中国科学: 技术科学 2018 年 第 48 卷 第 3 期: 289 ~ 298
SCIENTIA SINICA Technologica techcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS
论 文 大飞机导航与控制专辑

某运输机高升力控制系统设计

杜永良*, 高亚奎

中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089
* E-mail: duyliang@163.com

收稿日期: 2017-07-01; 接受日期: 2017-11-06; 网络版发表日期: 2018-02-09

摘要 基于某飞机对前缘缝翼和后缘襟翼的控制需求, 设计了高升力控制系统, 它能够对襟缝翼及传动线系提供电传飞行控制、保护以及机内自检测功能. 针对系统中双驱动综合需求, 利用逆向思维法设计了差动减速器, 解决了双马达输出的转矩综合问题. 在扭矩传输过程中应用万向接头及滑动接头, 避免了可能的扭力传输线路变载及卡滞等问题. 利用反传动双向逆止器的作用, 防止了在传动线系故障状态下, 襟缝翼舵面的气动力矩反传导致左右舵面的不对称. 通过正余弦传感器的相互耦合作用, 降低了襟翼扭曲检测对控制器测试接口的需求. 以简单的开关联锁电路, 实现了襟缝翼控制器失效后对襟缝翼的控制功能. 这些方法的使用, 简化了系统的设计, 提高了系统的安全性.

关键词 差动减速器, 滑动接头, 防逆转, 扭曲检测, 左右不对称, 高升力控制系统

1 引言

在动力装置发展的基础上, 战斗机及运输机为满足快速性的需求, 巡航速度设计得越来越快. 但由于成本对跑道长度的限制、轮胎对滑行速度的限制以及安全对起飞着陆速度的限制等因素, 使得起飞着陆速度必须限定在一个合理的范围之内. 为了实现飞机巡航速度的增加, 引入了机翼后掠并使用了增加机翼载荷的方法, 增加的翼载荷在低速时需要机翼具有更高的升力系数, 而实际上机翼后掠在低速时减小了机翼的升力, 因此为同时实现飞机的高速巡航与低速起飞着陆的需求, 现代飞机尤其是大型飞机, 均装备并在低速时使用了不同形式的高效增升装置[1,2].

增升装置通常安装在机翼前缘和/或后缘, 当从机翼前缘或后缘伸出时, 它能够增加机翼的有效尺寸、曲率、弯度以及机翼面积, 因此在飞机低速飞行时增加机翼的升力[3]. 大型运输类飞机通常采用前缘缝翼和后缘襟翼作为低速飞行时的增升装置[4,5], 在飞机上实现对这些增升装置控制、驱动的系统被称为高升力控制系统, 相对于实现常规的俯仰、滚转和偏航控制的主飞行控制系统, 该系统被归为辅飞行控制系统.

2 设计需求

2.1 被控对象描述

图1给出了某机左侧机翼上的增升装置配置, 右侧机翼上的增升装置布置与左侧机翼对称. 每侧机翼前缘包括发动机短舱外侧的6个固定弦长缝翼和内侧的一个不等弦缝翼, 每侧机翼后缘包括一个外侧的单缝襟翼和内侧的双缝襟翼.

引用格式: 杜永良, 高亚奎. 某运输机高升力控制系统设计. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 289–298
Du Y L, Gao Y K. High lift control system design for a transport aircraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 289–298, doi: 10.1360/N092017-00203

© 2018 《中国科学》杂志社

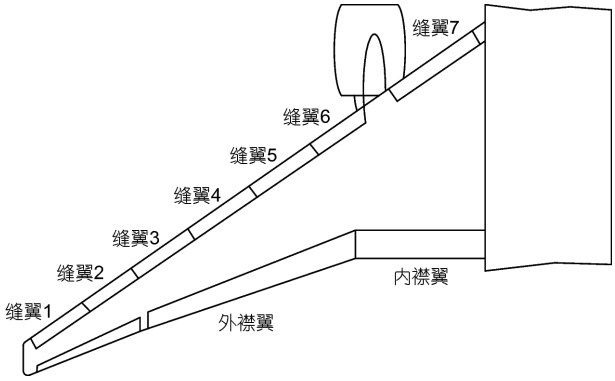


图 1　机翼增升装置示意图

不同于常规的副翼、升降舵和方向舵，襟翼和缝翼不需要连续的位置控制功能，在飞机起飞、着陆及空投的不同阶段，这些舵面要求被左右同步控制到对应固定位置. 当襟缝翼舵面需要展开或收回时，缝翼优先展开, 襟翼优先收回.

2.2　高升力系统功能需求

控制前缘缝翼与后缘襟翼的位置与速度: 使舵面在预定的时间内, 同步收上或放下不同的角度.

实现系统的保护: 当舵面出现无指令运动, 左右不对称运动, 舵面超速或低速运动及超过标牌速度时, 将舵面锁止在当前位置.

具有机上自检和故障诊断功能.

襟翼和缝翼运动的程序控制.

2.3　安全性需求

中国民用航空规章第25部，对运输类飞机适航标准25.701(a)对襟翼及缝翼的运动提出了明确要求: 飞机对称面两边的襟翼(或缝翼)的运动，必须通过机械交连或经批准的等效手段保持同步，另外25部25.1309(b)对飞机系统与有关部件的设计要求为: 在单独考虑以及与其他系统一同考虑的情况下，必须符合下列规定: (1) 发生任何妨碍飞机继续安全飞行与着陆的失效情况的概率极小; (2) 发生任何降低飞机能力或机组处理不利运行条件能力的其他失效情况的概率很小[6].

