

基于 PLC 和 WinCC 的火箭发动机 热真空试验控制系统

沈传兵, 苏 杭, 朱子勇
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了验证液体火箭发动机热防护和热管理措施的合理性和有效性, 模拟飞行程序全过程, 考核发动机及各组合件在热真空环境下的适应性能, 需要搭建热真空试验平台。试验要求考核发动机五个关键部位的试验性能, 各个部位的热流值是一个随着时间变化的参数。介绍了热真空试验平台控制系统模拟真空环境及温度环境的要求、技术途径和调试过程。控制系统采用 PLC 和 WinCC 组态软件, 调节模拟装置的输出功率, 达到需要的热流条件; 采用真空泵抽真空方式使发动机的环境压力接近真空, 各项指标符合试验要求。

关键词: 热真空试验; PLC; 火箭发动机

中图分类号: V434-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374 (2015) 03-0093-05

Control system for liquid rocket engine heat-vacuum test based on PLC and WinCC

SHEN Chuan-bing, SU Hang, ZHU Zi-yong
(Beijing Aerospace Testing Technique Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: To validate rationality and reliability of heat protection and heat management measure for liquid rocket engine, a platform of thermal vacuum test is needed to be constructed to simulate the entire process of the flight program, and examine adaptability of rocket engine and each subassembly under the condition of thermal vacuum. The requirements, technological approaches and debugging process that the control system of heat-vacuum test platform simulates vacuum and heat environments are introduced. The PLC and WinCC configuration software are adopted in the control system to adjust the output power of the simulation device to meet the needed heat flow condition. The vacuum pump is used to make the environment pressure of the engine close to vacuum, and each index accord with the test request.

Keywords: heat-vacuum test; PLC; rocket engine

收稿日期: 2014-11-09; 修回日期: 2015-03-30

作者简介: 沈传兵 (1984—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机地面试验技术

0 引言

在发动机研制过程中,需要验证多种试验状态下液体火箭发动机的适应性能,其中很重要的一项指标就是在空间环境里的热真空条件下发动机的热防护和热管理措施的合理性和可靠性。为了验证液体火箭发动机在热真空条件下的特性,试验台搭建热真空环境,通过热源模拟装置来产生热环境,利用真空泵来模拟真空环境,发动机进行模拟热真空环境飞行试验获取试验参数,完成发动机性能的鉴定。本文主要介绍热真空试验控制系统的原理、组成和实施方案

1 控制系统方案组成和功能

在热真空环境模拟试验中,控制系统由计算机控制系统、驱动电压调节装置、热源模拟装置和抽真空装置、测量参数采集装置组成。系统原理图如图1所示。

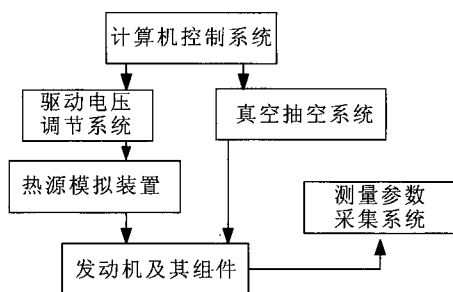


图1 系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of control system

1.1 热环境模拟装置

热环境模拟装置由热辐射源、动力配电、反射板等组成。

根据试验要求,需要安装5个灯阵,考核发动机重要部位的适应性能,灯阵代号分别为A, B, C, D和E。A灯阵照射点以发动机氢泵为中心,覆盖面积约 $0.6 \times 0.7 \text{ m}^2$,在此位置需要产生 5.7 kW/m^2 , 26 kW/m^2 和 39 kW/m^2 3个热流密度值;B灯阵照射点以氧泵为中心,覆盖面积 $0.6 \times 0.6 \text{ m}^2$,此位置需要产生 5.7 kW/m^2 和 26 kW/m^2 2个热流密度值;C灯阵照射点以阀门盒支板为

中心,覆盖面积约 $0.5 \times 0.7 \text{ m}^2$,此位置需要产生 2.6 kW/m^2 , 16.9 kW/m^2 两个热流密度值;D灯阵照射点以减压阀为中心,覆盖面积约 $0.5 \times 0.5 \text{ m}^2$,此位置需要产生 2.6 kW/m^2 , 16.9 kW/m^2 两个热流密度值;E灯阵照射点以发动机气瓶为中心,此处覆盖面积约为 $0.5 \times 0.7 \text{ m}^2$,此位置需要产生 2.6 kW/m^2 , 16.9 kW/m^2 和 26 kW/m^2 3个热流密度值。

