

一种飞行器电缆插接状态自动化检测方法

田志新¹, 吴挺¹, 张振², 曲志超², 祖家固¹

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 山东航天电子技术研究所, 山东烟台 264003)

摘要: 新一代飞行器的电气系统越来越复杂, 依靠主观识别方法检测电缆插接状态, 人工失误则烧毁星上设备, 重则导致任务失败; 提出一种飞行器电缆插接状态自动化检测方法, 通过插接状态检测编码和信号变换设计, 确保检测电路占用尽量少的电连接器资源和背板资源; 通过信号走线优化设计, 避免检测电路增加电缆分支数, 降低电缆加工和敷设成本; 通过电源走线优化设计, 确保测试电路与星上电路隔离; 文章方法无需飞行器加电即可自动检测电缆插错、漏插等问题, 提高了飞行器综合测试的安全性和可靠性。

关键词: 电缆; 防插错; 自动化检测

An Automatic Detection Method for Plug-in State of Spacecraft Connectors

Tian Zhixin¹, Wu Ting¹, Zhang Zhen², Qu Zhichao², Zu Jiagu¹

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Shandong Aerospace Electro-Technology Institute, Yantai 264003, China)

Abstract: The new generation spacecraft electronics system becomes progressively complicated. Relying on subjective identification of plug-in states of spacecraft connectors, human error may lead to the burning of equipments and even mission failures. An automatic detection method is proposed, with advantages in utility-efficiency of connectors and backplane by a novel detection-transformer circuit, reduced cost of manufacture and assembly by harness routing optimization, and enhanced safety by isolating test circuit. The proposed method can detect the misinsertion, non-insertion and dislocation of harness connection before spacecraft powered on and thus improve the security and reliability of spacecraft testing.

Keywords: harness; anti-misinsertion; automatic detection

0 引言

飞行器系统集成过程中, 设备成熟度差异导致星载设备分阶段、分批次安装; 用户需求变更导致星上设备频繁拆装更新软件; 除电性能测试外, 卫星还要完成力、热等多项大型试验。上述原因导致飞行器系统集成过程中频繁进行电缆插拔操作。

传统研制模式下, 依赖人工主观识别的方法完成成百上千根电缆的插接状态检查。新一代飞行器电气系统越来越复杂, 依靠主观识别方法识别电缆插接状态, 人工失误则烧毁星上设备, 重则导致任务失败, 亟待实现电缆插接状态的自动化检测, 体现在以下方面:

(1) 电缆插接状态确认费时、费力, 耗费了大量人力资源, 延长了飞行器研制周期;

(2) 飞行器尺寸越来越大, 测试模式由分舱测试转为合舱测试, 电子设备布局紧凑, 人工确认过程易发生星上设备磕碰的质量事故;

(3) 电子产品轻小型化, 飞行器普遍采用 J6W 型、J30JH 型等小型电连接器^[1], 设备插头间距更小, 除外围插头外, 其他电缆插头的插接状态在视觉上不可达。

近年来, 国内学者针对电缆插接状态检测的问题进行了广泛研究。赵文生等人^[2]采用插件助拔器颜色、位号、防误插编码等多种方式配合的方法, 避免印制电路板、电源、微波模块的安装位置错误。洪雷^[3]提出一种检测电路实现对地面供电设备电缆插接状态的自动化检测。然而, 上述文献只针对一类器件(电缆)的插接状态进行检测, 但未涉及如何完成飞行器多种类型、成百上千根电缆插接状态的自动化检测问题。

本文分析了飞行器电缆网的技术特征, 从检测电路电缆网设计、插接状态检测电路设计、检测电路供电设计、数据判读设计等四个方面, 提出一种资源消耗少、系统集成代价低的飞行器电缆网插接状态自动化检测方案。

1 系统方案

飞行器一般配置多个分系统和若干台独立设备。为方便描述, 将飞行器配置的独立设备总数记作 S , 分系统总数记作 T , 分系统 j ($j \in [1, T]$) 配置的终端个数记作 K_j 。飞行器电缆插接状态自动化检测的信息流图见图 1, 包括地面检测系统、独立设备 i ($i \in [1, S]$)、分系统 j 设备 k_j ($j \in [1, T]$, $k_j \in [1, K_j]$)、分系统 j 管理器(一般大型分系统, 如控制分系统、数传分系统配置分系统管理器)、电缆插接状态检测电路等。