根据这些要求，结合电传飞行控制系统设计以及飞机对系统可靠性需求的基础上，对高升力系统的安全性提出以下具体要求:

(1) 高升力控制系统襟/缝翼的驱动采用左右对称的扭力管-齿轮箱传动系统，以确保左右襟/缝翼运动的同步;

(2) 传动轴必须容忍结构和设备的制造公差，以及由于结构弯曲和温度变化引起的两个邻近安装面距离的变动;

(3) 襟/缝翼系统应具有防止气动外载反向传动的“防逆转”功能;

(4) 系统控制器应具有完善的系统健康状态的监控功能，至少可随时检测到如下故障: 襟缝翼的非指令运动, 左右襟/缝翼非对称状态, 单块襟/缝翼舵面扭曲, 舵面运动过快或过慢;

(5) 应具备完善的机内自检测功能;

(6) 系统应能保证一次故障工作，两次故障安全, 即故障-工作/故障-安全;

(7) 要求系统采用多工作模式技术，以减缓故障状态下的系统降级.

3　控制系统设计

根据系统的设计需求，在系统设计时将系统分为两部分进行设计, 即: 电子控制部分和电-机传动部分. 电子控制部分的设计必须以电-机传动部分为基础, 因此首先对电-机传动部分的设计进行论述.

3.1　电-机传动设计

由于襟翼与缝翼运动需求相对独立，因此对襟翼与缝翼的运动控制配置独立的驱动线系. 襟翼的电-机传动由动力驱动装置、扭力管、变角减速器及滚珠丝杠作动器组成. 缝翼的电-机传动包括动力驱动装置、扭力管、变角减速器、旋转作动器及齿轮齿条. 襟缝翼电-机传动部件的布置见图2所示, 鉴于篇幅, 下文仅对电-机传动部分的关键技术进行介绍.

3.1.1　襟缝翼动力驱动装置设计

为确保襟缝翼动力驱动装置具有一次故障工作的能力，这就需要驱动装置至少具有两个动力源协同工作，当一个动力源故障时，另外一个动力源能够单独工作驱动传动线系从而带动襟缝翼运动，当两个动力源均故障时，能够实现系统锁止在故障时刻的位置，确保故障安全. 但是，若通过两个动力源进行一定的

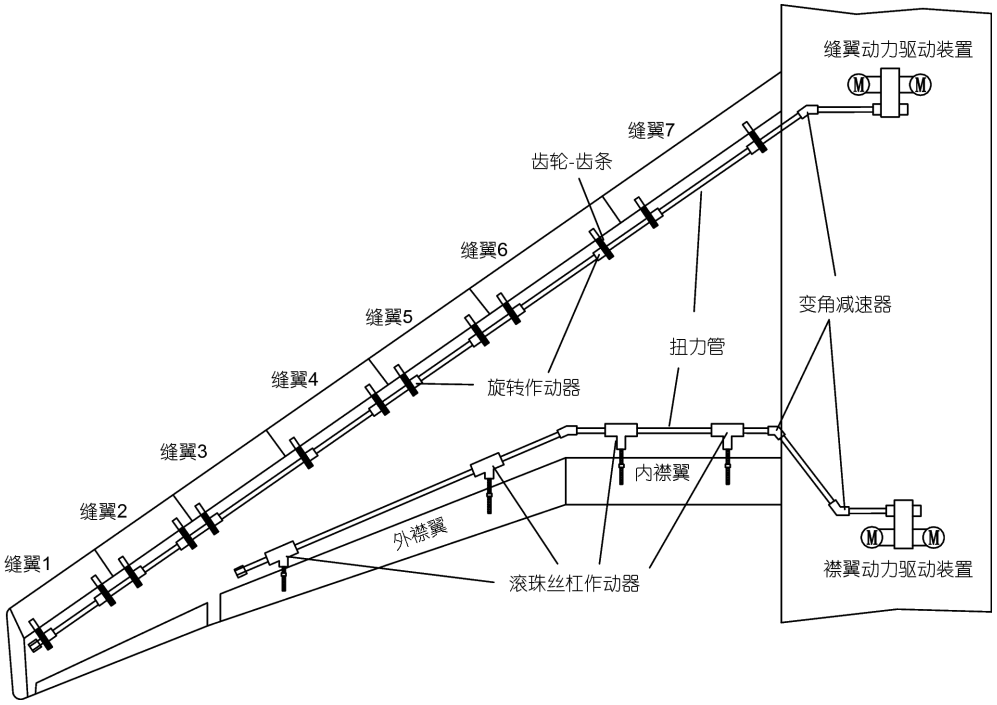


图 2　襟缝翼电-机传动部件的布置示意图

加减速后直接共同驱动输出轴，当存在输出速度不一致时，将随之产生力纷争，大的力纷争极易导致结构的疲劳而使得其过早受损，影响系统的可靠性，另一方面力纷争的抑制需求又会对作动的同步及协同控制提出较高要求, 增加控制部分设计的复杂度, 因此在驱动装置设计时应尽可能通过机械的手段避免或减小力纷争存在的可能.

