

发动机电调系统虚警分析与自动解锁电路的设计

吕永健¹, 王瑾², 余兴华³

(1. 西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072; 2. 空军工程大学 理学院, 陕西 西安 710051; 3. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:对某型发动机综合电子调节器虚警问题进行了研究,分析了低压压气机导流叶片调节通道虚警后自锁的机理,提出了解决该问题方案,设计和实现了解除自锁的自动控制电路,通过飞机上的安装试用,该电路在空中可以解除由于虚警引起的自锁故障,提高了系统的可靠性。

关键词:综合电子调节器;导流叶片;虚警

中图分类号: V19 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2007)03-0007-03

某型发动机低压压气机导流叶片调节通道(简称 α_1 调节通道)系统抗干扰能力较差,容易引起 α_1 调节通道保护电路检测到虚警信号后自锁的现象,导致电调向飞行参数记录系统、机载 BIT 系统输出故障信号,并且影响发动机性能的发挥,这时已经开始滑行或起飞的飞机必须返回,经地面解除自锁后重新准备出动。据统计,这类故障绝大部分出现在飞行前和再次出动,属外场多发性故障,极大地影响了飞行训练任务的完成^[1]。这类间歇故障是随机出现和消失的故障,无法预料、非定常的,需在特定的条件和激励下才能重复,因此在线检测能发现,而离线检测却不能发现,从而导致虚警^[2-3]。来自美军装备和电子工业的数据表明,间歇故障是电子系统暂时失效的一个主要原因。它直接导致了不必要的修理、低战备完好率、过早的系统更换等,由此产生的经费和时间浪费数目惊人。混合电路里面,间歇故障是引起设备暂时失效的主要原因,即使在理想环境中,间歇故障次数也是硬故障的 10-30 倍^[4]。国内外装备维修实践也表明:间歇故障是导致虚警的主要原因之一,间歇故障很难与在工作试验和使用中出现的虚警区分开^[5]。可见,间歇故障或干扰引起的虚警不可避免,因此,分析虚警产生的机理并抑制虚警对飞行训练的影响十分必要。

1 α_1 调节通道自锁机理与影响分析

该型发动机电调系统对发动机的调节就是根据飞机飞行条件的变化和作战使用要求,保持发动机的工作状态,或按照一定的规律改变其工作状态。发动机调节的目的是最大限度地发挥发动机的潜在性能和最有效的使用发动机,实现发动机在工作包线内性能最优。

对低压压气机导流叶片进行调节只是电调系统诸多功能之一。为提高该型发动机压气机的喘振裕度和效率,其低压压气机进口叶片尾端 1/3 处采用变弯度可调设计(叶片转角称为 α_1),其调节规律是:正常调节 $\alpha_1 = f(n_{1np})$, n_{1np} 为低压转子换算转速;备用调节 $\alpha_1 = f(n_{2np})$, n_{2np} 为高压转子换算转速。

当某种原因导致 α_1 未按电子程序给定的 n_{1np} 调节且高压转子转速 $n_2 > 57\%$ 时, α_1 调节通道检测电路输出故障信号,并切断 α_1 调节通道执行机构的电源, α_1 改为燃油调节器的液压装置按 n_{2np} 调节。

当 $\alpha_1 = f(n_{2np})$ 时,由于机械调节的分油活门接替位置不同、发动机最大状态按低压转子转速 n_1 或最高燃气温度 T_4 不变调节、双涵道发动机高、低压转子功率按进气量分配等工作特性,使压气机出现“前轻后重”,导致最大状态低压转子转速 n_2 小于规定值。电调系统检测到 α_1 调节通道输出的“故障”信号,电调系统自动锁闭。解除自锁的方法是在地面用专用的设备向电调系统发送“解锁”信号,如果这种自锁是随机原

收稿日期:2006-11-27

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:吕永健(1970-),男,陕西泾阳人,副教授,博士生,主要从事航空机电系统测控与故障诊断研究。

