

# 波音 777 飞机高升力控制系统 余度管理分析

## Redundancy Management for High Lift Control System Based on Boeing 777 Aircraft

杜永良<sup>1</sup> 潘妍红<sup>2</sup> / Du Yongliang<sup>1</sup> Pan Yanhong<sup>2</sup>

(1. 中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院, 西安 710089;

2. 中航工业西安飞机工业(集团)有限责任公司, 西安 710089)

(1. The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China;

2. Xi'an Aircraft Industry Company, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

### 摘要:

飞行控制系统普遍采用余度技术来提高自身的任务可靠性。余度部件效能的发挥程度主要取决于余度管理策略和方法。根据波音 777 飞机高升力控制系统的基本构架,通过在线监控与信号表决相结合的方法对系统余度管理方法进行研究。在余度管理方法的设计过程中,充分考虑了布线技术、硬件设计技术及与软件相结合的方法,不但简化了襟缝翼控制器的硬件设计,同时也简化了控制器软件的设计难度,提高了系统可靠性,所用到的方法对同类系统设计有一定的参考价值。

**关键词:**余度管理;表决;监控;容错

**[Abstract]** It is prevalent that flight control system design using redundancy concept to improve mission reliability. The efficiency of redundancy components are mainly decided by redundancy management strategies and methods. Based on Boeing 777 aircraft High lift control system architecture, redundancy management methods was studied in this paper by the combination of online monitor and signal voting. The wire disposing methods, hardware design methods and software design methods are fully considered in the process of designing redundancy management methods, as a result, not only the flap/slat electronic unit hardware but also its software are simplified, the system reliability is also improved. The design concept and methods use in this paper can be importance reference to similar system design.

**[Key words]** Redundancy Management; Vote; Monitor; Fault Tolerance

## 0 引言

为了保证飞行控制系统的任务可靠性和安全可靠性,在飞行控制系统设计中普遍采用了多余度容错体系结构<sup>[1-2]</sup>,即从飞控计算机、传感器到舵机的配置都存在余度。余度设计技术的核心是余度管理技术。通过余度管理技术,使系统高效运行,最大限度地提高系统可靠性和飞行安全性,提供故障瞬态保护,并使系统在发生故障后,性能的降低尽可能小。

飞行控制系统余度管理主要采用了余度飞控

计算机间的同步技术和异步技术<sup>[3]</sup>,同步技术能够消除各计算机通道间的时钟误差积累,因而能够保证几乎同时对余度传感器信号进行采样、处理、均衡、表决。同步功能必须仔细设计,以避免引入单点故障(同步功能失效)而使所有计算机失效。同步设计在本质上是容错的<sup>[4]</sup>。异步技术可以增加抗电磁干扰和雷击的能力,同时具有对短时电磁干扰不敏感、引入单点故障概率小、不要求精确一致、容错性能好等特点。但异步技术往往会导致传感器数据采样的时间差大,最坏情况下,接近全计算帧,因而监控门限值必须足够大,以允许通道差,

因此容易引起虚警和误切;异步技术会引起作动器很大差异、很大噪声、使力纷争严重,增加传输延迟,降低系统稳定性,使设计复杂化。

本文充分利用同步及异步技术的优缺点,针对波音 777 飞机高升力控制系统进行了余度管理策略的研究。

## 1 波音 777 飞机高升力控制系统简述<sup>[5]</sup>

波音 777 飞机高升力控制系统采用基于数字计算机的控制方案,为前缘缝翼和后缘襟翼驱动及作动系统提供电传控制、保护、BIT(机内自检)和维护功能。

高升力控制系统主要由电子控制部分和电机传动两大部分组成。电子控制部分包含两台完全相同的双通道的襟缝翼控制器,即控制通道和监控通道,两通道采用不同的微处理器。电子控制部分还包含位于襟缝翼操纵手柄上的 4 余度传感器(RVDT)、每侧 2 余度襟翼位置传感器、每侧 2 余度缝翼位置传感器、每架飞机上有 16 个线位移传感器(LVDT)(每个襟翼驱动臂上有 2 个)用于监视襟翼倾斜,每侧机翼上内侧缝翼有 4 个接近传感器、外侧缝翼有 2 个接近传感器检测缝翼倾斜。襟翼操纵系统的电-机传动由动力驱动装置、扭力管、齿轮箱及滚珠丝杠副组成。缝翼操纵系统的电-机传动包括动力驱动装置、扭力管、旋转作动器及小齿轮和齿条。动力驱动装置(PDU)是一个变速机构,连接扭力管驱动链与主模态操作下的液压马达或辅助模态和备用模态的电动马达。