为解决两动力源驱动时的综合问题，在襟缝翼动力装置设计时借鉴了汽车差速器与差速锁的原理. 当汽车在平直道路上直线行驶时，两车轮速度相等，当汽车转弯或在不平路面上行驶时，将出现左右车轮转速的不同，而汽车两前轮或两后轮均通过一台发动机驱动，汽车的差速器的作用就是满足了汽车两轮速度不同时的驱动需求[7]；差速器允许左右两驱动车轮以不同的转速运行，但若当一侧车轮空转时，动力便会完全消耗在空转车轮上，另一侧的车轮将会失去驱动力, 所以在越野道路上, 差速器反而会起到反作用, 在出现一侧车轮悬空后，导致未悬空车轮也失去了驱动能力，差速锁的作用是不让差速器工作，从而使得两侧车轮转速相同，帮助汽车脱离困境. 考虑到力传递的可逆性原理，在襟缝翼动力驱动设计时借鉴汽车动力传动原理, 变从动为主动、主动为从动, 即: 将两侧车轮动力输出端作为襟缝翼动力驱动装置的两个动力输入端，汽车发动机的输入端作为动力驱动装置的输出端；为防止单侧动力源输入故障时对另一侧动力源输入起卸荷作用，借鉴了差速锁的启示，设置了故障锁止装置.

襟缝翼动力驱动装置的工作原理见图3所示, 切断电磁阀工作后, 液压压力控制制动器解除制动, 在伺服阀的控制下, 液压马达受液压驱动工作, 两侧液压马达输出经差动减速器综合后, 将扭矩输出到输出轴. 两个液压马达共同输出驱动力矩时，两边半轴齿轮相互作用，若输出功率相同，差动减速器内的行星齿轮跟着壳体公转同时不会产生自转，若输出功率不同，差动减速器内的行星齿轮跟着壳体公转的同时产生自转, 差动减速器壳体转动速率等于两边半轴速率和的均值; 当一侧液压马达故障被制动后, 故障侧半轴将被锁定，另一侧半轴转动时差动减速器内的行星齿轮跟着壳体公转同时自转，差动减速器壳体转动速率减半; 当两侧马达均故障被制动后，差动减速器壳体位置被

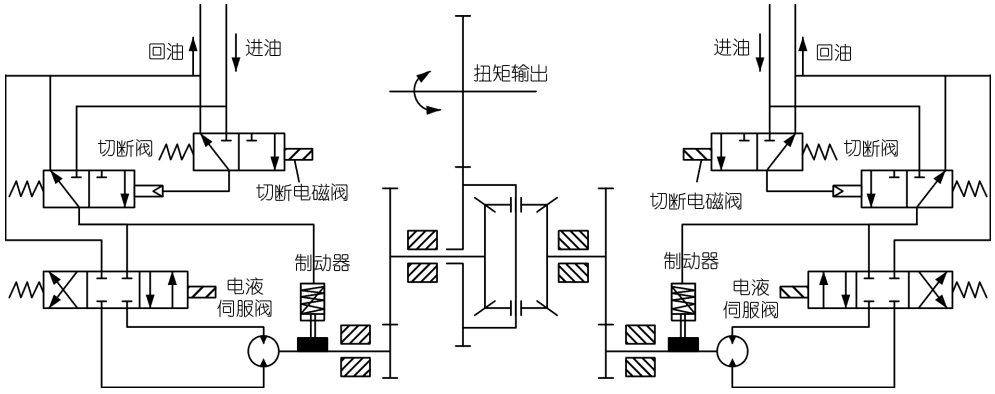


图 3 襟缝翼动力驱动装置原理图

锁定.

3.1.2 传动线系容机翼变形设计

传动轴将来自动力驱动装置的驱动力传送到被驱动点, 由于传动线路较长, 故其必须容忍结构和设备的制造公差, 以及由于结构弯曲和温度变化引起的两个邻近安装面距离的变动, 因此在传动线系设计中, 选用了十字轴万向接头和滑动接头, 见图4所示. 在安装扭力管时, 一端位置固定, 另一段装备一个万向接头和滑动接头, 它们共同作用使得传动线系能够包容由于机翼弯曲引起的轴向运动, 同时也可以降低传动线系的摩擦.

3.1.3 作动器防逆转机构

为防止舵面的气动载荷反传到驱动装置, 或在扭力杆故障断裂后能够使舵面锁定在故障位置, 系统在检测到故障后通过锁定装置将后端断裂扭力杆锁定在故障位置, 或将舵面驱动的作动器设计为不可逆作动器. 为简化控制器设计, 提高扭力杆断裂后对舵面构型的保护, 根据文献[8]所述原理设计了反传动双向逆止器, 安装于襟翼和缝翼作动器内, 实现了不可逆的作动器力矩传递. 反传动双向逆止器的工作原理见图5所示, 其原理为: 星轮工作面和外圈内表面形成楔槽, 拔叉与主动轴固结, 当工作时, 主动轴逆时针旋转, 拔叉将滚珠1和5压向楔槽宽敞部分, 而后带动星轮转动, 顺时针原理相同. 若星轮作为主动件, 如顺时针旋转时, 滚珠3及7受摩擦力被楔紧在楔槽内, 形成自锁, 反之亦然.

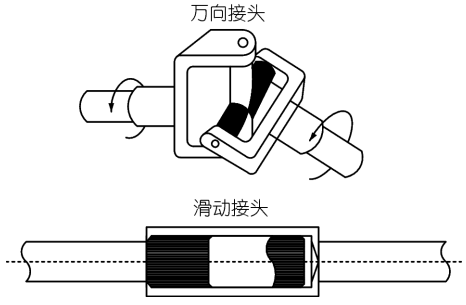


图 4 传动线系补偿接头

3.2 电气控制设计

电气控制部分应实现对电-机传动的控制、工作状态的监控以及故障后的系统保护功能.