因或以下情况引起的,经过处理,可以解除自锁。

经过总结和分析后认为, α_1 不调节并导致自锁故障的主要原因是其位置传感器输出电压偏离标准值,具体有以下几种:①位置传感器插头受污染和腐蚀。②位置传感器无游隙连轴器拨叉变形断裂或线圈断路、短路,导致反馈信号没有、不准确或不正确。③燃油调节器上的反馈钢索间隙增大或装配调整不当。④综合电子调节器插头插钉变形,接触不良,导致反馈电压不准确。⑤位置传感器安装角度偏差,引起机械零位与电子零位存在误差导致位置传感器反馈电压不准。但是,在具体飞行和维修中,由于燃油调节器上的 α_1 超前机构调整不当,造成快收油门时 α_1 传感器存在尖峰扰动或瞬间电压偏差,导致反馈电压值超出极限值引起 α_1 不调节并导致自锁故障。电调内 α_1 调节通道抗干扰能力较差,对位置传感器输出电压品质要求较高,外场使用中因开车后开关电门、推收油门等引起电网电压的瞬间变化,加之不同发动机的电源系统品质和设备电磁兼容性存在差异,是造成部分发动机因瞬间电压偏差导致 α_1 不调节并自锁的主要原因。此种情况事后检查测量各参数均符合规定,地面解锁后再次参加飞行故障消失。

2 空中自动解锁方案及自动解锁的电路设计与实现

空中自动解锁方案,是在电调系统检测插头附近设置一个控制盒。由控制盒内的电路自动检测通道的故障、自锁和转速等状态信号,对这些状态信号进行实时监测,经过控制电路的综合逻辑判断,当系统出现 α_1 通道的“故障”,电调系统“故障”信号并未出现时,如果发动机转速 $n_2 > 57\%$,解锁电路启动,在空中对电调系统进行解锁,如果解锁不成功,电路复位,不影响电调系统向飞参和机载BIT输出故障信号^[6]。此时,飞行人员可根据驾驶手册处置“ α_1 不调节的故障”的方法进行处理或返场。该方案采用自动监测、逻辑判断、记数触发与控制技术,实现 α_1 调节通道由于瞬时干扰导致故障自锁后的自动解锁,不需要飞行员介入操作。从电调系统的检测插座获取信号和发送信号,不影响系统的正常工作,对飞行安全没有影响。

空中自动解锁的电路采用脉冲触发计数测试技术,整机由振荡脉冲发生模块、稳压电源模块、控制和信号模块、继电器模块、触发计数模块、转换开关和指示灯等组成^[7-8]。原理方框图如图1所示。工作过程如下:

1) 通电后先自检,自检通过后进入监测状态;自检不通过,该装置不工作,并不影响电调系统正常工作,该装置上的信号灯会处于常量状态。

2) 装置内部控制电路分为独立的两个通道,分别对左、右发动机电调系统的 α_1 通道的故障自锁进行解锁控制。

3) 装置从电调系统的检测插座获取所需电源和各种状态信号并发送解锁信号,状态信号包括左、右发动机电调系统的故障信号、 α_1 通道故障信号、发动机转速信号和系统自锁信号等。

4) 由控制盒内的电路自动检测内 α_1 通道的故障信号和自锁信号,经过控制电路的综合逻辑判断,向电调系统发送解锁信号,再次检测 α_1 通道的故障信号和自锁信号,如果故障信号消失,则证明解锁成功,不再向电调系统发送解锁信号,否则,继续发送;若发送了3次解锁信号后,仍未解锁时,电路将不再发送信号并自动复位,这时,说明电调系统 α_1 通道的故障是真实故障,飞机必须返航接受检查。

3 应用与结论

通过在飞机上的安装应用,以该电路作为核心的空中自动解锁装置可以解除由于 α_1 通道的虚警信号引起的电调系统自锁故障,飞行参数记录系统记录了发动机运行参数,飞行参数地面处理系统绘制的曲线如图2所示。该曲线图显示发动机参数共3种,横坐标为发动机运行时间,单位为秒;纵坐标为幅值,采用百分比表示。图中参数 N_1 为发动机低压转子转速, N_2 为发动机高压转子转速,BHAn为 α_1 瞬时调节值。从图中可以看出,从0-500s,发动机共起动并工作4次,第一次为正常起动(0-200s), $N_1 < N_2$, α_1 按正常规律调

