

民用飞机辅助动力装置 起动电气系统研究

Research on APU Start Electrical System for Civil Aircraft

孙振华/Sun Zhenhua

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

辅助动力装置系统的主要作用是为飞机在地面和空中提供备用电源并为发动机起动及环控系统提供气源。起动系统作为辅助动力装置系统的重要组成部分,是保证 APU 正常工作的前提条件。对辅助动力装置起动系统几个典型构型的电气原理和电气接口进行了介绍和分析,并通过对各种电气设计的对比,分析得出民用飞机在辅助动力装置起动系统电气设计上的发展方向,为民用飞机辅助动力装置起动系统设计方案的选择提供参考和借鉴

关键词:辅助动力装置;起动系统;电气接口;起动机

[Abstract] The primary function of the auxiliary power unit system is to provide a standby electrical power while airplanes being in the air and on the ground, and to bleed air for engine start and environmental control system. As an important part of auxiliary power unit system, the start system is a guarantee of APU system to work normally. The electrical principle and electrical interface of APU start system on three typical configurations are introduced and analyzed. compared with all kinds of electrical design, the results show the development direction of the electrical design based on the APU start system for civil aircraft. The research can provide useful reference for APU start system design scheme in civil aircraft.

[Key words] Auxiliary Power Unit; Starting System; Electrical Interface; Starter

0 引言

辅助动力装置(简称 APU),是在 20 世纪 60 年代被引入飞机设计中的,其主要功能是为飞机提供备用电源并为发动机起动及环控系统提供气源。

现代化的大、中型客机上,APU 是保证发动机空中停车后再启动的重要装备,它直接影响飞行安全,同时随着越来越多的双发飞机替代三发和四发飞机作洲际或越洋飞行,对双发延程飞行(ETOPS)的飞机而言,APU 是飞机上一个重要的不可或缺的系统^[1]。APU 电气控制系统包括进气、供油、防火、起动、点火、引气和告警与指示等电气分系统。起动电气分系统作为辅助动力装置系统的重要组成部分,是保证 APU 正常工作的前提条件。本文将详

细描述辅助动力装置起动系统电气设计的通用技术及典型构型。

1 辅助动力装置起动系统电气原理研究

1.1 典型构型 1

该构型的辅助动力装置起动系统的特点是 APU 起动机采用起动机与发电机合二为一的设计。全新设计的起动发电机(SG),在 APU 起动时,作为起动机,采用三相交流起动机的工作原理,通过起动发电机内部的位置传感器,提供转子的位置反馈信号给起动控制器(SCU),使 SCU 计算瞬时的三相交流电供给 SG,从而保证 APU 稳定均匀地加速起动;发电时,作为发电机,采用三相同步发电机的工

作原理。该设计的好处是起动机、发电机二者合一,减轻重量的同时也使得航线拆装简便易行(毋须吊下APU)。

起动电气控制系统由起动电源装置(SPU)、电子控制单元(ECU)、起动转换单元(SCU)、起动发电机(SG)和发电机控制单元(GCU)等组成,如图1所示。APU电子控制单元控制APU起动时序。起动发电机、起动电源装置和起动转换单元将由蓄电池或115V交流得到的起动能量转换为供APU初始旋转的力矩。

