

基于动态仿真激励模型的飞控计算机测试系统设计*

虞健飞¹ 钟季龙² 邵 帅²

(1. 空军装备研究院 北京 100076; 2. 空军工程大学航空航天工程学院 西安 710038)

摘要: 飞行控制计算机作为飞行控制系统的核心组成单元,其性能的好坏很大程度上决定了整个飞行控制系统的性能指标,并最终影响飞机飞行安全。针对全时全权数字电传系统结构和功能复杂的特点,以自动飞行控制计算机测试验证为目的,设计开发了一套面向自动飞行控制计算机性能测试的测试验证系统,包括信号表决、余度管理、控制律软件测试等功能。双余度飞控计算机有故障信号注入试验测试表明,本文设计的测试验证系统测试结果准确,可有效验证飞控计算机功能和性能,达到设计要求。

关键词: 飞行控制计算机;测试验证;动态仿真激励模型;系统软件

中图分类号: TP306 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.1050

The design of the test verification system for flight control computer based on dynamic simulation model

Yu Jianfei¹ Zhong Jilong² Shao Shuai²

(1. Air Force Equipment Academy, Beijing 100076, China; 2. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: As the core composition of flight control system, the performance of flight control computer decides the whole performance index of flight control system, which ultimately affects the flight safety. As for the complicated structure and function of full-time and full-authority digital fly-by-wire flight control system, this paper designs a set of test verification system for the automatic flight control computer function and performance test, taking automatic flight control computer test as the purpose, including the signal vote, redundancy management and control law software testing and so on. Through the dual-redundant flight control computer test, the test verification system can effectively test the function and performance of flight control computer, reaching the design requirement.

Keywords: flight control computer; test and verify; dynamic simulation model; system software

1 引言

随着技术进步,无论是军用飞机还是民用飞机,有人机还是无人机,飞行控制计算机作为电传飞行控制系统重要组成部分,其正常工作对于飞行安全而言,重要性不言而喻。因此,飞控系统对飞控计算机安全可靠、实时性、软件容错性等方面提出了很高要求^[1],不断推动飞控系统测试验证技术的发展前进。

飞控计算机的地面测试主要通过仿真手段进行模拟验证。美国早在1983年SIMNET计划中就将仿真器与计算机网络之间形成连接,演示验证人在回路中系统的闭环特征,充分反映了仿真技术发展在国外的发展方向和应用前景^[2]。我国不少研究院所和高校单位在近年来仿真测试建

模研究做出了巨大贡献,例如国防科大开发的导弹时序分析试验鉴定软件^[3-4]、Bayes可靠性评估软件等^[5],中国航天二院开发了RI测试软件^[6],北京航空航天大学^[7-8]开发了C程序测试系统用于系统仿真等。

传统的系统级综合验证,主要通过模拟器进行飞行品质试验、飞行控制系统铁鸟鉴定试验、机上地面试验和外场试飞等试验手段^[9-12],缺乏介于数学仿真和成品件铁鸟鉴定试验之间的,面向软硬结合的自动飞行控制计算机和襟缝翼控制计算机测试验证手段^[13]。本文开发了一套测试验证系统,主要用于自动飞行控制计算机和襟缝翼控制计算机测试,包括信号表决、余度管理、控制律软件测试等内容。由于篇幅所限,本文仅对飞控计算机测试系统设计情况作详细概述,襟缝翼控制计算机测试部分不作介绍。

收稿日期:2016-03

* 基金项目:国家自然科学基金(7150010130)、国家社会科学基金军事学项目(15GJ003-222)资助

2 测试系统总体设计

根据系统功能需求,飞控计算机测试系统设计由飞行控制计算机测试验证系统、襟缝翼控制计算机测试验证系统和共用设备 3 个部分组成。这 3 个部分既需要满足自动飞行控制计算机(AFCC)的独立测试,满足襟缝翼控制计算机(FSECU)的独立测试,又能进行两者同时测试,同时能与主电传飞控计算机(PFC)测试环境构成完整的飞控系统测试环境。

2.1 硬件设计

飞行控制计算机测试验证系统与共用设备一起为 AFCC 提供完整的仿真激励测试环境。具体包括 AFCC 试验控制单元、AFCC 数据管理及 AFCC 虚拟控制单元、交联系统仿真单元、AFCC 信号适配单元、信号测试与注入单元、AFCC 调试计算机、程控电源及其它设备,由此系统总体设计架构如图 1 所示(襟缝翼控制计算机部分略)。图 1 中系统总体结构包括了 AFCC 测试系统和共用设备