地面检测系统为检测系统提供工作电源。在独立设备 i ($i \in [1, S]$) 配置电缆插接检测电路, 负责检测该设备上电缆的插接状态, 编码后传输给星一地接口电路。在分系统设备 j 设备 k_j ($j \in [1, T]$, $k_j \in [1, K_j]$) 配置电缆插接检测电路, 负责检测该设备上电缆的插接状态, 编码后经分系统管理

收稿日期: 2015-12-21; 修回日期: 2016-02-15。

基金项目: 高分专项青年创新基金资助(GFZX04060103); 中国空间技术研究院总体部创新基金资助。

作者简介: 田志新(1975-), 男, 河北蔚县人, 博士, 主要从事智能卫星总体设计和自动化测试方向的研究。

器传输给星—地接口电路。星—地接口电路将 S 个独立设备和 T 个分系统的电缆插接信号通过解码模块转化为数字信号并传送到地面检测系统。地面检测系统自主判读飞行器电缆插接状态的正确性。

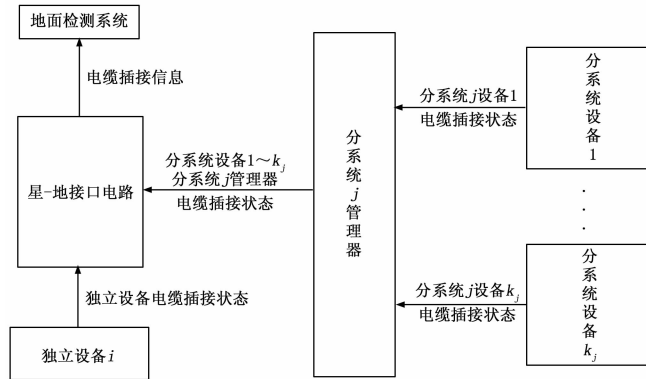


图 1 飞行器电缆插接状态自动化检测系统信息流程图

1.1 检测电路电缆网设计

飞行器电缆网的有向图模型表明^[4], 如果将插接状态检测信号直接从设备电连接器引出到星—地接口电路, 检测电路电缆将与该设备连接器上其他信号的电缆分支连接在一起, 飞行器电缆网的分支数可达上百个——其一, 电缆网设计、加工、运输、敷设的难度极大; 其二, 电缆插接状态检测电缆一般只包含两根线缆, 在多分支电缆的加工、运输、敷设过程中, 检测电路电缆极易折断。

因此, 电缆插接状态检测系统设计需考虑的首要问题是如何优化检测电路电缆网设计。本文采用以下设计措施降低检测电路电缆网的复杂度:

(1) 检测信号简化设计: 在被检测设备中, 除了采用电缆插接状态检测模块, 增加一个插接状态信号转换模块, 将多条电缆插接状态的数字信号编码转化为一个模拟信号, 从而显著减少设备检测电缆的对外输出信号数量。

(2) 信号合路输出设计: 将检测电路电源、电缆插接状态检测模拟量遥测信号、设备固有的遥测信号集中在一个电连接器上, 减少被测设备的电缆分支数。

(3) 传输链路简化设计: 针对星载设备一般均与遥测采集电路相连的特点, 将星—地接口电路配置在卫星工程遥测接口单元中。在星—地接口电路的输入端, 利用设备遥测电缆分支传输飞行器电缆插接状态检测信号; 星—地接口电路负责将 S 个独立设备和 T 个分系统总计 $T + S + \sum_{j=1}^T K_j$ 个电缆插接信号通过模数转化电路转化为数字信号, 并采用 RS422 传输线输出; 在星—地接口电路输出端, 利用星地遥测电缆分支传输电缆插接状态数字信号。

通过以上设计措施, 检测电缆沿着飞行器原有电缆分支走线, 一方面, 有效减少了电缆分支的数量; 另一方面, 检测电路线缆与其他信号一起走线, 确保检测电缆的工艺可靠性。检测系统电缆走线设计见图 2 所示:

(1) 如“电缆 W001”所示, 地面检测系统通过“星箭电缆”为工程遥测接口单元提供一组检测电源线缆和一组电缆插接状态数字信号线缆。

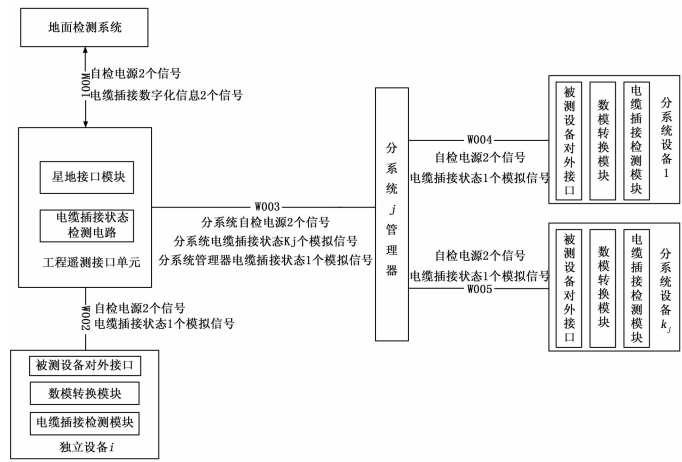


图 2 检测电路电缆网设计

(2) 如“电缆 W002”所示, 独立设备 i ($i \in [1, S]$) 采用遥测信号插头接收检测电源电压、检测电路回线, 并将该单机内部的插头检测模拟信号输出给工程遥测接口单元; 在独立设备 i 与工程遥测接口单元之间仅增加 3 根信号线, 但不增加电缆分支数;

(3) 如“电缆 W003”所示, 分系统 j 管理器采用遥测输出插头接收工程遥测接口单元的自检电源、回线, 并将该分系统的 K_j 个设备的接插件插接状态模拟信号、1 个该分系统管理器的插头插接状态模拟信号送至工程遥测接口单元; 分系统 j 管理器与工程遥测接口单元之间仅增加 $3 + K_j$ 根信号线, 但不增加电缆分支数;

(4) 如“电缆 W004”和“电缆 W005”所示, 分系统 j 设备 k_j ($j \in [1, T], k_j \in [1, K_j]$) 采用遥测信号插头接收来自分系统 j 管理器的检测电源电压、回线, 并将该单机内部的插头检测模拟信号输出给工程遥测接口单元; 在分系统 j 设备 k_j 与分系统 j 管理器之间仅增加 3 个信号线, 但不增加电缆分支数。

1.2 插接状态检测电路设计

电缆插接状态检测电路设计见图 3, 包括插头插接状态检测逻辑设计、检测信息编码设计、检测信号输出设计等。

插头插接状态检测逻辑设计如图 3“模块 1”所示, 每个设备插头预留两个检测接点, 与该插头连接的电缆端对应的两个信号线缆短接。当电缆采用正确的方式连接在设备插头上时, 接插逻辑导通; 当电缆未插接, 或者将不匹配的电缆插接在设备插头上时, 接插逻辑不导通。

为了避免同种类型接插件错位插接, 在选取接插件接点进行通断状态检测时, 采用以下设计原则:

(1) 信号分配设计: 在每台单机的同型接插件上, 用于检测电缆插接状态的两个接点必须不同。例如, 插头 1、插头 2 均为 J36A-52TJ 接插件, 插头 3 为 J36A-38TK 接插件, 插头 4 为 J36A-9TK 接插件, 则插头 1 选择接点 2, 51, 插头 2 选择点 13, 39, 插头 3 选择接点 2, 37, 插头 5 选择接点 2, 8。为了检测接插不到位的现象, 尽量选择位于接插件对角线上的接点作为电缆插接状态的检测信号。

(2) 保护电路设计: 单机接口电路采取限流、限压保护设计。当同一台单机相同类型的接插件互换时, 单机不因过流、

过压、极性差错导致受损。电路保护设计见参考文献^[5]。对于极性敏感的信号，在信号分配时，按照插针编号将设备接插件信号分为两个部分，前一半接插件接点分配正极性信号，后一半接插件接点分配负极性信号。