3.2.1 电气控制系统余度选择

作为辅助飞行控制的自动飞行与高升力控制, 系统设计时一般采用二余度或三余度配置, 如: EH101“灰背隼”多用途直升机自动飞行使用了具有自监控的二余度计算机, 计算机监控与控制支路采用了非相似设计技术[9]; C17扰流板襟翼控制计算机采用了双-双余度架构, 每台计算机监控支路与控制支路硬件相同[10,11]; B777飞机自动飞行控制系统采用了三余度自动驾驶飞行指引计算机[12], A330飞机襟缝翼控制采用了2台具有非相似的双支路的计算机架构[9,13].

为满足辅助飞行控制系统一次故障工作, 两次故障安全的设计要求, 系统控制器最低需要选用三余度或带有自监控的二余度结构. 从上面的分析可知, 国外较多的系统选用了具有自监控的二余度结构.

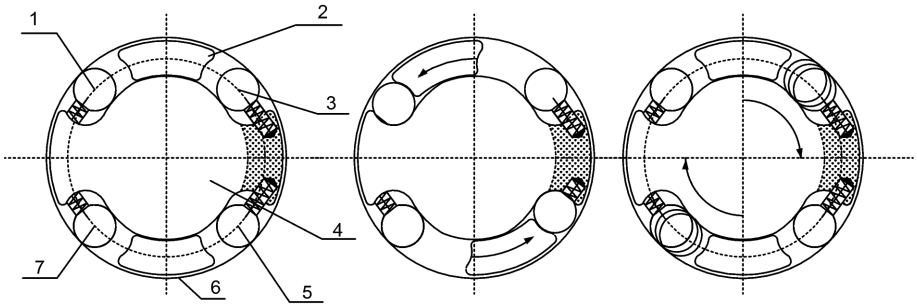


图 5　反传动双向逆止器工作原理. 1, 3, 5, 7, 滚柱体; 2, 拨叉; 4, 星轮; 6, 外围

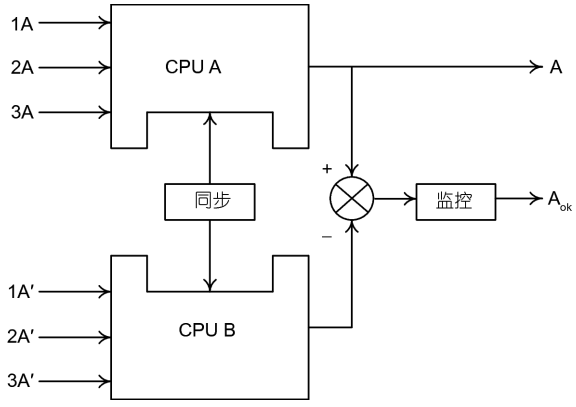


图 6　具有自监控的双处理器

在此对自监控二余度控制器结构与三余度控制器结构作一比较，并结合系统的控制特点对控制器的余度配置进行选择, 首先做如下假设:

(1) 假设仅存在单通道余度时系统不能工作, 即如需系统正常运行时, 三余度系统取2/3(G), 二余度系统取2/2(G);

(2) 自监控采用双处理器结构, 如图6所示. 在设计时采用两个处理器板卡，板卡为外场可更换模块(LRM)结构设计, 一个作为监控作用, 另一个作为控制作用, 在此假设两通道软硬件程序可靠性相同;

(3) 将控制计算机分为两部分, CPU模块和其他模块, 其他模块可以看作一个整体, CPU模块的可靠性肯定要高于其他模块的可靠性之和，自监控比传统计算机多一个CPU模块，为了保守计算起见，假设CPU模块的可靠性和其他模块的可靠性相等, 记作r.

二余度自监控计算机通道不参与交叉表决监控, 即为减小设计难度各计算机处理器通道仅实现计算机内部监控. 系统的工作原理为: 在通道内部, 输入的信号分别输入到主CPU和监控CPU，分别进行监控表决, 两个CPU通过共享存储器进行对话，判定输入信号的对错，进行各自控制律的计算，对计算的中间结果和最后结果进行监控表决，若结果正常则进行下一步处理，两CPU分别进行故障诊断和故障定位，确定故障计算机并将它切除，在通道之间，通过交叉数据通信链进行周期通信. 若某一通道发生了永久性故障，则由仲裁结构进行通道的切换.

从一个计算机来看，CPU模块和其他模块为串联关系. 因此, 对于传统计算机, 其可靠性可表示为

$$R_t = r^2. \tag{1}$$

对于自监控计算, 因为有两个CPU模块, 其可靠性可表示为

$$R_t = r^3. \tag{2}$$

因此，没有交叉表决监控的二余度自监控计算机可靠性为

$$R_{2,2} = C_2^2 r^3 \times r^3 + C_2^1 r^3 (1 - r^3) = 2r^3 - r^6. \tag{3}$$

传统三余度计算机的可靠性为

$$R_3 = C_3^0 r^2 \times r^2 \times r^2 + C_3^1 r^4 (1 - r^2) = 3r^4 - 2r^6. \tag{4}$$

取CPU和其他模块的故障率为$\lambda(t)=\lambda$(常值故障率), 则$r=e^{-\lambda t}$代入式(3)和式(4)可得可靠度函数并得图7曲线.