两个部分。其中 AFCC 测试系统部分,AFCC 试验控制单元负责控制自动油门系统(ATMC)/动力燃油/油门台仿真动态激励模型以及机械操纵/回传驱动器仿真激励模型的运行、下载;可通过模型进行总线及非总线故障注入。交联系统仿真单元模拟自动飞行控制系统内外部交联 ATMC/动力燃油/油门台系统、机械操纵/回传驱动器系统的接口电气特性,以及 HB6096 总线和非总线信号仿真激励。对于共用设备部分,共用设备同时为 AFCC 测试验证系统及 FSECU 测试验证系统提供飞机本体及动力学仿真、航电及主飞控系统仿真激励,航电仪表虚拟显示,测试系统数据采集,提供信号调理功能等。

机载数据总线是连接航空电子设备,实现不同电子设备间数据通信和信息传输功能的机载“局域网络”。按照飞控计算机测试系统不同结构对数据传输的要求和信息共享的特点,本文设计系统使用了包括以太网、光纤反射内存网、GJB289A、HB6096 四类通信总线,以适应不同部分的数据传输和信息共享需求,具体布线情况可见图 1。

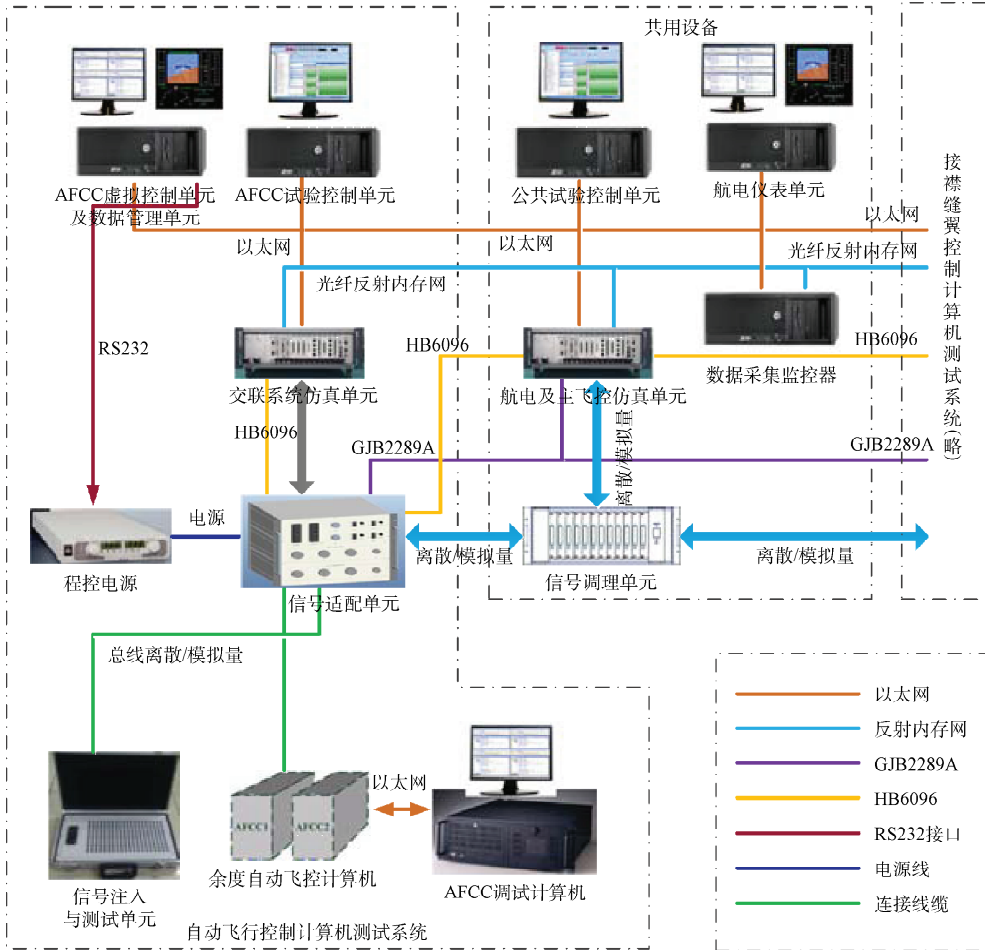


图 1 系统总体架构

2.2 软件设计

试验控制软件主要功能是对仿真激励模型进行下载

控制和运行管理;对测试用例自动编辑和执行,并能通过模型进行总线及非总线故障注入;能够实现对程控电源进

行电压控制等多个功能。系统试验控制软件模块构建在 TestStand 软件基础上,使用 TestStand 引擎作为自动化执行核心,通过 Eclipse RCP 开发平台构建界面。关于 TestStand 的详细介绍可以参见参考文献 [14-15]。TestStand 开发主要包括 5 个步骤:设置 TestStand 系统环境;编写测试序列文件;开发测试代码模块;设计计量软件操作界面;部署软件。试验控制软件模块的系统整体构架如图 2 所示。

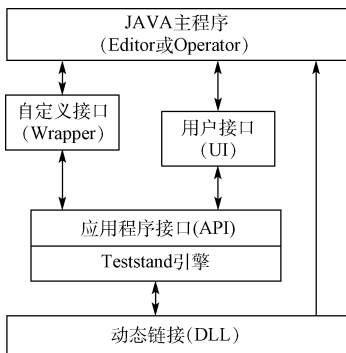