由于石英灯具有热效率高、热惯性小等优点,采用石英灯阵作为热辐射源。石英灯阵由8根额定功率8 kW的石英灯组成,灯阵的驱动电压是高压交流电。灯阵的背板由2 mm厚的不锈钢板作为反射板,既可用来安装固定灯管,又可将石英灯的部分热能反射回试验件表面,提高热能的利用率,改善热流分布。

1.2 驱动电压调节系统

根据试验要求,灯阵的输出热流密度值是变化的,而热流密度值与灯阵的输出功率直接相关。为了调整石英灯阵的输出功率,需要一套控制石英灯阵驱动电压值的设备。本文采用朝阳温控的PS36E型号的三相晶闸管调整器,带有Modbus通讯功能,可将各种设定值和电压电流功率等参数读取至上位机,有利于控制系统的实时操作。

此型号调整器额定电压AC380V,输入信号为4~20 mA电流,具有过电流报警、过电压报警、负载断线报警、负载不平衡报警、电源缺相报警及散热器超温报警等功能,对试验系统的安全性具有重要保障。

1.3 计算机控制系统

试验要求发动机试验真空舱内压力在40~100 Pa范围内,热源模拟装置应能分区、分段程序控制,各个灯阵热驱动电压能独立调节,热流密度值应控制在要求值的3%范围内。试验要求灯阵的输出功率变化精度高,实时操控性强。PLC在工业自动化领域内具有可靠性高,抗干扰能力强,控制精度高,性价比高等优点。计算机控制系统由PLC和工控机组成。PLC选型为SIEMENS S7-300型号,工控机选型为西门子嵌入式工控机SIEMENS IPC547C。工控机和PLC

之间通过工业以太网和 TCP/IP 协议连接。

1.4 抽真空装置

抽真空装置由高真空蝶阀、真空泵组和真空管路组成。真空泵组在停止抽吸后, 真空舱内的压力会逐渐上升。在热真空试验中, 需利用继电器控制方式实现蝶阀的远控, 保持真空舱内的真空度。

真空泵组的抽气速率为 1 600 L/s, 极限真空度为 0.06 Pa, 高真空蝶阀的漏气速率为 1.33×10^{-3} Pa·L/s, 反应时间小于 3 s, 能够实现试验要求的真空度控制要求。

2 软件设计和功能

控制系统采用 SIMATIC WinCC 组态软件和 STEP7 软件开发。

2.1 WinCC 与 PLC 的连接

PLC 硬件包括 CPU314、数字输入 DI16×DC24 模块、模拟输出 AO8×12Bit 模块、CP343-1 Lean 型号以太网通讯模块。工控机带有 CP5611 型号板卡。在 PC 机上进行硬件组态, 硬件组态顺序为电源模块、CPU 模块、DI 模块、DO 模块、AO 模块和以太网通讯模块。修改通讯模块 CP343-1 的参数, 增加一个以太网络, 激活复选框 IP Protocol is being used, 并设定 IP 地址及子网掩码。

WinCC 软件安装在工控机上。打开 WinCC 软件, 在通道单元 PROFIBUS 的快捷菜单中选择添加驱动程序 SIMATIC S7 Protocol Suite, 修改变量管理选项新建一个 TCP/IP 连接, 单击连接属性对话框, 打开连接参数对话框, 在“以太网地址”文本框中按格式输入所要连接的 PLC 上的通讯处理器地址 (与在 PLC 通讯模块设置的参数相同)。

2.2 PLC 程序设计

在 PLC 程序编制之前, 在 Symbol Editor 对话框中设置输入输出地址, 如表 1 所示。

程序编制采用模块化编程方式, OB1 模块为主程序, 每个灯阵的程序为一个程序模块, 供主程序调用。这种编程模式逻辑清晰, 程序执行效率高。程序流程如图 2 所示。