自监控二余度结合了二余度与四余度的特点，在通道内部可以看作是二余度的结构体系，在通道之间可以看作任务冗余的二余度结构体系. 上面计算分析表明，自监控二余度计算机结构可靠性要高于三余度计算机结构. 同时，自监控二余度计算机系统结构最大的好处是系统结构紧凑，利用共享内存技术，提高

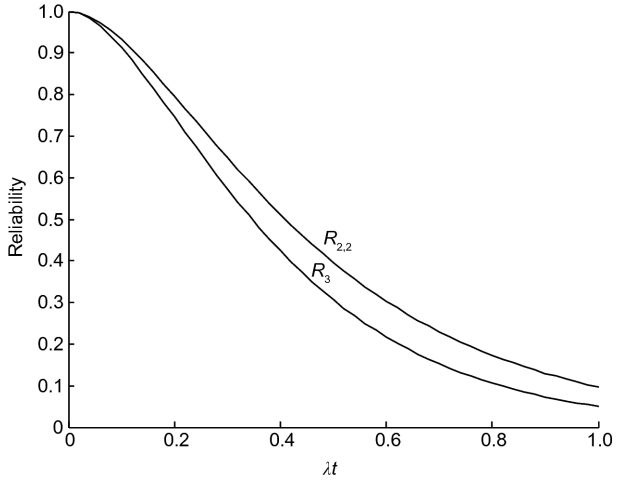


图 7　自监控二余度与传统三余度的可靠性对比

了系统的通信时间和数据的交换质量，且可利用监控支路对输入的信号进行采样和表决，能够降低计算机的处理时间，提高系统部件的利用率，是一套较实用的结构. 对于某飞机高升力控制系统，采用自监控二余度能够更好地实现双驱动马达的对应控制.

因此，选择自监控二余度作为襟缝翼控制器体系结构.

3.2.2　系统工作状态检测

为实现对系统不同工作状态的检测，系统内配置了不同的传感器，主要包括：襟翼舵面位移传感器、缝翼舵面位移传感器、襟翼扭曲检测传感器、缝翼扭曲检测传感器、马达测速元件、手柄指令位移传感器. 为减少系统的元器件类型, 襟缝翼舵面位移、扭曲检测、手柄指令传感器均采用了相同的正余弦位移传感器, 根据不同的使用需求采取了不同的安装形式. 襟缝翼舵面位移传感器安装在机翼两端扭力杆端头，既实现舵面位置的检测同时实现两侧舵面不对称的检测; 手柄指令传感器安装在襟缝翼控制手柄内部, 实现检测手柄的不同工作档位检测, 与手柄构成一体; 缝翼扭曲检测传感器以弹簧自回复转盘形式安装在机翼前缘部分; 襟翼扭曲传感器安装在襟翼上, 与滚珠丝杆联动实现对滚珠丝杠运动位置的检测.

在高升力系统襟翼扭曲检测中，对扭曲检测传感器采用了信号耦合检测的策略，简化了系统设计. 扭力管的断裂必然伴随着先期的舵面的扭曲，因此对襟翼及缝翼的扭曲监测及保护便成为当代运输类飞机襟缝翼控制系统设计必不可少的部分之一. 为检测襟翼的扭曲，最简单的方法是通过检测襟翼两驱动轴的运动不一致性实现，最直接的方法是通过位移传感器检测出每个轴的位移，并将位移进行比较以判断襟翼是否存在扭曲的可能. 鉴于系统控制器采用二余度配置, 因此扭曲检测传感器也选用二余度结构. 从图2可知高升力系统共配置8台滚珠丝杠作动器，若选用5线制的双余度传感器实现对每台滚珠丝杠作动器运动的检测, 翼扭曲传感器需控制器提供80路输入输出接口.

为解决襟翼扭曲传感器信号的采集接口多，从而增加了硬件电路、控制器工作电源消耗、控制器及电缆重量、设计制造费用以及控制器可靠性等问题，在系统设计时应用了旋转变压器耦合式的检测方案，降低了襟翼扭曲检测对控制器接口的需求. 正余弦角位移传感器原理见图8所示[14]:

正余弦角位移传感器与变压器类似，当在原边施加$U_E=U_m\sin\omega t$的交流激磁电压时，在输出绕组就会产生同频率的交流信号，交流信号的幅值与转子转过的角度和传感器的增益相关，其表达式见式(5)和(6)所示.

$$U_{3,4}=U_m\sin\omega tK\cos\theta=KU_E\cos\theta, \tag{5}$$

$$U_{5,6}=U_m\sin\omega tK\sin\theta=KU_E\sin\theta. \tag{6}$$

设两滚珠丝杠作动器伸出，所对应襟翼的转角分别为α和β, 则根据函数的三角分解可知:

$$\cos(\alpha-\beta)=\cos\alpha\cos\beta+\sin\alpha\sin\beta. \tag{7}$$

可将式(6)变换为

$$U_E\cos(\alpha-\beta)=KU_E\cos\alpha\left(\frac{1}{K}\cos\beta\right)+KU_E\sin\alpha\left(\frac{1}{K}\sin\beta\right). \tag{8}$$

根据正余弦角位移传感器变压器的可逆特性，式

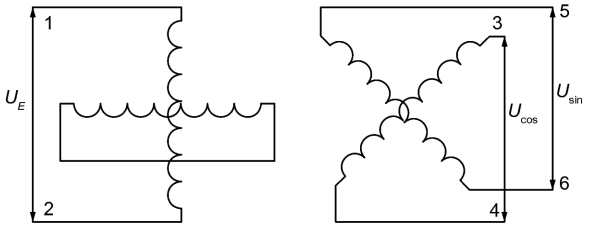


图 8　正余弦角位移传感器原理图

(8)表征的角度差可以通过图9电路实现. 故在襟翼扭曲检测时, 将同一块襟翼舵面两台滚珠丝杠间的正余弦角位移传感器按图9进行了互联, 从而将系统对襟翼扭曲检测的接口需求从80降低到30.

