器、信号调理器、数据采集卡、计算机和测量采集软件^[6]。测控软件的总体工作流程如图4所示。

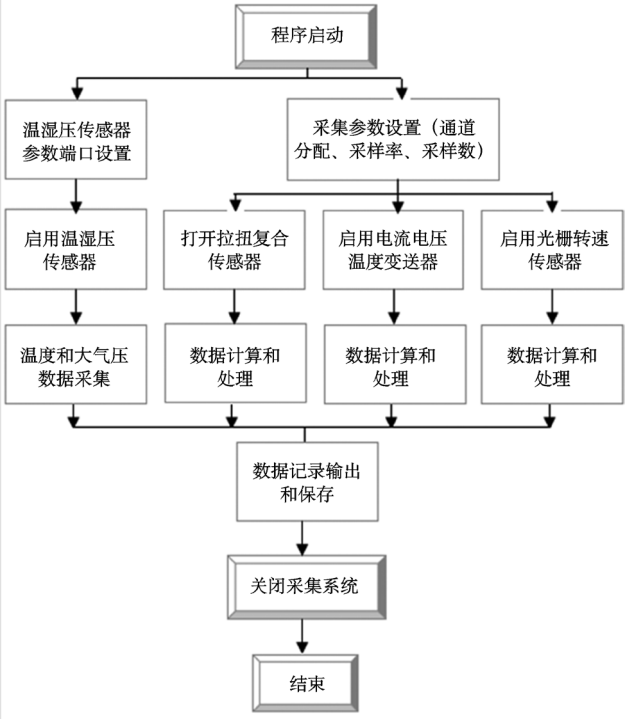


图4 软件流程图

Fig.4 Software flow pattern

螺旋桨动力系统测试试验台测控系统中拉力扭矩、电流电压、温度和转速的测量模块是以 NI-DAQmx 函数为采集方法,利用 LabVIEW 的数据转化和波形调理模块对采样的数据进行滤波处理,以消除高频干扰;大气参数测量计算模块调用了 LabVIEW 串口通信函数,即 VISA 的配置串口函数和写入、读取、关闭函数,通过循环发送、接受指令字符串的形式完成信号采集,采样到的字符串通过截取和进制转化的处理后,记录并保存^[7]。

本次选用 USB 总线结构的 NI cDAQ-9184 4 槽 NI CompactDAQ 机箱,配置一个 NI 9401 和一个 NI 9205 的采集卡。

2.2 软件界面设计

螺旋桨动力系统测试试验台测控软件界面分页显示为试验界面、参数设置、帮助等几大部分^[8],各个界面有不同的作用,如图5所示,在试验界面中,主要包括采集启动按钮和停止试验按钮,测试数据实时显示,试验过程中的主要操作按钮和参数设置,如初始化清零、滤波、数据存储、采样频率、采样数、滤波截止频率、文件记录数目等。