系统工作原理如下:驾驶员操纵襟缝翼操纵手柄,RVDT 将电信号传输给襟缝翼控制器,同时,襟缝翼控制器也接收来自襟缝翼位置传感器的舵面信号,两者进行比较后,如果正常,便启动电机,通过机械传动线系,驱动舵面至预定的位置。同一时间只有一个襟缝翼控制器可以控制系统,如果控制和监测通道不一致会导致襟缝翼控制器将控制权传递给其它的襟缝翼控制器。

## 2 监控表决面的选择

“面”是容错系统在某种运行条件下所有状态的集合,包括输入状态、监控结果状态和软件计算中间结果状态和软件输出状态等。监控面需要对这些状态进行监控。选择监控面的原则是满足系

统可靠性、部件级故障-工作容错能力、信号一致性及控制律重构的要求。在襟缝翼控制器中,为了满足系统需求,系统设计有三个比较监控面,包括:

(1) 硬件自监控面,包括处理器、存储器、输入输出等。这是硬件级的自监控、在线监控技术及看门狗技术,检测本通道内部硬件系统的有效性,一旦确定硬件为永久故障,则输出状态信号,直接关闭本通道的发送器终端。

(2) 外界输入信号监控面,包括模拟量和离散量的输入和输出。为了减少通道间的信息交互、降低多信号的管理难度,对输入信号主要采用了在线监控的方法,对输出信息采用了控制器内部通道间比较表决的策略。

(3) 控制律计算监控面,包括控制律软件输出、中间结果和最终结果。需要在各个交叉表决点上对交叉表决向量进行交叉通道监控,决定各个通道的各个控制律软件模块的状态。此表决也主要在控制器内部通道完成。

通过对这些表决面的设立和实现,完成襟缝翼控制器故障的监控和故障定位。

## 3 系统余度管理策略

系统信号的表决监控主要由每台控制器的内部通道来实现,减少了控制器间信号的交互,为了进一步弱化两台控制器的关联,提高容错性,两台襟缝翼控制器内部通道采用同步技术,控制器间采用异步技术。

### 3.1 输入信号的监控

#### 3.1.1 RVDT/LVDT 信号接收

对于 RVDT/LVDT 原边施加激励后,通过对副边信号的解调便可得到传感器测量的具体位置。

位移传感器(LVDT、RVDT)两副边随着铁芯位置的改变产生相同频率的交变信号,当副边 A 的信号幅值增大时,幅边 B 的幅值将减小,两个输出端的电压差为传感器的工作电压,正常工作时两个输出端的电压和( $V_A+V_B$ )始终是常值,而与传感器可动磁心的位置无关,见图 1。线路断开或激磁减少使( $V_A+V_B$ )和值减少,如果和值电压与基准电压之差超过门限值便认为是故障(故障覆盖率可达 98%~99%)。

按照以下原则来设计襟缝翼控制器对 RVDT/LVDT 信号的接收:

(下转第 39 页)

(上接第 34 页)

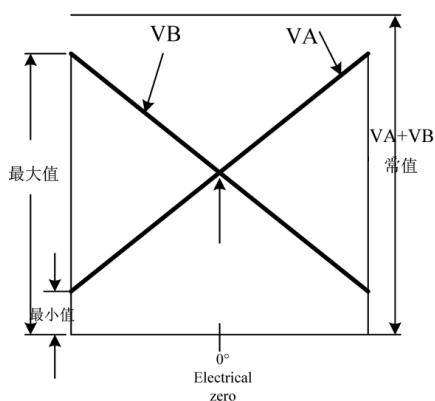


图 1 位移传感器输出特性

(1) 对 RVDT/LVDT 的副边电压和进行连续监控;

(2) 传感器的监控,覆盖到解调电路故障而引起的传感器信号故障;

(3) 襟翼位置信号,采用纯硬件来完成上述监控,其它信号的监控可通过软硬件结合的方式实现。

襟缝翼控制器处理 RVDT/LVDT 信号时,在得到副边 A 减去副边 B 的信号的同时求得副边 B 减去副边 A 的信号,通过不同的解调模块对其分别采用同步解调后相加,如果和值为零便确认解调正确。同时,取得两副边的和值,根据事先给定的和值进行比较,如果超过某一给定值便认为传感器故障,如图 2 所示。