检测信息编码设计如图 3 “模块 2” 所示。以设备上两个接插件上的电缆插接状态检测为例，通过 R-2R 梯形电阻网络^[6]该设备上两个插头上的电缆插接状态转化为一个模拟电压量。“插头插接状态检测逻辑”反映各种电缆插接状态组合，由此导致检测信号电压存在显著差异：当全部电缆都正确插接时，检测信号为 0.25 Vdd (Vdd 代表检测电源电压)；当其中某个插头未插接时，检测电源通过图中的虚线分支提升检测点电压，例如，当插头 1 未插时，则检测信号电压为 0.36 Vdd。

检测信号输出设计：如图 3 “模块 3” 所示，每台设备将代表该设备全部插头插接状态的模拟电压量和该设备其他的模拟量遥测信号集中在遥测采集插头上输出。检测电路电源占用接点 1，检测电路地占用最后一个接点，另外选择一个信号线作为检测信号线。

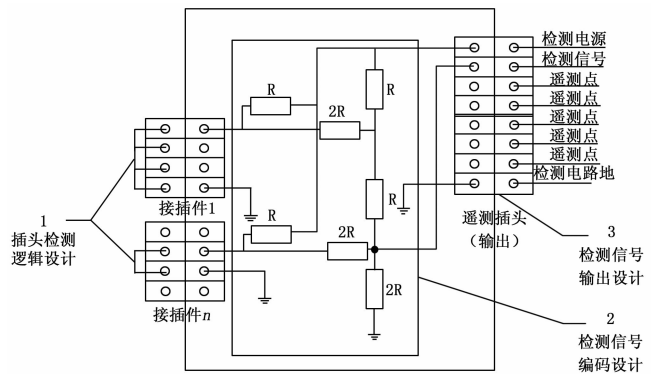


图 3 设备电缆插接状态检测设计

1.3 检测电路供电设计

检测系统供电设计如图 4 所示。检测电路采用干电池供电，电压不超过飞行器设备安全保护电路所允许的最高保护电压。星箭电缆经遥测插头 Y01 为工程遥测接口单元提供检测电源。工程遥测接口单元通过底板总线将检测电源分路成若干路，经遥测插头 X02 为分系统 j 管理器提供检测电源，经遥测

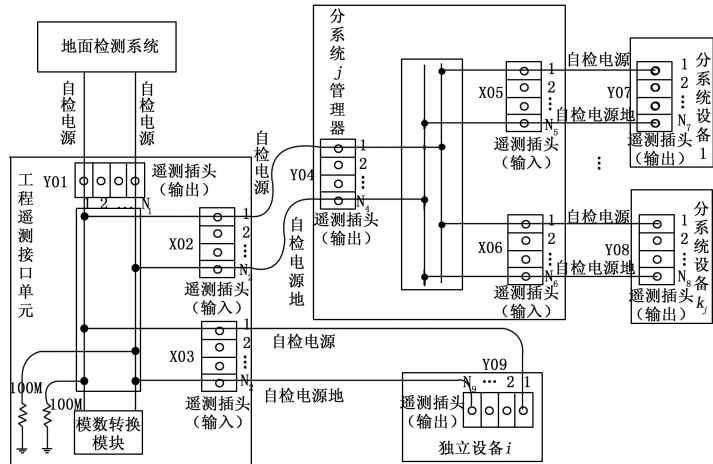


图 4 检测电路供电系统设计

插头 X03 为独立设备 i 提供检测电源。分系统管理器经遥测插头 Y04 接收检测电源，通过底板总线进一步分路成若干路，经遥测插头 X05 为分系统 j 设备 1 提供检测电源，经遥测插头 X06 为分系统 j 设备 k_j 提供检测电源。分系统设备 1、分系统设备 k_j、独立设备 i 分别通过遥测插头 Y07、Y08、Y09 接收检测电源。检查电源、回线分别使用遥测插头第一个和最后一个接点——检测电源与飞行器其它信号完全物理隔离，在飞行器不加电的条件下即可实现插头状态自动化检测。

1.4 数据判读设计

采用 Perl 语言生成各种电缆插接组合状态下的电阻网表文件，采用 Hspice 电路仿真软件计算各种电缆插接组合状态下的检测信号电压值^[7]，通过电子系统自动化软件生成各种电缆插接状态下的电压判读策略。将自动生成的判读策略部署在地面测试系统，地面测试系统根据检测电压即可自动判读星上电缆插接状态的正确性。