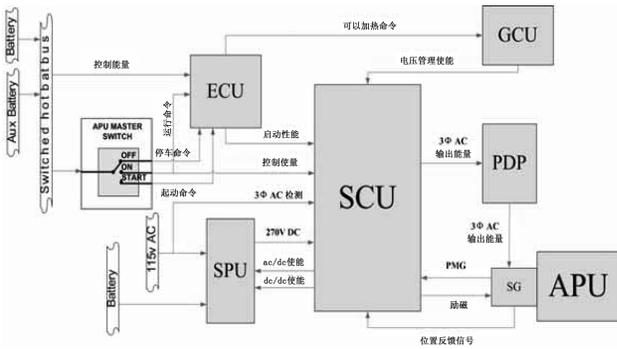


图1 典型构型1 起动系统电气原理框图

APU Master Switch 采用旋钮式设计,分别有OFF位、ON位和START位,OFF位到ON位为保持型的,ON位到START位为瞬通型的。ECU接到起动命令后,通过进气风门作动器打开进气风门,并通过速度传感器检测APU转速。当风门打开和APU转速小于7%时,发出起动使能命令给SCU。SCU检测115V AC转换汇流条是否可用,如果可用,就发出AC/DC使能信号给SPU,SPU将3相115V AC转换成270V DC给SCU;如果不可用,就发出DC/DC使能信号给SPU,SPU将蓄电池电压转换成270V DC给SCU,SCU中的逆变器最后将270V DC转换成3相交流电给起动发电机,起动发电机作为起动机发出起动力矩,驱动APU涡轮旋转。当APU转速达到70%时,ECU移除给SCU的起动使能命令,SCU不再为起动发电机提供3相交流电,不再进行励磁,即切断起动辅助,SCU转由SG供电。当APU转速达到95%左右时,ECU发出可以加载信号,表明APU起动完成,可以进行电载荷和气载荷。

1.2 典型构型2

该构型的辅助动力装置起动系统的特点是APU起动机采用有刷直流起动机,采用传统的机械电刷和换相器,所以不需要电子换相电路,它的作

用就是作为起动机使用,另一个专门的APU交流发电机为飞机系统提供交流电。

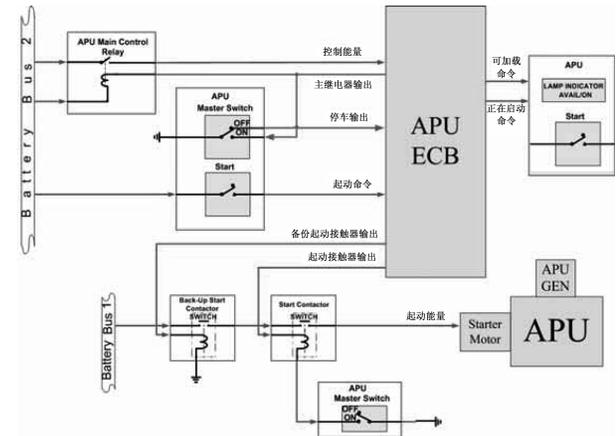


图2 典型构型2 起动系统电气原理框图

起动电气控制系统由电子控制盒(ECB)、起动机(Starter Motor)、APU主开关/起动开关(APU Master Switch/Start Switch)和电子控制元器件等组成,如图2所示。APU ECB控制APU起动时序和控制起动能量的提供。起动能量可以直接由蓄电池获得。

APU控制板采用按钮式设计,一个Master Switch按钮和一个瞬态Start按钮。当按下Master Switch按钮到ON位时,驱动APU Main Control Relay,给APU ECB供电,完成上电初始化,同时打开进气风门,这时APU ECB还会发出一个主继电器输出信号,对Main Control Relay驱动进行自锁,这样当APU Master Switch按钮处于OFF位,进行APU正常停车时,APU ECB可以在关掉APU进气风门几秒后,再解锁掉自身的供电;当APU ECB收到起动命令后,APU ECB首先检测进气风门是否打开、APU转速是否小于7%、自检是否完成、是否检测到自动停车及Master Switch按钮处于ON位,如果条件满足即进气风门打开、APU转速小于7%、无自动停车要求和Master Switch按钮处于ON位,APU ECB就会发出离散信号驱动Back-Up Start Contactor,大约1.5s后,再发出离散信号驱动Start Contactor,从而将蓄电池的能量用于对Starter Motor励磁。

当APU起动被触发,APU ECB会发出正在起动命令,驱动APU控制板上Start开关上的ON灯,表明APU在起动过程中;当APU转速达到大约95%时,APU ECB会发出可以加载命令,驱动AVAIL灯,同时灭掉ON灯,此时表明APU可以进行气载荷和电载荷。

1.3 典型构型 3

该构型的辅助动力装置起动系统的特点是 APU 起动机采用永磁无刷直流起动发电机,通过 ESC 内部的电子换相电路取代传统的机械电刷和换向器,使定子绕组所产生的电枢磁场与转子磁钢产生的永磁磁场相互作用,产生连续的转矩,同时通过位置检测装置检测转子的位置,控制电子换相电路换相,BSG 在 APU 起动后期作为交流发电机为 ESC 供电。一个专门的 APU 交流发电机为飞机系统提供 115V,400HZ 交流电。