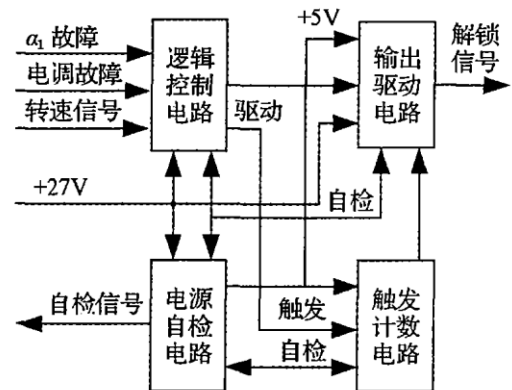


图1 自动解锁的电路原理方框图

节;第二次为非正常起动(200-330 s),起动后人工调节并设置 α_1 通道的虚故障,将 α_1 的值调节到负值,这时电调系统自锁并向机载BIT系统和飞参系统输出故障信号,发动机不能加力,发挥不了应有的性能,这时 $N_1 > N_2$, α_1 不调节;第三次为非正常起动(350-400 s),起动后将 α_1 的值调节到正常值,这时电调系统依然自锁并向机载BIT系统和飞参系统输出故障信号,发动机也不能加力,油门杆推不上去,这时 $N_1 > N_2$, α_1 也不调节;第四次为正常起动(400-500 s),起动后接入 α_1 通道自动解锁电路,这时电调系统自锁被解除,向机载BIT系统和飞参系统输出的故障信号消失,发动机能加力,油门杆能推上去,这时 $N_1 < N_2$, α_1 按正常规律调节^[9]。

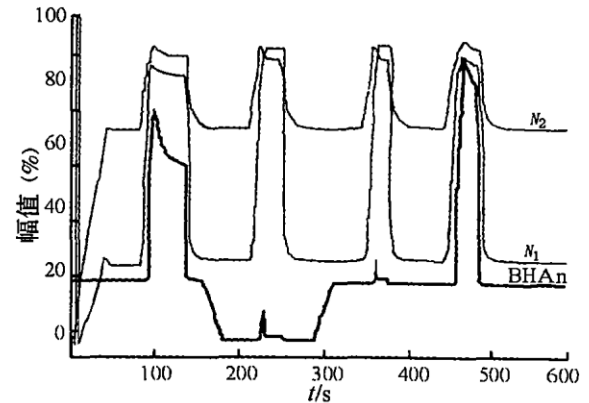


图2 发动机状态参数曲线

通过分析某型发动机电调系统 α_1 调节通道的工作性能,提出具体的改进措施,论证了改进方案,研制的解锁电路,完全满足技战指标要求,能够实现对发动机综合电子调节器 α_1 通道自锁的空中自动解锁。该电路具有自动化程度高、体积小、重量轻、使用方便的特点,在保证其告警精度的基础上,避免了其误动作影响调节系统的工作性能。空中解锁装置的使用解决了困扰某飞机作战训练任务完成的难题,对于提高飞行训练保障和作战任务的完成有着重要的意义。

参考文献:

- [1] 王英俊. AL-31 Φ 发动机性能趋势监控系统研制[D]. 西安:空军工程大学工程学院,2001.
- [2] 杨光,邱静. 机电设备BIT系统中虚警问题的数学模型分析[J]. 精密制造与自动化,2003,(9):8-10.
- [3] 徐永成,温熙森. 机内测试虚警原因的分析及其解决方案[J]. 振动测试与诊断,2002,22(1):37-42.
- [4] 聂云. 国外航空教训启示录[M]. 北京:航空工业出版社,1992,45-46.
- [5] 柳新民. BIT系统的三态马尔可夫模型分析[J]. 国防科技大学学报,2004,(6):84-88.
- [6] 刘君华. 现代检测技术与测试系统设计[M]. 西安:西安交通大学出版社,1999,110-112.
- [7] 张俊,黄敬昌. 三点式晶体振荡电路的起振特性与调节技术[J]. 自动化与仪器仪表,2005,(5):66-68.
- [8] 康华光. 电子技术基础(第四版)[M]. 北京:高等教育出版社,1999,401-410.
- [9] 杨文庆. 某型航空发动机压气机叶片振动静频与动频的关系[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2005,6(5):5-6.
- [10] 倪世宏. 一种基于支持向量回归的发动机振动监控方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2006,7(5):1-2.

(编辑:姚树峰)

Analysis of the Engine Synthetic Electronic Regulator False Warning and Design of the Automatic Unlock Circuit

LuV Yong-jian¹, WANG Jin², YU Xing-hua³

(1. College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. The Institute of Science, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 3. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: A thorough research for some engine synthetic electronic regulator false warning problem is conducted. The self-locking mechanism of the low-pressure air compressor stator vane after the regulating channel false warning is analyzed. And the plan for solving the problem is proposed. The automatic circuit of eliminating the self-locking is designed and realized. Through the installation and the test on the airplane, this electric circuit in the air can relieve the self-locking breakdown caused by the false warning, thus enhancing the system reliability.

Key words: synthetic electronic regulator; stator vane; false warning