### 3.1.2 缝翼倾斜检测装置信号的接收

缝翼倾斜检测装置是类似传感器的一种,主要由线圈、铁芯和外罩等组成,该传感器和磁性标靶一起工作,当钢索机构中活塞腔体磁性标靶接近或远离时,传感器与磁性标靶之间的磁场强度发生变化,从而引起传感器的电感 L 发生变化。襟缝翼控制器监控每个传感器的电感变化,电感随传感器与磁性标靶之间的相互位置改变而改变。钢索机构装在缝翼上,其中铝制活塞跟随缝翼运动,缝翼的不同位置与磁性标靶的磁点对应,当铝制活塞不动作时,襟缝翼控制器探测到缝翼倾斜检测装置近点的电感值;当铝制活塞带动磁性标靶远离时,襟缝翼控制器探测到缝翼倾斜检测装置远点的电感值,控制器利用这些信号实现对缝翼位置的监控,当有倾斜或不一致状态时,会锁定故障控制面。

因而,缝翼动作检测距离  $x$  是电感  $L$  的函数,即:  $x = X_1 + X_2$ 。

式中,  $X_1$  为活塞拉动距离;经测绘得  $X_1$  为常

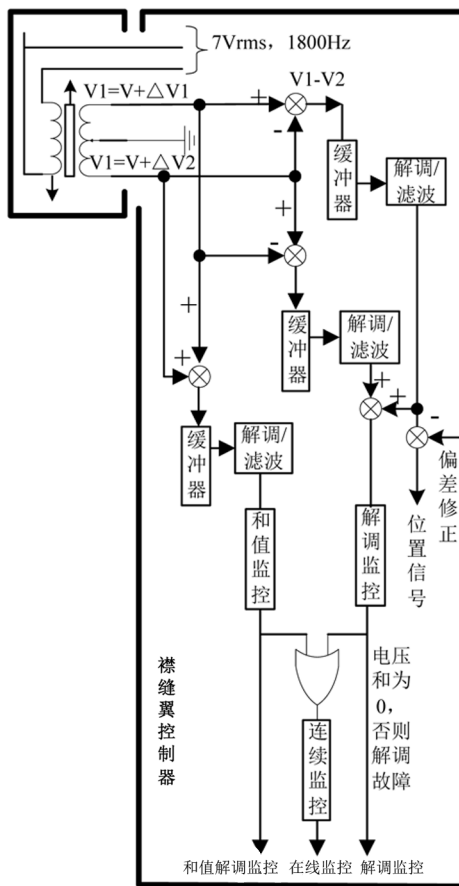


图 2 RVDT/LVDT 的信号采集方式

数;  $X_2 = f(L)$ ,  $X_2$  为缝翼倾斜检测装置检测距离。

襟缝翼电子控制装置(FSECU)提供 1.25Vrms、2 500Hz 的正弦波信号到缝翼倾斜检测装置,当传感器与磁性标靶距离发生变化时,能检测输出电压的变化量值,即可实现整个测量过程。

襟缝翼控制器与内侧缝翼倾斜检测装置电气接口见图 3,外侧缝翼倾斜检测装置与襟缝翼控制器接口雷同。

根据以上分析可知,若襟缝翼控制器倾斜检测装置电感变化会引起电压变化,襟缝翼控制器在给它提供激励电压信号的同时又需设置一定的电源内部阻抗,通过阻抗分压的方式来实现。因此,对其监控可以采用如下方式来实现:

(1) 襟缝翼倾斜检测装置上的电压必须在要求的范围内变化;

(2) 襟缝翼倾斜检测装置上的电压与激励电源内阻的电压和为定值

## 3.2 输入信号的表决

### 3.2.1 总线输入信号的表决策略

对于单台控制器没有余度的总线信号,要求控

制器对其状态进行实时监控,在发现总线故障时,通过 CCDL 获取相邻控制器的数据。

对于单台控制器没有余度的总线信号,要求襟缝翼控制器默认选取“1号”总线的输入,并对其状态进行实时监控,在确认“1号”总线故障的情况下,选取“2号”总线的输入,同时对其状态进行实时监控,以此类推。