起动电气控制系统由 APU 全权限数字电子控制器(FADEC)、电子起动控制器(ESC)、无刷直流起动发电机(BSG)、APU 发电机控制器(GCU)和电子控制元器件等组成,如图 3 所示。APU FADEC 控制 APU 起动时序,并通过 ESC 控制 BSG 和 APU 燃油模块。起动能量源由 APU 蓄电池提供,由 ESC 将 APU 蓄电池 24V 直流转换成三相交流。

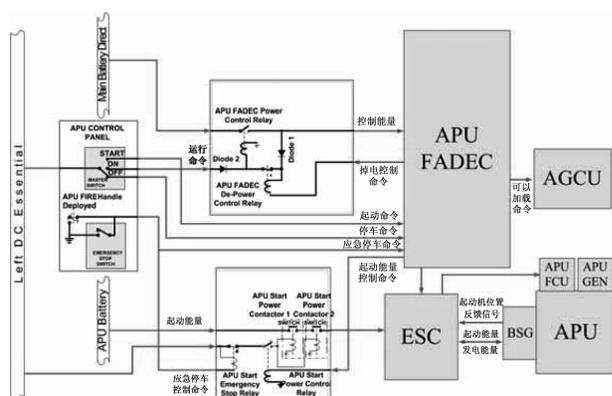


图 3 典型构型 3 起动系统电气原理框图

APU 控制板上有两个开关:一个是 APU 起动/正常停车开关,采用旋钮式设计,分别有 OFF 位、ON 位和 START 位,OFF 位到 ON 位为保持型的,ON 位到 START 位为瞬通型的;一个是 APU 应急停车开关,在 APU 运行发生故障时使用,还有一个 APU 防火手柄也可以起到应急停车的作用(如图 3 所示)。APU 起动电气控制原理,分为 APU FADEC 上电/掉电电气控制和 BSG 起动/停车电气控制。APU FADEC 上电电气控制:旋转 APU 起动正常停车开关到 ON 位,至少 3 秒钟,以实现 APU FADEC 软硬件的初始化和自检,同时驱动 APU FADEC Power Control Relay,给 APU FADEC 上电,并通过 diode 1 对 APU FADEC Power Control Relay 进行驱动,形成自锁电路。BSG 起动电气控制:旋转到 START 位。APU FADEC 接收到起动命令后,会检

测 APU 转速和 APU 进气风门状态,当条件满足后,就会发出起动能量控制命令,并驱动 APU Start Power Contactor1 和 2,这样由 APU 蓄电池提供的能量经过 ESC 转换为无刷直流起动发电机(BSG)的起动力矩。APU FADEC 掉电和 BSG 停车电气控制:当 APU FADEC 接收到正常停车命令后,会去掉起动能量控制命令,终止 BSG 的运行,然后发出掉电控制命令,驱动 APU FADEC De-power Control Relay,从而解除自锁电路,APU FADEC 实现掉电;当 APU FADEC 接收到应急停车命令时,APU start Emergency Stop Relay 会立刻被驱动,终止 BSG 的运行,然后发出掉电控制命令,驱动 APU FADEC De-power Control Relay,从而解除自锁电路,APU FADEC 实现掉电。

正常的 APU 起动,APU 转速小于 50%,BSG 作为起动机使用,由 APU 蓄电池提供起动力矩,当 APU 转速高于 50%,就会撤掉来自 APU 蓄电池的能量,BSG 作为发电机使用,给 ESC 供电,并通过 APU 涡轮旋转及控制燃油供给量,来逐步提高 APU 的转速,当 APU 转速达到 95% 左右时,APU FADEC 会发出可以加载信号给 AGCU,表明 APU 起动完成,可以进行电载荷和气载荷。

2 辅助动力装置起动系统的发展趋势及电气设计

通过上面对辅助动力装置起动系统电气原理的研究,分析得出,目前起动系统的起动机主要采用了三种电机,分别为有刷直流电机、永磁无刷直流电机和无刷交流同步电机。由于各种电机本身不同的结构特点,相应设计出了不同的起动系统电气控制线路。相比较而言,有刷直流电机采用传统的机械电刷和换向器,使用寿命较短,维护不方便,但起动系统电气控制接口简单,而永磁无刷直流电机结合 APU 起动功能特点相应外部电气接口及电气元器件使用较多,导致故障点增多,也不便于电气线路故障分析与排除。无刷交流同步电机无论是在使用寿命、维护性,还是在 APU 起动电气控制系统设计上,都有明显的优势,并且具有起动/发电双功能^[2-3]。