图 2 试验控制软件整体构架

Eclipse RCP 构建测试主程序,使用 C++ 封装 TestStand 引擎功能组件,对 TestStand 的 API 进行封装调用,测试主程序通过调用封装好的 API 接口调用引擎进行测试用例的编辑和执行,并获取测试用例执行过程中的数据及执行结果。

测试模块 module 使用 C++ 语言开发,以动态链接库的形式与界面进行交互。提供操作 API,实现对被测模型的控制和数据交互功能。

系统主要分为两个流程:测试用例的编辑和执行测试。编辑测试用例时,通过测试界面软件编辑测试用例模型,系统调用 TestStand 引擎生成相应测试序列文件,软件通过工程将用例模型和测试序列文件进行关联管理。测试执行时,通过测试界面软件调用测试用例模型,系统使用与之关联的测试序列文件调用 TestStand 引擎执行测试,测试过程中,可对测试过程数据进行监视。测试结束后,可把测试结果自动导出为测试报告。

3 动态仿真激励模型搭建

搭建一套与真实飞控系统环境一致的动态仿真激励模型,可进一步验证飞控计算机的性能和进行开、闭环试验提供仿真激励条件。系统仿真模型主要集成在交联系统仿真单元中,包括了 ATMC/动力燃油/油门台系统仿真激励模型和机械操纵/回传驱动器仿真激励模型。

3.1 ATMC/动力燃油/油门台系统仿真激励模型

ATMC/动力燃油/油门台系统仿真激励模型基于 MATLAB/Simulink 平台进行搭建,设计原理如图 3 所示。ATMC 仿真激励模型模拟 ATMC 与 AFCC 进行数据交互,ATMC 通过 1 路 HB6096 接收 AFCC1 发送的 ATMA 指令,通过 1 路 HB6096 接收 AFCC2 发送的 ATMA 指令,ATMC 将控制反馈通过 4 路 HB6096 发送给 AFCC1,通过 4 路 HB6096 发送给 AFCC2。