表 1 PLC 地址分配

端子号	地址号	信号名称
A-E_Enable	I 0.0	全部灯阵使能
A-E_STOP	I 0.1	全部灯阵停止
A_Enable	I 0.2	A 灯阵启动
A_STOP	I 0.3	A 灯阵停止
B_Enable	I 0.4	B 灯阵启动
B_STOP	I 0.5	B 灯阵停止
C_Enable	I 0.6	C 灯阵启动
C_STOP	I 0.7	C 灯阵停止
D_Enable	I 1.0	D 灯阵启动
D_STOP	I 1.1	D 灯阵停止
E_Enable	I 1.2	E 灯阵启动
E_STOP	I 1.3	E 灯阵停止
A_Vout	O 0.0	A 灯阵输出
B_Vout	O 0.1	B 灯阵输出
C_Vout	O 0.2	C 灯阵输出
D_Vout	O 0.3	D 灯阵输出
E_Vout	O 0.4	E 灯阵输出

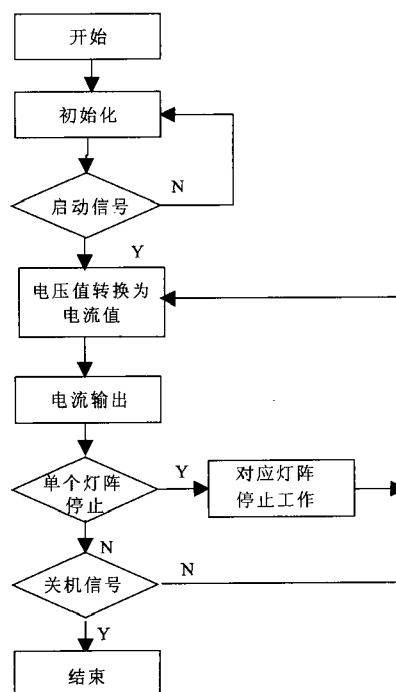


图 2 软件设计流程图

Fig. 2 Flow chart of software design

2.3 WinCC 的通信与组态

运行 WinCC 程序, 建立单用户项目“RZK”, 单击项目资源管理器中的“变量管理”, 在其菜单下的 SIMATIC S7 PROTOCOL SUITE 中的 TCP/IP 协议下新建连接“Dengzhen”, 右键单击连接“Dengzhen”建立 5 个变量组: time (灯阵实际运行时间和程序运行总时间 6 个变量, 为浮点数 32 位 IEEE 754 类型); U_Value (灯阵时间输出电压值, 为浮点数 32 位 IEEE 754 类型); runtime_set (灯阵各阶段运行时间设置, 为浮点数 32 位 IEEE 754 类型); U_set_stage (灯阵各阶段运行电压设置, 为浮点数 32 位 IEEE 754 类型); runsign (灯阵运行标志, 为二进制变量)。

在项目资源管理器中的图形编辑器中创建名为 Dengzhen.pdl 的画面, 如图 3 所示, 其中只画出了 A 灯阵的工作图形, 另外 4 个灯阵原理相同。变量 Sys_Acttime 为程序运行的总时间, 变量 A_Acttime 为 A 灯阵的运行时间, 均属于 time 变量组。A_U_Value 为 A 灯阵输出电压值, 属于 U_Value 变量组。A_U_stage1 为第一阶段 A 灯阵输出电压, 属于 U_set_stage 变量组。A_time_stage1 为第一阶段 A 灯阵工作时间, 属于 runtime_set 变量组。画面中的 A 灯阵的阶段输出电压和工作时间参数值可以根据试验要求实时修改。

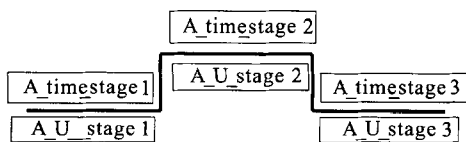


图 3 A 灯阵电压控制画面

Fig. 3 Voltage control menus of A light array

3 调试结果

按照试验要求设置相关参数, 其中 A_U_stage1 设置为 370, U_set_stage1 设置为 90, A_U_stage2 设置为 830, U_set_stage2 设置为 160, A_U_stage3 设置为 870, U_set_stage3 设置为 320。启动真空蝶阀, 发动机周围压力值达到 1 Pa, 运行 WinCC 和 PLC 程序, A 灯阵产生的