2 试验结果及分析

飞行器电缆网包括低频电缆网、总线电缆网、载荷数据电缆网、火工品电缆网、高频电缆网。通常，总线电缆、载荷数据电缆、火工品电缆、高频电缆占电缆总数不足 20%，这几类电缆采用专用电连接器，没有多余接点用于插接状态检测；卫星 80% 以上的电缆属于低频电缆网，采用 J6W、Airborn、J14A、J36A、J30JH、J599 等电连接器，定义电连接器上尚未定义的接点作为插接状态检测信号，采用本文方法可实现该类电缆插接状态的自动化检测。

本文方法已应用于某高分辨率光学遥感卫星。该卫星搭载一台高分辨率可见光相机，配置高速数传、测控、供配电、数管、环境监测、控制与推进等分系统。整星共有 297 根电缆、807 个电缆分支，其中低频电缆网 191 根 665 个分支，1553B 总线和 Spacewire 总线电缆 28 根 64 个分支，TLK2711 载荷数据电缆 48 根 (单分支)、火工品电缆 7 根 (单分支)、高频电缆 23 根 (单分支)。采用本文方法后，根据卫星测试计划和产品投产矩阵，自动生成卫星各个测试阶段的电缆插接状态判读策略，在卫星加电前，3 秒钟可实现 665 个电缆分支插接状态的自动化检测，电缆插接状态自动化检测率达 82%。此外，1553B 总线电缆、Spacewire 总线电缆、TLK2711 电缆的同型插头的接点信号定义均相同，即使插接错误也不会导致设备损坏，卫星加电后通过应用数据判读即可确认这三类电缆是否插接正确。因此，该高分辨率光学卫星仅需要人工检查火工品电缆、高频电缆总计 30 个电缆分支，即可避免电缆插接错误导致的设备损坏事故。与传统方法相比，该卫星人工确认电缆插接状态的工作量减少了 96%。

3 结论

针对飞行器系统集成测试过程中电缆插接错误导致测试进度延误、甚至烧毁星上设备的问题，本文提出一种电缆插接状态自动化检测方案，彻底解决了飞行器低频电缆的插错问题。该方案具有以下优点：

- (1) 在飞行器不上电条件下，实现了电缆插接状态的自动化检测，避免人工疏忽导致的测试进度延误，甚至烧毁飞行器设备的问题；
- (2) 解放了宝贵的人力资源，节约了系统测试的准备

时间;

(3) 检测电路电缆网基于飞行器原有的电缆网布线, 仅在设备端增加数个电阻网络构成的信号编码电路, 在电缆网中增加几根电缆检测信号线, 不影响设备的原有设计, 不增加新的电缆分支, 检测系统实现代价低。

本文方法适用于飞行器电缆插接状态检测, 也可以推广应用于飞机、火箭、武器等大型装备电缆插接状态的自动化检测。

参考文献:

[1] 张磊, 陈雁. 航天器用微矩形电连接器的一种新选择 [J]. 机电元件, 2012, 32 (5): 50-53.

(上接第 51 页)

内部时钟作为采集时钟, 采用动态变采样模式, 采样频率 f_s 取决于电容测微仪频响 f_c 、转盘全周的采样点数 N 以及精密离心机的转速 ω 三个因素。三者关系如式 (6) ~ 式 (7) 所示。

在稳定转速 ω 下, 设在转盘全周采集 N 个点, 则采样频率 f_s 由下式确定:

$$f_s = \frac{2\pi}{\omega} \times N \quad (6)$$

由上式可知, N 值不变时, 采样频率 f_s 应随不同的转速 ω 变化。设电容测微仪的频响为 f_c , 为使电容测微仪采集到有效信号, 设离心机转动频率为 rpm/min , 则 N 应由下式确定, N 取整数:

$$N \leq \frac{f_c \times 60}{rpm} \quad (7)$$

本项目中电容测微仪截止频率为 8 kHz, 令 N 值为 1 600, 则转盘圆周将被等分为 1 600 点, 转盘的最大转动频率为 5 Hz, 则 $f_s=8$ kHz, 当转盘的转动频率为 1 Hz, 则采样频率应设为 1.6 kHz, 依次类推。

3 动态半径测量结果

按照定位测试法开展了多次动态半径的测量, 获取了精密离心机 4 个定位平台的动态半径测量原始值, 某次典型测试的 1# 定位平台动态半径测量原始值如表 2 所示, 动态半径随 g 值变化如图 7 所示。