3.2.3　非相似设计技术

襟缝翼控制器设计时, 采用了带有自监控的二余度方案, 为了避免共模故障, 控制器控制支路与监控支路采用了非相似的处理器, 同时在控制支路与监控支路内部采用了非相似软件、非相似的设计团队以及非相似的指导思想, 如对“左右不对称”的检测: 控制支路使用方程“|左位置传感器–右位置传感器|>门限”, 同时监控支路执行相同保护功能使用方程“左解算器位置>右解算器位置+门限or右解算器位置>左解算器位置+门限”. 控制与监控支路两者均执行相同的保护功能, 但它们使用不同的算术算法.

当舵面运动需要展开或收回襟缝翼时, 缝翼优先展开, 襟翼优先收回. 为了避免数字控制器失效后仍旧能够实现对襟缝翼的控制, 按照上述工作原则设计了应急备份系统, 以最简单的方式实现了襟缝翼的顺序控制, 原理见图10所示, 应急备份模态不实现对襟缝翼运动状态的监控.

3.2.4　双-双余度计算机的工作方式

当前所应用的多余度电传控制系统, 均采用了同步技术. 同步技术能够对余度传感器几乎同时进行采样、处理、均衡、表决. 同步技术的优点为跟踪误差小、便于检测传感器和计算机的故障、降低故障检测门限值(若计算机完全同步, 并采用相同输入, 则门限值应小到bit级)、减少虚警和误切、减少时间延迟、防止通道发散、使软件的开发过程简单, 特别是软件测试困难减少. 但是, 同步功能必须仔细设计, 避免引入单点故障(同步功能失效)使所有计算机失效. 同步设计在本质上是不容错的.

异步技术不要求对余度传感器信号同时进行采样, 允许时间有偏差, 最大可允许一个小帧. 异步的优点: 不需要同步算法或可靠性高的外部时钟、增加抗电磁干扰、雷击的能力、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. 异步的缺点: 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.

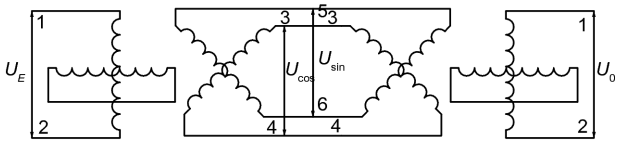


图 9　正余弦角位移传感器原理图

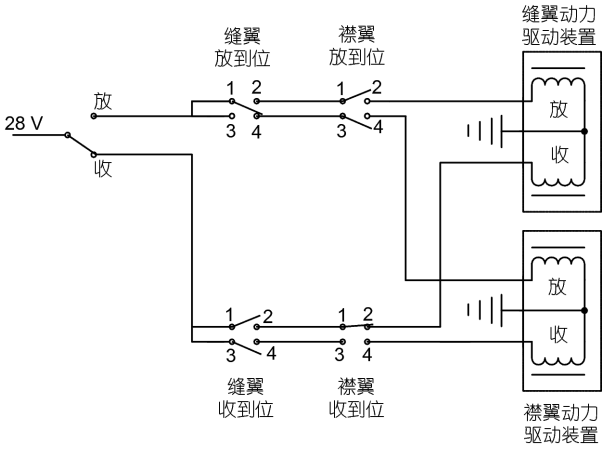


图 10　襟缝翼应急备份控制

电-机传动的设计保障了系统不存在力纷争现象, 同时襟缝翼控制是一个典型的低速控制系统, 根据这一特点, 为简化系统电气控制通道的设计, 襟缝翼控制器内部的控制与监控通道间采用异步工作的方式, 两台控制器间仅交互维护状态的特征信息, 在工作过程中不交联. 为实现襟缝翼控制器内的异步控制, 提出了松关联、窗口交叉监控及中心推移表决的策略.

松关联: 在余度系统表决时, 对传感器不同时采样, 但两个实际采样点的时间间隔至少应保证维持在最小理论采样点的二分之一区间内, 便认为实际采样为相同数据源. 这种方法称为余度传感器松关联, 见图11所示.

高升力控制分系统为一个“慢速”变化系统, 异步技术时间偏差最大为一个小帧, 余度控制器的常用处理小帧周期(12.5 ms或20 ms)能够完全能够满足上述松关联要求.

窗口/交叉监控: 对与一个传感器来说, 称其信号在两帧采样内的最大变化范围为传感器值最大变化窗

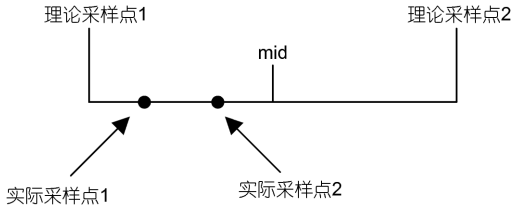


图 11　松关联

口, 简称窗口又称实窗. 为了包含干扰因素而引起信号变化的扩大对窗口进行相应的扩大, 将扩大后的窗口称为虚窗. 如果两帧采样值差值在虚窗内, 便认为通控制器内采样正常. 输出信号也采用同样的监控方法, 见图12所示.

3.3　高升力控制系统体系架构

高升力控制系统体系结构如图13所示.