热量如图 4 所示。

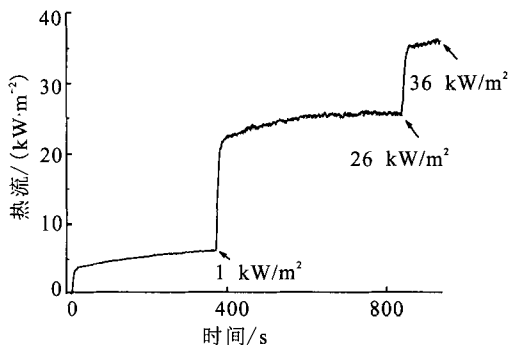


图 4 A 灯阵时间与热流关系图

Fig. 4 Direction between time and heat flow produced by A light array

A 灯阵附近的热量值变化趋势与程序设定的电压值吻合。调试 B, C, D 和 E 4 个灯阵后试验结果均达到性能指标。

4 结束语

热真空试验控制系统采用了 PLC 和组态软件等组成软件系统, 利用热源模拟装置、电压调节器和真空泵等组成硬件系统, 实现高空环境的地面仿真模拟。通过试验结果数据的分析, 热流参数和真空度符合试验要求, 发动机及其组件的性能得到完整考核。控制系统实现了远距离的自动化控制, 避免了试验现场不确定性因素影响, 时序控制精度高。

参考文献:

- [1] 阳辉, 白桦. 空间用元器件热真空试验评价方法研究[J]. 电子与封装, 2011 (6): 31-35.
- [2] 杭满福. 空间环境模拟设备大热流内仿形模拟器设计[J]. 真空与低温, 2011 (1): 45-47.
- [3] 秦长海, 鲍雅萍. 基于 PLC 控制技术的智能电力调压器[J]. 低压电器, 2007 (15): 24-25.
- [4] 廖常初. 西门子工业通信网络组态编程与故障诊断[M]. 北京: 机械工业出版社, 2009.
- [5] 廖常初. PLC 编程及应用 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2008.
- [6] 苏昆哲, 何华. 深入浅出西门子 WinCC V6[M]. 2 版. 北

- 京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [7] 王璘, 计忠瑛. 热真空环境中超亮白 LED 发光强度性能研究[J]. 半导体光电, 2006 (27): 20-22.
- [8] 任清梅, 刘一鸣. 热防护系统热真空模拟试验技术[J]. 装备环境工程, 2009 (6): 64-68.
- [9] 张磊, 丁文静. 热真空试验设备热沉调温系统的技术研究[J]. 真空与低温, 2011 (8): 595-599.
- [10] 刘畅, 王奕荣. 真空热试验测控软件系统架构设计[J]. 航天器环境与工程, 2010 (27): 324-327.
- [11] 李星, 邓军. 航天滑环热真空试验检测系统设计[J]. 工程与试验, 2012 (52): 50-52.
- [12] 李鹏, 来新泉. 基于双轨热备的航天发动机控制器设计[J]. 火箭推进, 2010, 36(3): 58-62.
LI Peng, LAI Xin-quan. Design of dual-processor hot standby aerospace engine controller[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(3): 58-62.
- [13] 施先旺. 基于 DSP/BIOS 实现发动机实时在线状态检测[J]. 火箭推进, 2010, 36(5): 54-57.
SHI Xian-wang. Real-time on-line state monitoring of an engine based on DSP/BIOS[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(5): 54-57.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 92 页)

参考文献:

- [1] 萧亮壮, 郭绍建, 张福渊. 概率统计及随机过程[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1990.
- [2] 洪其麟. 机械结构可靠性[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- [3] 曾声奎, 赵廷弟. 系统可靠性设计分析教程[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.
- [4] 夏建才, 刘丽梅. 火工品制造[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2009.
- [5] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [6] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [7] INGRAM G E. A basic approach for structural reliability [C]// Proceedings of Eleventh National Symposium on Reliability and Quality Control. USA: ARINC Rrinc Research Corp, 1964: 200-206.
- [8] 周源泉, 翁朝曦. 可靠性评定[M]. 北京: 科学出版社, 1990.

(编辑: 王建喜)