表 2 1# 定位平台动态半径测量原始值表

离心加速度	ΔR_{11} (μm)	ΔR_{12} (μm)	ΔR_{13} (μm)	ΔR_{14} (μm)	ΔR_{15} (μm)
1 g	0.163	0.178	0.183	0.188	0.191
5 g	0.783	0.806	0.811	0.822	0.850
10 g	1.526	1.549	1.563	1.562	1.587
20 g	3.135	3.136	3.129	3.198	3.137
30 g	4.830	4.834	4.939	4.807	4.907
40 g	6.555	6.679	6.527	6.650	6.799
50 g	8.522	8.588	8.448	8.547	8.518
60 g	10.642	10.856	10.720	10.743	10.760
70 g	12.252	12.385	12.494	12.575	12.578
80 g	14.297	14.404	14.643	14.509	14.579
90 g	16.396	16.249	16.226	16.258	16.277
100 g	18.488	18.550	18.502	18.924	18.785

[2] 赵文生, 董智鼎. 插件多组合防误插技术研究 [J]. 电子机械工程, 2012, 28 (6): 34-36.

[3] 洪雷. 卫星供电电测设备电连接器的检测方法 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (4): 1075-1076.

[4] 田志新, 刘静, 付俊明, 等. 一种飞行器电缆投产自动化设计方法 [P]. 中国专利: ZL201210222896, 9.

[5] 倪福卿, 等. 非线性电子线路 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1987.

[6] Kennedy M P. On the robustness of R-2R ladder DAC's [J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems Part I: Fundamental theory and Applications, 2000, 47 (2): 109-116.

[7] 田志新. 深亚微米集成电路电源网络分析 [D]. 北京: 清华大学, 2007.

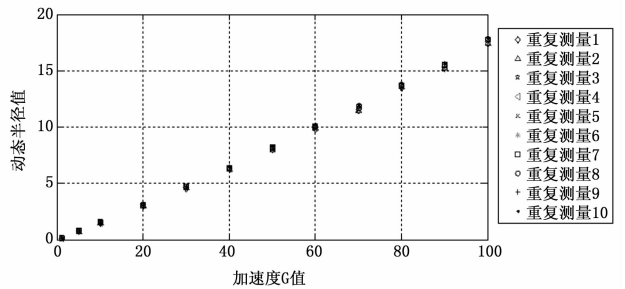


图 7 1# 定位平台动态半径随 g 值的变化趋势图

由图 7 可知, 1# 动态半径随 g 值的变化基本呈线性关系, 后续对数据进行处理, 对测量不确定度进行评估, 测量标准不确定度为 $\sigma=0.21 \mu m$ 。

4 结论

本文介绍了一种适用于高精度精密离心机动态半径的外基准定位测试法, 对定位测试技术的可行性进行了论证, 结合变采样率数据采集技术, 实现了动态半径的精确定位测量, 实践表明, 动态半径的测量标准不确定度为 $0.21 \mu m$, 测试稳定, 可为更高精度精密离心机动态半径的测量提供参考。

参考文献:

[1] 凌明祥. 精密离心机加速度测量模型研究 [R]. 国防科研报告, GF-A0162889G, 2012.

[2] 刘健. 线加速度模拟转台—离心机动态半径的测试研究 [D]. 天津: 天津大学, 2007.

[3] 张荣, 王珏, 周继昆, 等. 精密离心机动态俯仰失准角的定位测量技术研究 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (9): 2964-2967.

[4] 德国米铱有限公司. CapaNCDT—电容式位移传感器和测量系统 [EB/OL]. <http://www.米铱.com/productsdetailed.aspx?cateid=13&productsid=41>, 2011.

[5] NI公司. NI PXI-4462 四通道动态信号分析仪 [EB/OL]. <http://sine.ni.com/nips/cds/view/p/lang/zhs/nid/14309>, 2012.

[6] 李岳, 王燕, 杨基明. 多通道瞬态信号测试系统 [J]. 电子技术应用, 2008, 8: 8-9.

[7] 曾和荣, 冯琦杰, 谷振军, 等. 基于虚拟仪器技术的池式堆堆 Rossi- α 测量装置设计 [J]. 核科学与工程, 2010, 30 (2): 110-113.