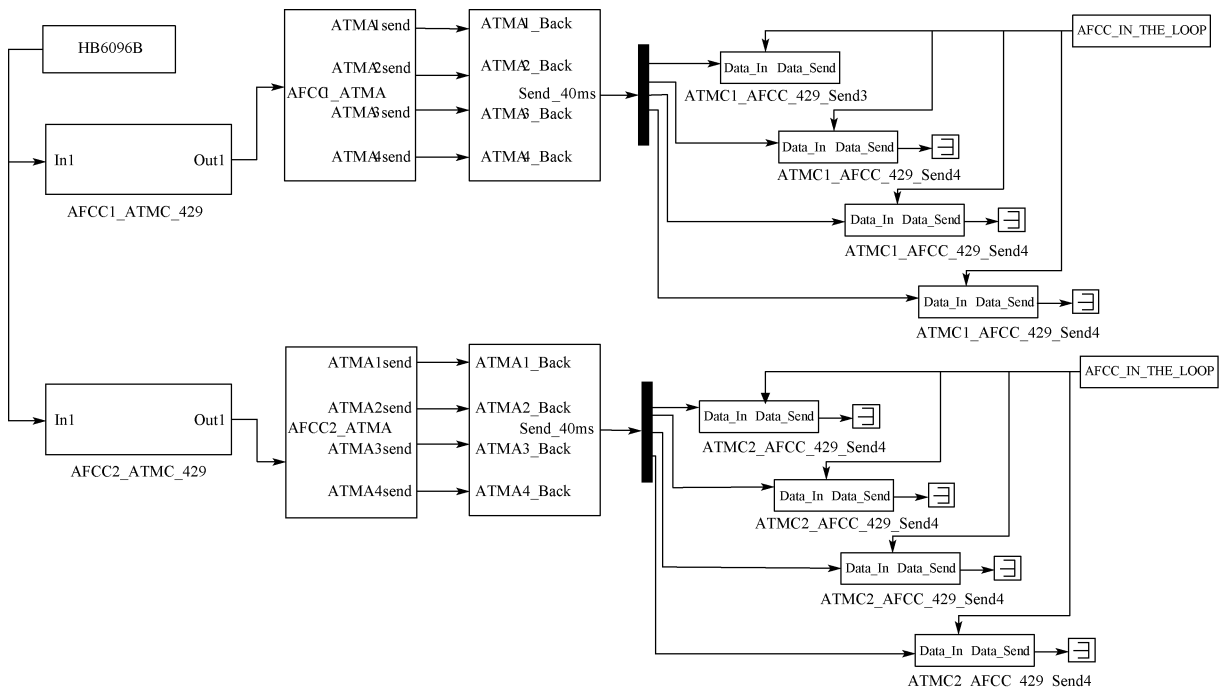


图 3 ATMC 与 AFCC 总线交互模型设计原理

ATMC 通过 2 路数字离散量 I/O 分别向 AFCC1 和 AFCC2 发送 ATMA 信号,同时通过 8 路数字离散量 I/O 分别接收 AFCC1 发送的 4 路 ATMA 使能信号、AFCC2 发送的 4 路 ATMA 使能信号。

油门台仿真激励模型通过 8 路数字离散量 I/O 分别向 AFCC1 和 AFCC2 发送:左油门切断信号、右油门切断信号、杆锁紧信号、杆解锁信号。

动力燃油仿真激励模型通过 2 路 RVDT 将燃调 2 和 3 的位置(-44°~76°)发送给 AFCC2,通过 2 路 RVDT 将燃调 1 和 4 的位置(-44°~76°)发送给 AFCC1。

3.2 机械操纵/回传驱动器系统仿真激励模型

机械操纵/回传驱动器仿真激励模型设计了模拟驾驶盘(左右)、驾驶柱(左右)和脚蹬(左右)运动模型,回传驱动器仿真激励模型模拟 AFCC 与 BDA 真实的电气接口。在自动驾驶时,AFCC 输出控制指令控制 BDA 转动,BDA 带动驾驶盘、脚蹬和驾驶柱动作,主飞控系统采集驾驶盘、脚蹬和驾驶柱位置信息,并通过 GJB289A 总线返回给 AFCC 形成闭环。仿真激励模型也模拟驾驶盘上的自动驾驶断开和同步操作按钮,该信号是开关量,用数据采集卡 DIO 模拟。飞机真实的左/右驾驶盘上各有两个按钮,分别是自动驾驶断开和同步操纵指令按钮,左驾驶盘通过两路离散量 I/O 向 AFCC1 发送自动驾驶断开和同步操纵指令,右驾驶盘也通过两路离散量 I/O 向 AFCC2 发送自动驾驶断开和同步操纵指令。搭建 Simulink 模型,如图 4 所示,用常数模块模拟自动驾驶断开和同步操纵指令,将指令通过离散量 I/O 板卡发送给 AFCC。