如图6所示,在参数设置界面主要包括了 NI 数据采集卡的参数设置,如卡槽位置分配、采集卡通道分配、各通道采集量的系数、信号宽度设置等。



图5 软件试验界面

Fig.5 Software experimental interface

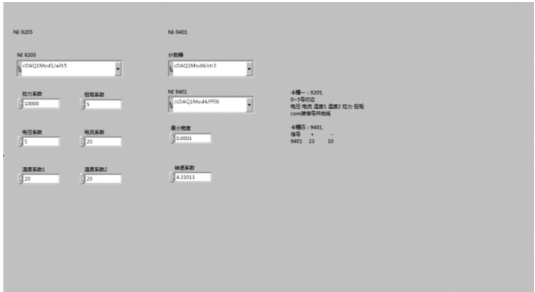


图6 软件参数设置界面

Fig.6 Parameter setting interface

3 试验结果与分析

3.1 计算结果校核

本文的螺旋桨选用 ARAD-10 翼型,以悬停状态的力效(消耗单位功率形成的拉力)最大为设计目标,基于动量—叶素理论和遗传算法理论,优化得到的外形如图7所示。

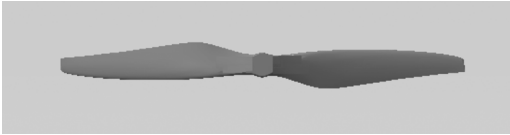


图7 优化完成的螺旋桨

Fig.7 The optimized propeller

首先利用数值计算方法对优化的螺旋桨进行计算,即先进行性能的理论校核。

基于 Fluent 中的非定常数值模拟模块,利用有限体积法对不可压 N-S 方程进行空间离散,梯度插值采用格林—高斯 (Green-Gauss Node-Based) 方法,时间推进采用改进的 LU-SGS 隐式格式,经过网格划分、边界条件设置等,对

螺旋桨进行了气动力计算,计算状态为零风速,得到计算结果与优化算法的计算结果对比如图 8 所示^[9,10]。

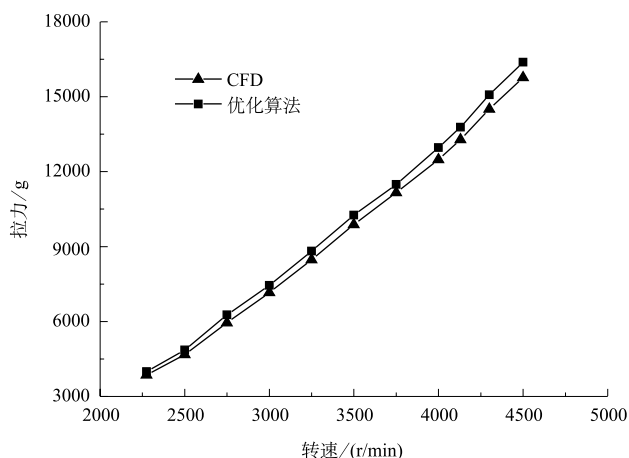


图 8 CFD 与优化算法拉力对比
Fig.8 Comparison of CFD and optimization

数值计算结果佐证了优化计算方法的精确度,因此后续直接采信优化程序的计算结果。

3.2 试验结果与分析

试验台搭建和调试完成之后进行测试试验。动力系统试验采用恒力源 T10 电机,搭配 30in (约 76.2cm) 螺旋桨,供电电压 12S,搭配 120A-HV 电调,试验完成后处理数据。