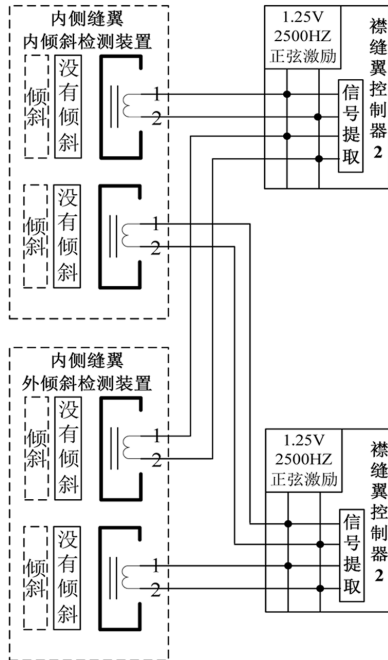


图3 内侧缝翼倾斜传感器连接示意图

### 3.2.2 驾驶舱指令输入表决

襟缝翼控制手柄作为襟缝翼控制器的驾驶舱指令源,共含有4个RVDT。每个RVDT对应襟缝翼控制器的每条通道,即对每台襟缝翼控制器来说控制支路和监控支路分别对应1个RVDT的输入。对于控制支路与监控支路来说分别对各自的RVDT实现在线监控,当自监控支路确认所对应的RVDT没有故障时,接收自身通道的RVDT输入,否则接收来自相邻通道的RVDT数据,如果相邻通道的RVDT同样存在故障,襟缝翼控制器便接收不到RVDT的信号,如图4所示。

### 3.2.3 舵面位置信号表决

襟翼和缝翼舵面左右两侧分别装有电子2余度的位置传感器,每台襟缝翼控制器各接收每侧单余度传感器的信号,即:控制支路接收来自1个右侧传感器的位置信号,监控支路接收来自1个左侧传感器的位置信号,当正常情况下如果两侧信号不一致且超过一定门限,便判断为舵面左右不对称故障。

如果每个通道判断自身连接的位置传感器发

生故障,便获取来自相对控制器的同侧传感器数据,可采用图4余度表决策略,为了采用非相似的理念,其余度表决方法见图5。

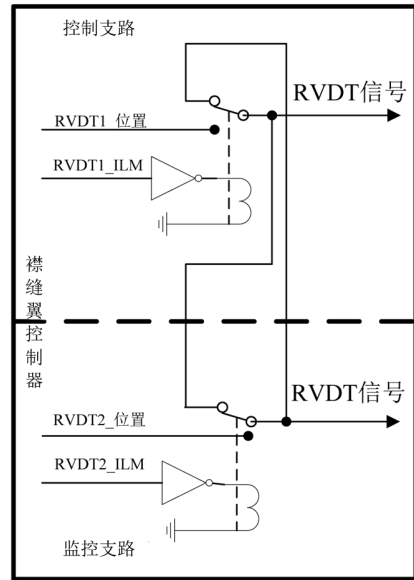


图4 襟缝翼手柄指令表决

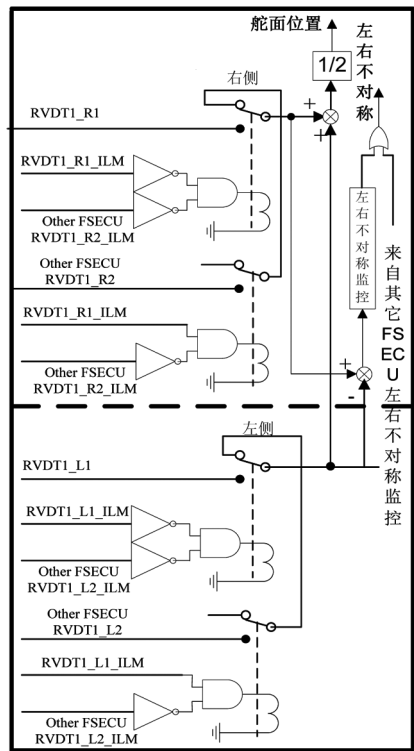


图5 舵面位置信息表决

### 3.2.4 舵面倾斜传感器信号处理

襟翼扭曲传感器采用LVDT传感器。左右襟翼共安装了16个相同的LVDT作为倾斜传感器,每个滚珠丝杠上安装两路。为了简化襟缝翼控制器电子  
(下转第69页)

```

H9_out<= hall1 xor hall2 xor hall3 xor hall4 xor
hall5 xor hall6 xor hall7 xor hall8 xor hall9;
End process com1;
Com2: process ( hall, hall4, hall7, positive)
Begin
Pwm1z <= not ( not hall1 and ( hall1 xor
hall7));
Pwm3<= not ( not hall4 and ( hall1 xor hall4));
Pwm1z <= not ( not hall7 and ( hall4 xor
hall7));
Pwm1z <= not ( not hall7 and ( hall1 xor
hall7));
Pwm1z <= not ( not hall1 and ( hall1 xor
hall4));
Pwm1z <= not ( not hall4 and ( hall1 xor
hall7));
End process com2;