辅助动力装置起动系统可以在将起动机和发电机合二为一的全新设计理念下,进一步去除无刷起动发电机的位置传感器,采用软件或硬件的方法

(下转第 52 页)

的结构,它们承受的载荷都与故障载荷密切相关。至于故障载荷如何计算,举例如下。

例:计算内缝翼作动器 1-1 及 1-3 的 M_K

$$\begin{aligned}M_K(1-1) &= (871.2 + 0.46 \times 857.3) / 1.33 \\ &= (871.2 + 394.358) / 1.33 \\ &= 1\,265.558 / 1.33 \\ &= 951.5(\text{NM})\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}M_K(1-3) &= (871.2 + 0.46 \times 973.1.3) / 1.33 \\ &= (871.2 + 447.63) / 1.33 \\ &= 1\,318.826 / 1.33 = 991.6(\text{NM})\end{aligned}$$

由上式可知:同一舵面中,若一个作动器断开,不影响另一作动器继续推动舵面运动直至停止,停止的作动器承受的载荷除整个舵面上的气动载荷器全部作用在该作动器 M_F 上外,还将受到断开作动器施加的部分载荷 ($0.46 \times M_L$)。其中, $K = 0.46$ 来自多种试验和换算的结果。1.33 为强度计算中的安全系数。

缝翼作动器的三种故障载荷都会直接传递到齿轮-齿条上。在齿轮和齿条设计与强度计算中,需取三种极限故障载荷的最大值。与其相接的结构(机翼前缘、加强肋板)都将承受此最大载荷。对此,应引起结构的特别重视,因它与以前的飞机设计有很大的差异。

4 结论

4.1 齿轮—齿条装置的突出优势

齿轮-齿条装置具有传力路线短、重量轻和空

间小的优点,并巧妙地利用了空间小处的载荷小这一特点,减小了齿轮-齿条装置的结构外形,适应了小空间内的布局,使其在现代飞机上的应用越来越广泛。

4.2 非常规的齿轮设计

飞机上的齿轮—齿条装置不同于一般常规设计,以采用相同的大传动比为设计首要条件,很好地解决了多舵面多作动器同步运动的严格要求。

4.3 难得的选用参数技巧

为了解决齿轮—齿条装置在窄狭空间内的安装和设计,将齿条镶嵌在滑轨内,采用不根切的最小齿轮、非标准齿轮模数等,其设计技巧独特新颖。

4.4 重要的载荷计算

该齿轮—齿条装置设计突破了常规,采用了更为准确的载荷计算。操纵载荷为驱动多舵面的动力需求提供依据,故障载荷是设计齿轮-齿条装置的重要参数。

参考文献:

- [1] Rudolph, Peter . K . C. High lift Systems on Commercial Subsonic Aircraft[R]. NASA Contractor Report 747& September 1966.
- [2] 齿轮手册编委会. 齿轮手册(上册) [M]. 北京:机械工业出版社,2000.

(上接第 47 页)

去检测转子的位置信息,提高起动可靠性,再将起动转换单元和发电机控制单元综合到一起,提高设备的利用率,同时采用固态功率控制器(SSPC)技术减少电气元器件的使用,使电气接口更加简单,总体上减轻飞机的重量^[4-5]。

3 结论

本文从电气功能原理、电气接口及典型构型的实际应用出发,对辅助动力装置起动系统电气设计进行详细地介绍和分析,并通过对比研究,分析得出民用飞机辅助动力装置起动系统电气设计的发展方向,以期对民用飞机辅助动力装置起动系统设计方案的选择提供参考和借鉴。

参考文献:

- [1] 孙立. APU 技术进展和维修现状[J]. 国际航空,2009,3: 58-60.
- [2] 梅彦平. 航空高压直流稀土永磁无刷电机控制技术研究[D]. 西安:西北工业大学,2005.
- [3] 李广伟. 无刷直流电机的直接转矩控制研究[D]. 山西:太原科技大学,2009.
- [4] 李国生. 电励磁双凸极起动/发电机起动控制技术研究[D]. 江苏:南京航空航天大学,2011.
- [5] 李国柱,董进武,马建毅. 电源自动管理系统中功率控制器(SSPC)的设计与实现[J]. 海军航空工程学院院报,2010, 25(3):329-332.