图 9 为试验测试和计算的螺旋桨静拉力随转速的变化,测试和计算的螺旋桨轴功率随转速变化如图 10 所示。

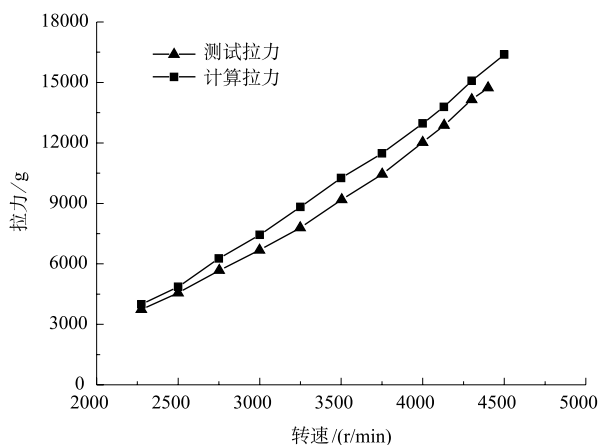


图 9 螺旋桨测试与计算拉力对比
Fig.9 Propeller thrust contrast between test and calculation

螺旋桨测试和计算的力效随转速变化如图 11 所示,根据螺旋桨的计算数据和电机的效率曲线,计算得到了动力系统力效,与测试得到动力系统力效的对比如图 12 所示。

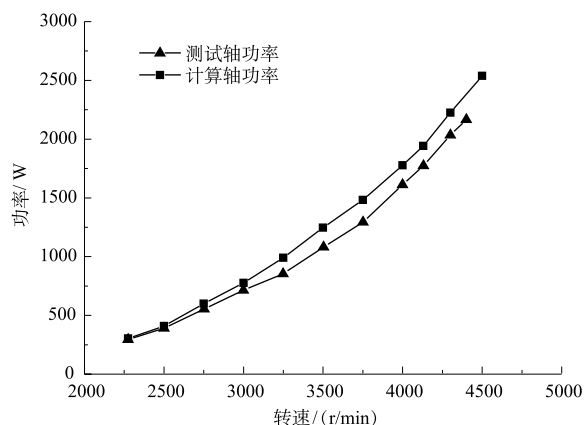


图 10 测试与计算轴功率对比
Fig.10 Propeller shaft power contrast between test and calculation

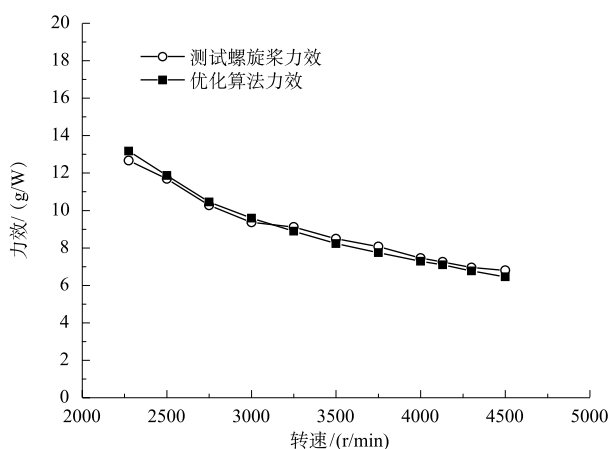


图 11 测试与计算螺旋桨力效对比
Fig.11 Propeller thrust effect contrast between test and calculation

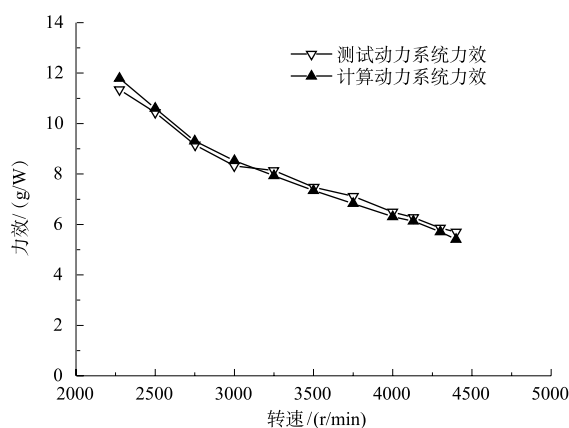


图 12 测试与计算动力系统力效对比
Fig.12 Propulsion system thrust effect contrast between test and calculation

分析图 9 与图 10 可知,在设计转速附近,拉力和轴功率的计算值与测量值误差较小;随着转速增加超过 3000r/min,

计算值比实际测量高 10% 左右。

分析图 11 和图 12 可知,吸收同样的轴功率,测量和计算拉力值比较接近(两者误差在 6% 以内),这说明测量与计算的螺旋桨力效比、动力系统的力效比均吻合的较好。

总结分析以上试验数据,试验值和计算值趋势一致,吻合得较好,计算值相对于试验值总体偏高,设计点附近螺旋桨拉力计算值比试验值高 5% 左右,二者拉力的平均相对误差在 6% 以内。这可能是因为计算条件较为理想,试验过程中保护架增强了地效效应;另外,随着转速的增加,螺旋桨和电机等部件的振动增强,对于拉力传感器的影响会变大,电机支撑架等部件对于气流也有一定的干扰。

4 结论

旋翼无人机动力系统效率提升有着重要的意义,针对匹配设计的动力系统,需要一个测试试验台进行试验测试。

本文对螺旋桨动力系统测试试验台进行总体设计,实现了试验台方案定型及三维模型设计,完成了试验台的搭建工作,调试并校对了试验台的测量精度;根据试验台的硬件设备,基于 LabVIEW 编写了试验台的测控程序,可对数据进行处理后输出保存;最后使用 CFD 方法对优化算法计算结果进行了理论校核,针对 T10 电机搭配设计的螺旋桨进行试验测试,完成了试验结果与理论计算结果的对比分析。