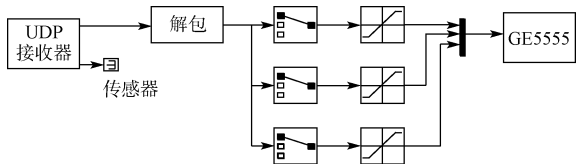


图 4 手动飞行操纵杆仿真激励模型

4 测试验证结果

为验证系统功能,采用有故障信号注入的情况测试飞控计算机余度管理的正确性、飞控系统对控制律重构正确与否,以及飞控系统自身余度通道的容错能力。模拟具有双余度飞控计算机的飞行器在 4 832 m 高度平飞时,系统在高度保持模式时分别加入故障信号后高度、迎角响应曲线。故障 1 表示手动切断 A/D 传感器,在飞行第 80 s 时加入系统;故障 2 表示关闭 1 号飞控计算机,在飞行第 120 s 时加入系统;故障 3 表示信号注入单元注入故障信号,在第 160 s 时加入系统。可以看到 80 s 前(故障 1 信号注入前)迎角维持在 -1°~-2°。故障 1 断开了 A/D 传感器,使得飞控计算机迎角数据交互发生故障,系统自动采取决策判断,80 ms 内处理故障切换余度通道。因此从图 5

可以看到有一个迎角响应脉冲信号,但持续时间非常短。

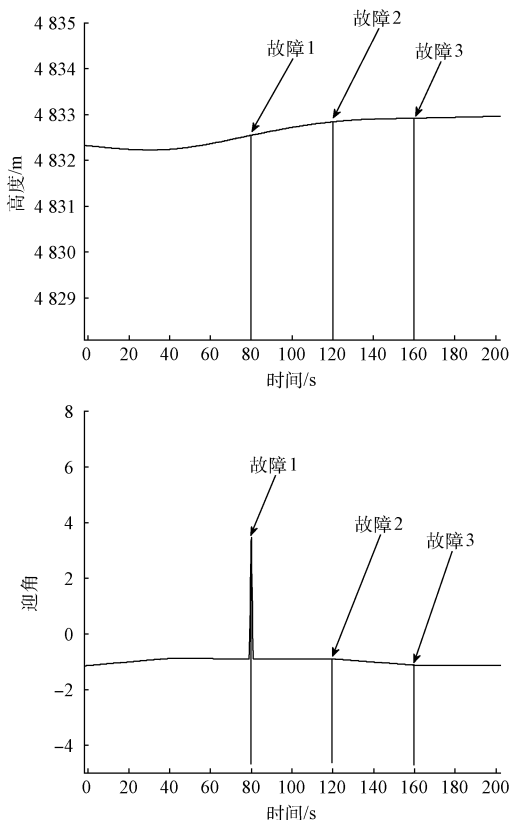


图 5 高度、迎角响应曲线

从图 6 可以看出,120 s 故障信号 2 关闭 1 号 AFCC1 升降舵指令信号有明显的变化。故障持续 20 s 时间,140 s 手动打开 1 号飞控计算机,可见 AFCC1 信号恢复正常。160 s 时飞控计算机处理加入系统的故障信号 3,自动关闭 AFCC1,采取余度通道 2 的方式输出指令信号,最终排除故障得到正确指令。