驾驶员操作襟缝翼操纵手柄后, 手柄角位移传感器将驾驶员指令通过电信号传输给两台襟缝翼控制器. 襟缝翼控制器同时接受来自襟缝翼舵面位置传感器的信息, 并进行计算、综合、比较后, 若属正常, 便启动对襟缝翼的控制, 按照特定时序分别驱动襟缝翼

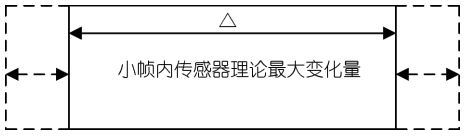


图 12　窗口监控

舵面运动至预定的位置.

除控制襟缝翼舵面运动外, 高升力控制系统还通过系统中的位移传感器、倾斜传感器传感器以及襟缝翼控制器, 可实现故障监控、故障隔离、保护及自检等功能.

当数字通道失效时, 高升力控制系统预留了最基本的开关控制能力, 通过联锁电路按照缝翼优先展开, 襟翼优先收回的原则实现襟缝翼到预设位置的开环收放功能, 在这种情况下, 系统不具备故障监控与保护功能.

4　系统可靠性预计

4.1　基本可靠性模型

高升力控制系统的基本可靠性模型是一个全串联

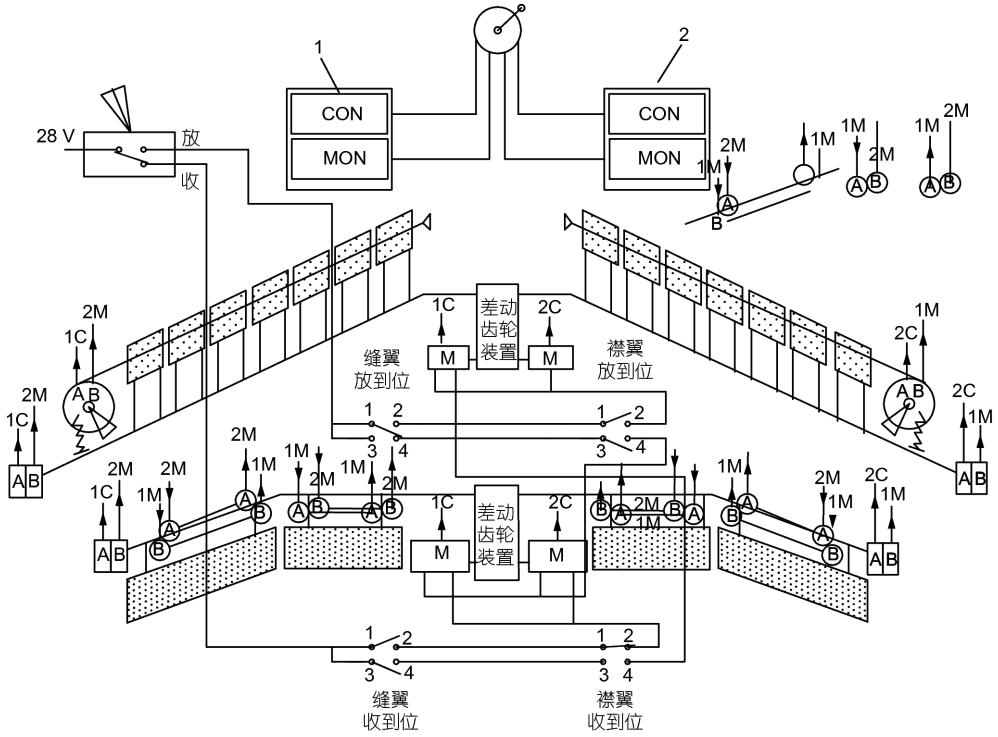


图 13　高升力控制系统体系架构

模型, 包括那些冗余或替代工作模式的单元, 都按串联处理.

数学模型为

$$R_S(t) = \prod_{i=1}^{n} R_i(t). \tag{9}$$

假设: 产品所包含的各单元的寿命服从指数分布, 则:

$$R_i(t) = \mathrm{e}^{-\lambda_i t}, \tag{10}$$

$$R_S(t) = \mathrm{e}^{-\lambda_S t}, \tag{11}$$

$$\lambda_S = \sum_{i=1}^{n} \lambda_i, \tag{12}$$

$$\mathrm{MTBF}_S = \frac{1}{\lambda_S}, \tag{13}$$

式中, $R_S(t)$为产品的可靠度; $R_i(t)$为第i个单元的可靠度; λ_S为产品的故障率; λ_i为第i个单元的故障率; MTBF_S为产品的平均故障间隔时间; n为产品所包含的单元数; t为产品的工作时间.

根据公式可得: $\dfrac{1}{\mathrm{MTBF}_S} = \sum_{i=1}^{n} \dfrac{1}{\mathrm{MTBF}_i}$.

各系统可以把部件MTBF代入, 得出子系统MTBF, 再根据$R_S(t) = \mathrm{e}^{-\lambda_S t}$, 可得出子系统可靠性.

4.2　预计时所做的假设

(1) 每个设备具有可靠性数据, 而所有连接设备的线缆则没有可靠性数值;

(2) 产品和各单元只有正常和故障两种状态;

(3) 组成产品的各单元是相互独立的;

(4) 产品所有输入均在规定极限之内;

(5) 产品寿命分布除有可靠性数据表明服从特定分布外, 一般假设服从指数分布;

(6) 软件被认为是完全可靠的;

(7) 人员被认为是完全可靠的, 且人员与产品之间没有相互作用问题.