试验数据的对比分析表明,计算结果与试验结果误差在可接受范围内,证明了本文优化程序的精确性,也印证本试验台在动力系统提升方面的试验支撑作用。

AST

参考文献

- [1] 龚喜盈,张玉刚,宋笔锋,等. 大尺寸高空螺旋桨气动性能试验方法研究[J]. 飞行力学, 2014 (04): 347-350.
Gong Xiyong, Zhang Yugang, Song Bifeng, et al. Study on the large size high altitude propeller aerodynamic performance test method[J]. Flight Dynamics, 2014 (04): 347-350. (in Chinese)
- [2] 焦俊. 高空螺旋桨车载试验系统设计与验证[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
Jiao Jun. Design and validation of the truck-mounted testing system of stratosphere propeller [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)
- [3] 仇志平. 凸轮试验台测试系统的研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
Qiu Zhiping. Research on cam test bench test system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [4] 王利光,宋笔锋,邵立民,等. 基于虚拟仪器的扑翼试验测控系统[J]. 科学技术与工程, 2008, 8 (5): 1224-1228.
Wang Liguang, Song Bifeng, Shao Limin, et al. Flapping-wing testing system based on virtual instrument[J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8 (5): 1224-1228. (in Chinese)
- [5] 郁有文,常健,程继红. 传感器原理及工程应用[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2000.
Yu Yongwen, Chang Jian, Cheng Jihong. Sensor principle and engineering application[M]. Xi'an: Xidian University Press, 2000. (in Chinese)
- [6] 刘刚,王立香,张连俊. LabVIEW 8.20 中文版编程及应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2008.
Liu Gang, Wang Lixiang, Zhang Lianjun. LabVIEW 8.20 programming and application[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2008. (in Chinese)
- [7] 何俊伟. LabVIEW 在多通道数据采集系统中的应用研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2009.
He Junwei. Application of LabVIEW in multi-channel data acquisition system[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2009. (in Chinese)
- [8] 马明建. 数据采集与处理技术[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2005.
Ma Mingjian. Data acquisition and processing technology[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2005. (in Chinese)
- [9] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
Liu Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [10] 许建华,宋文萍,韩忠华,等. 基于 CFD 技术的螺旋桨气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25 (5): 1103-1109.
Xu Jianhua, Song Wenping, Han Zhonghua, et al. Aerodynamic performance research of propellers based on CFD technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25 (5): 1103-1109. (in Chinese)

作者简介

席亮亮(1990-)男,硕士,助理工程师。主要研究方向:模型与无人机飞行试验。

Tel: 15829091993

E-mail: xllnwpu@163.com

Design of Propeller Propulsion system Test Platform

Xi Liangliang^{1,*}, Wang Haifeng², Wang Yalong¹

1. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: Motor rotor Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has become a hotspot in the market of UAVs in recent years because of its convenient and simple operation, excellent safety and reliability. It's the main disadvantage that endurance is short, which limits its wide application. There are two effective solutions: one is to develop the battery which stores higher energy, but this method is not realistic at the present, subject to the maturity of the technology; the other is to improve the efficiency of UAVs propulsion system. Thus, this paper designed an experimental platform for propeller propulsion system, clarified the test plan and technical index, and then carried on the detailed plan for each data acquisition unit. The multi-channel data acquisition software of the experimental platform was designed in detail based on LabVIEW. The results of test results are in good agreement with the calculated data trends. The data deviation is within 10%, which proves the validity of the calculation method, and confirms that the platform was reliable on research of propulsion system efficiency and performance.

Key Words: motorrotor UAVs; propeller; propulsion system; data calculation; data acquisition

Received: 2018-05-17; Revised: 2018-07-24; Accepted: 2018-07-26

*Corresponding author.Tel.: 15829091993 E-mail: xllnwp@163.com