```

(上接第 40 页)

接口的设计,襟缝翼倾斜传感器在连接上利用了 LVDT 信号变换的逆向性原理,接口如图 6 所示。

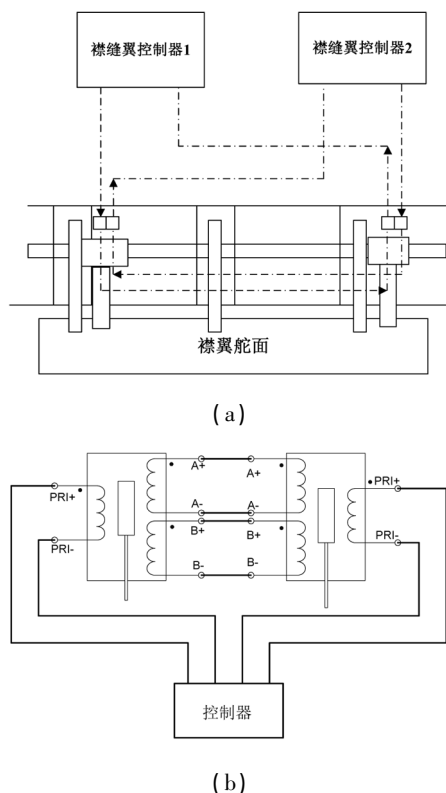


图 6 襟翼倾斜传感器连接示意图

当襟翼舵面伸出或收回时,滚珠丝杠带动倾斜传感器的伸缩。两个滚珠丝杠即刻的角度偏差位置产生一个正比的线位移传感器电压。如果差异超过了预先设定好的襟翼断开倾斜门限,襟缝翼控制器将切断它的襟翼通道并将 PDU 制动。

End rtl

## 4 结论

从本文我们可以看出,多电化已经成为民用飞机的发展趋势,舱门系统的多电化也越来越明显,必将对未来民用飞机发展产生深远影响。

### 参考文献:

- [1] 刘刚,王志强,房建成. 永磁无刷直流电机控制技术及应用(第一版)[M]. 北京:机械工业出版社,2008.
- [2] 吴建民,吴铭望,李国经. 大型客机航空电子系统研发关键技术分析及建议[R]. 中国航空学会 2007 年学术年会, 2007.
- [3] 熊华钢,王中华. 先进航空电子综合技术(第一版)[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
- [4] Lan Moir, allan seabridge. Aircraft systems[M]. Third edition. England: John Wiley& Sons Ltd, 2008.

### 3.3 输出信号的表决

#### 3.3.1 输出信号的监控

襟缝翼控制器所有离散量输出、HB6096 输出信号以及模拟量输入信号均采用回绕策略,当回绕值与输出值不同时便认为输出故障。

#### 3.3.2 输出信号的余度表决

在传送到 ARINC429 总线前,襟翼和缝翼位置数据由控制支路产生并由监控支路校验。

## 4 结论

襟缝翼控制器采用了自监控策略进行设计,对于系统余度配置来说,襟缝翼控制器每个通道独立并且不在电子上分享任何传感器,因此单个传感器电子故障只会导致失去单个控制通道。在余度管理策略上采用了监控技术,减少了通道间软件的耦合;襟缝翼传感器逆向性变换原理的应用大大简化了襟缝翼控制器的电子接口。

### 参考文献:

- [1] 陈宗基,秦旭东,高金源. 非相似余度飞控计算机[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 320-327.
- [2] R. Hallouzi and M. Verhaegen. Reconfigurable Fault Tolerant Control of a Boeing 747 using Subspace Predictive Control. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina USA, 2007.
- [3] 吴成富,王睿,陈怀民,段晓军. 基于 SCADE 实现的三余度飞控计算机系统任务同步[J]. 航空计算技术, 2009, 39(1): 107-110.
- [4] 飞机设计手册第 12 册[M]. 北京:航空工业出版社, 2003.
- [5] Jon Rea, PE. Boeing 777 high Lift Control System[C]. Aerospace and Electronics Conference, 1993: 476-483.