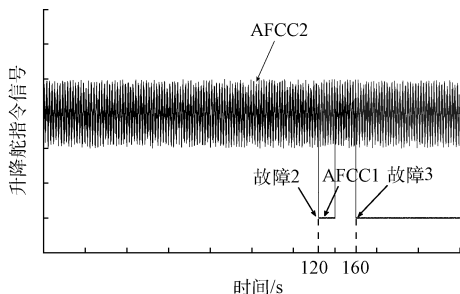


图 6 升降舵控制信号响应曲线

5 结论

本文开发设计的基于动态激励的飞控计算机测试系统解决了一些关键技术问题,为测试验证飞控计算机提供了地面综合验证支持,搭建了测试系统所需的外围激励环

境,同时提供测试系统硬件工作平台,与测试系统软件相结合,组成了一个完整的测试验证平台,满足了飞控计算机测试功能需求,测试结果准确,达到设计要求。

参考文献

- [1] 尹晖,熊治国,高翔,等.基于 PSO 的自抗扰飞行控制律参数优化方法[J].空军工程大学学报:自然版,2013,14(3):19-32.
- [2] 万士正,常晓飞,闫杰.基于 RT-LAB 的飞控系统快速原型开发[J].电子测量技术,2012,35(10):115-122.
- [3] 郝建忠,杨锁昌.导弹储运状态新指标及其短期预测 ARMA 模型[J].舰船电子工程,2013,33(4):111-114.
- [4] 晏卫东,廖宇亮,刘延青.基于时间序列分析的导引头误差模型建立方法研究[J].自动化技术与应用,2010,29(11):64-75.
- [5] 卫翀,邵春福.考虑交通量随机波动的随机用户均衡配流模型[J].吉林大学学报:工学版,2015,45(5):1408-1413.
- [6] 颜学龙,梁吴林,陈寿.基于 IEEE1149.1 标准的在线测试的研究[J].测控技术,2015(1):18-25.
- [7] 戴阳,杨向忠.基于 Simulink 和 C++ 混合编程的测试系统建模技术研究[J].计算机测量与控制,2014(6):1680-1682.
- [8] 董娜,宫云战,金大海.一种过程内及过程间数组越界故障的静态检测方法[J].计算机研究与发展,2010(S1):515-520.

- [9] 田会,倪晋平,焦明星.抛物线弹道弹丸飞行参数测量模型与精度分析[J].仪器仪表学报,2016,37(1):67-74.
- [10] 侯大军,李微.无人机液压发射试验台数据采集系统[J].国外电子测量技术,2009,28(9):38-40.
- [11] 韦民红,童敏明,肖建于.基于差分吸收光谱技术的大气痕量气体重建算法[J].仪器仪表学报,2015,36(2):287-293.
- [12] 陈雷.基于故障树的供水监控诊断系统的仿真[J].国外电子测量技术,2014,33(12):35-39.
- [13] 包贵浩,苏东林,戴飞.飞机油量电磁兼容半实物仿真预测平台设计[J].电子测量与仪器学报,2014,28(2):152-158.
- [14] 于建林,唐晓莉,丁国兴.基于 TestStand 的测试系统及应用[J].国外电子测量技术,2004,23(2):5-9.
- [15] 周德新,李博,樊智勇,等.基于 TestStand 的先进飞机 ACP 综合测试系统[J].航空维修与工程,2009(3):48-50.

作者简介

虞健飞,工学博士,高级工程师,主要研究方向为飞行器设计,飞行器总体论证。

E-mail:Y_jianfei@sina.com

钟季龙(通讯作者),博士研究生,主要研究方向为飞行器设计。

E-mail:z_jilong@sina.cn

邵帅,硕士研究生,主要研究方向飞行器总体论证。

(上接第 177 页)

- [2] 张瑞富,杨恒山,刘晶,等.不同钾肥用量对绿芦笋产量及营养品质的影响[J].中国农学通报,2013,29(28):165-168.
- [3] 王新武.植物生长的微分方程模型[J].兰州工业高等专科学校学报,2012,19(6):59-62.
- [4] 肖秦琨,赵艳,高嵩.基于 RGB 彩色和深度信息的人体关节点定位[J].国外电子测量技术,2015,34(2):27-30.
- [5] 赵正富.营养含量和数量与动植物的生长规律[J].中国农业信息月刊,2014(10):44-44.
- [6] 秦海.天童常绿阔叶林不同演替阶段植物叶片和土壤养分及其生态化学计量学研究[D].上海:华东师范大学,2009.
- [7] 邵联合,曲卫冬.基于 AVR 单片机的智能仪表信号采集与显示系统设计[J].仪器仪表用户,2010,17(4):48-50.
- [8] FENG D CH, QIN H Y, ZENG Y. Study on straw incineration monitoring based on the combination of

remote sensing image [J]. Instrumentation, 2014, 1(3):25-42.

- [9] Vasques G M, Grunwald S, Sickman J O. Comparison of multivariate methods for inferential modeling of soil carbon using visible/near-infrared spectra[J]. Geoderma, 2008(10):33-45.
- [10] 李俊峰,方建良,戴文战.基于色彩感知的无参考图像质量评价[J].仪器仪表学报,2015,36(2):339-350.
- [11] 胡梅,樊敏.一种模拟电路功能模块故障诊断的方法[J].电子测量与仪器学报,2015,29(5):676-684.
- [12] 刘岩俊.图像存储与实时显示系统设计与实现[J].电子测量技术,2015,38(5):45-49.

作者简介

高铭远,1999 年出生,研究方向为物理学、计算机数据处理、理化分析。

E-mail:peace-@outlook.com