4.3　可靠性的数据来源

元部件的可靠性数据主要参照GJB/Z 299C-2006电子设备可靠性预计手册, 同时在进行技术分析对比的基础上, 参照国内飞机设计中的类似设备确定, 高升力控制系统部件MTBF见表1所示. 由表中数据结合4.1节模型可知高升力控制系统的MTBF为1325 h, 远大于800 h的系统要求值, 通过式(11), 取t =1.3 h, 可得高升力控制系统的派遣可靠性为0.99902.

表 1　高升力控制系统部件MTBF表

序号	设备名称	数量	MTBF (h)
1	襟缝翼控制器	2	13500
2	襟缝翼控制手柄	1	100000
3	襟缝翼备份开关	1	279200
4	襟翼收到位行程开关	1	139750
5	襟翼放到位行程开关	1	112750
6	襟翼动力驱动装置	1	23500
7	襟翼位置传感器	2	200000
8	襟翼倾斜传感器	8	200000
9	襟翼传动线系 主减速器 变角减速器 支架组件 扭力杆 滚珠丝杠作动器	1	9000
10	缝翼收到位行程开关	1	139750
11	缝翼放到位行程开关	1	112750
12	缝翼动力驱动装置	1	23500
13	缝翼位置传感器	2	200000
14	缝翼倾斜传感器	2	10000
15	襟翼传动线系 变角减速器 支架组件 旋转作动器 扭力杆 齿轮齿条机构	1	8000

5　结论

在充分考虑系统特点的情况下, 利用了成熟技术的启发, 借助扭矩传递的可逆原理解决了双马达的扭矩综合问题; 将反传动双向逆止器的原理应用于不可逆襟翼和缝翼作动器设计, 实现了气动力反传的机械式自动保护, 避免了高升力控制系统对翼尖制动装置的需求, 简化了电气控制的设计需求, 提高了可靠性. 利用最简化的开关互锁逻辑, 实现了襟缝翼的时序控制功能, 极大地提高了系统的可用性, 保障了飞行安全. 通过使用异步的余度系统方式, 避免了余度控制器支路内部以及控制器之间的耦合, 减少了控制器不同支路以及控制器间的物理连接, 利用松关联、窗口

监控的方法解决了异步的表决问题. 所使用的系统设计方法, 可完全应用于运输类飞机高升力控制系统的设计, 所提出的双作动综合方案、正余弦旋转变压器耦合的角度差的检测方法以及异步技术的表决监控策略等方法, 对其他机载电控系统设计也具有较高的参考价值.

参考文献

1 Rudolph P K C. High-lift systems on commercial subsonic airliners. NASA Technical Report, 1996
2 Ruckes I, Fervel M, Rumpf T S. Method for controlling a high-lift device or a flight control surface, system and aircraft or spacecraft. US Patent, US8903569 B2, 2014
3 Bedell J C, Berta W M. Skew and loss detection system for individual high lift devices. US Patent, US5686907, 1997
4 Recksiek M. Advanced high lift system architecture with distributed electrical flap actuation. In: AST 2009 Workshop on Aviation System Technology. Hamburg, 2009
5 Rea J. Boeing 777 high lift control system. In: Proceedings of the IEEE 1993 National Aerospace and Electronics Conference. Dayton, 1993. 15–21
6 中国民用航空规章第25部. 运输类飞机适航标准, CCAR-25-R4, 2011
7 王海洋. 基于UG的汽车差速器建模及运动仿真研究. 硕士学位论文. 保定: 华北电力大学, 2013
8 崔希海, 来淑梅, 宋廷彬, 等. 反传动双向逆止器的设计与分析. 机械设计与制造, 2009, 1: 23–24
9 Pratt R W. Flight Control Systems. Progress in Astronautics and Aeronautics, V.184. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000
10 Kowal B W, Scherz C J, Quinlivan R. C-17 flight control system overview. IEEE Aerosp Electron Syst Mag, 1992, 7: 24–31
11 Gundy-Burlet K. Augmentation of an intelligent flight control system for a simulated C-17 aircraft. J Aerosp Comput Inf Commun, 2004, 1: 526–542
12 Mcwha J. Development of the 777 flight control system. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin, 2013
13 Brière D, Traverse P. AIRBUS A320/A330/A340 electrical flight controls-A family of fault-tolerant systems. In: The Twenty-Third International Symposium on Fault-Tolerant Computing. Toulouse, 1993. 616–623
14 孙书鹰, 陈志佳. 一种数字式对空跟踪伺服系统设计与实现. 计算机测量与控制, 2012, 20: 1350–1353

High lift control system design for a transport aircraft

DU YongLiang & GAO YaKui

The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China

A high lift control system is designed based on the control requirements of the leading edge flap and the trailing edge slat in the process of an aircraft take-off, landing and airdropping. The system provides fly-by-wire control, system protection and built in test function. A differential speed reducer is designed based on converse thinking, and thus solve the synthesis problem of double motor torque output. Using the reverse drive double non-return device, effectively avoid the flap/slat torque back propagation effects on the system may cause. The controller interface requirement to flap skew detection is greatly reduced based on the using of coupling between two sine and cosine sensors. A simple backup control circuit is design by only using switch interlock, to achieve flap and slat after the failure of flap/slat controller. The methods used in this paper, simplified the system design and thus improved the system reliability.

differential reducer, slip joint, anti reverse, skew detection, left-right asymmetry, high lift control system

doi: 10.1360/N092017-00203