

APU 飞机级控制系统设计研究

李彦双 唐宏刚 殷海涛 唐力

(上海飞机设计研究院动力燃油系统设计研究部,上海 200436)

Research on APU Aircraft Level Control System Design

Li Yanshuang Tang Honggang Yin Haitao Tang Li

(Powerplant and Fuel Systems Department of SADRI, Shanghai 200436, China)

摘要:为充分发挥 APU(辅助动力装置)在民用飞机上的作用,设计一个好的 APU 控制系统显得尤为重要。对 APU 飞机级控制系统的设计进行了相关研究,论述了 APU 控制板、APU 控制器供电、燃油控制、应急停车、APU 引气、起动/发电、风门控制和指示告警等控制子系统在设计时所要考虑的因素,并给出了相应的设计样例,然后从功能实现和电气原理的角度进行了详细地分析,可为 APU 飞机级控制系统的方案设计提供参考。

关键词:辅助动力装置;控制系统;控制器;控制逻辑

[Abstract] In order to sufficiently realize the functions of Auxiliary Power Unit (APU) to an aircraft, it is very important to design a good APU control system. This paper was a research on the APU aircraft level control system design and discussed the aspects which should be considered when control subsystems were designed, such as APU control panel, APU controller power supply, fuel control, emergency stop, APU air bleed, starter/generator, air inlet door control and indication/warning, etc. Some examples of design were provided and detailedly analyzed from the perspectives of function realization and electrical principle. This paper provided a recommendation for outline design and detail design of APU aircraft level control system.

[Key words] Auxiliary Power Unit; Control System; Controller; Control Logic

0 引言

APU 在民用飞机上得到了越来越广泛的应用,已成为民用飞机满足适航要求所必需的设备之一。APU 作为飞机的辅助动力源,主要为飞机提供电源和气源,以满足飞机的用电和引气需求^[1]。

为充分发挥 APU 在飞机上的作用,设计一个好的 APU 控制系统显得尤为重要。从与飞机其他系统的交联关系来看,APU 控制系统可以分为 APU 本体控制系统和 APU 飞机级控制系统两大部分。APU 本体控制系统主要包括 APU 控制器(全权限数字电子控制器)和 APU 上安装的传感器和作动器,由 APU 控制器通过传感器和作动器来实现对 APU 的全自动控制^[2]。APU 飞机级控制系统主要包括驾驶舱的人机交互界面和飞机相关系统对 APU 控制器的接口,即 APU 控制板、AP 控制器供电、燃油控制、应急停车、APU 引气、起动/发电、风门控制和指示告警等。本文主要针对 APU 飞机级控制系统的设计进行了研究。




1 APU 飞机级控制系统设计

1.1 APU 控制板

APU 控制板是飞行员进行 APU 控制的人机交互界面,其功能是:向 APU 控制器发出起动和停车

指令。为实现这些功能,APU 控制板通常会发出三个信号给 APU 控制器,分别为 APU 控制器上电信号、APU 起动信号和 APU 停车信号。表 1 给出了三种 APU 控制板类型及采用机型。

表 1 APU 控制板类型及其采用机型

类型	示意图	采用机型
扳扭		B737-600/700/800/900
按钮		A319/320/321
旋钮		B787/ERJ190/ARJ21

如表 1 所示,扳扭和旋钮都是三位开关,由 ON 位发出 APU 控制器上电信号、START 位发出 APU 起动信号、OFF 位发出 APU 停车信号。通常,ON 位和 OFF 位都是常停位;START 位为瞬态位,即当从 ON 位打到 START 位松手后自动弹回 ON 位。

按钮为两位开关, MASTER SW 为交替按压开关, 按下发出 APU 控制器上电信号, 按出发出 APU 停车信号; START 为瞬通按压开关, 按下发出 APU 起动信号, 松开后自动弹出。由于按钮不容易看出是按下还是按出, 通常其上有指示灯来指示状态。MASTER SW 上的 ON 灯亮表示该开关已按下, 发出 APU 控制器上电信号, APU 处于工作中; 灯灭表示已按出, 发出 APU 停车信号, APU 处于停车状态。START 上的 ON 灯亮表示该开关已按过发出 APU 起动信号, APU 处于起动中; 灯灭表示 APU 已起动完毕处于可加载状态 (START 上的 AVAIL 灯亮) 或发生故障 (MASTER SW 上的 FAULT 灯亮)。

1.2 APU 控制器供电

APU 控制器一般采用直流 28V 电源, 而且为了提高供电的可靠性和避免电源切换造成的供电中断, 通常由两个不同的直流汇流条提供电源。如 1.1 节所述, APU 控制器的上电信号形式由不同的开关位来实现, 但所发出的上电信号通常都是 28V 直流信号。由于 APU 正常停车时需要一定时间的冷却运转及相关数据的存储, 通常停车信号的发出并不意味着 APU 控制器停止供电, 而是告知 APU 控制器进入停车逻辑, 在 APU 经冷却运转后完全停车并且控制器完成了相关数据的存储, 然后由控制器自动切断电源。

APU 控制器的上电和断电逻辑的实现形式主要有以下两类:

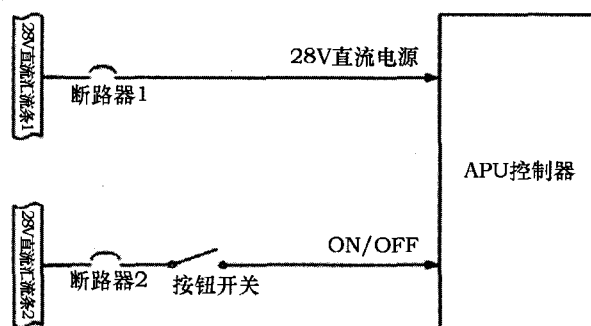
(1) 通过 APU 控制器综合实现: 将上电和断电逻辑的实现综合到 APU 控制器的硬件中, 其原理如图 1(a) 所示。

这种情况下, 按钮开关按下发出 ON 信号, APU 控制器收到此信号后, 由内部电气器件实现 28V DC Power 接口的闭合, 从而实现 APU 控制器上电; 当按钮开关发出 OFF 信号, APU 控制器监控到此信号后, 进入 APU 停车逻辑, 在 APU 经冷却运转后完全停车并且控制器完成了相关数据的存储, 然后 APU 控制器发出指令给内部电气器件切断 28V DC Power, 从而使 APU 控制器处于断电状态。

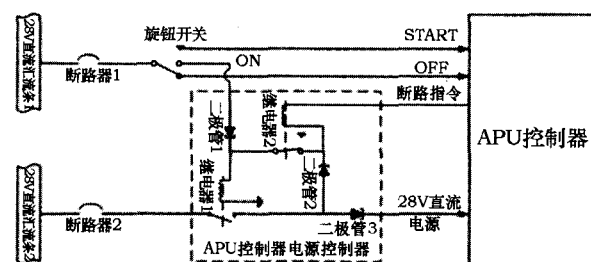
(2) 通过飞机电气器件实现: 上电和断电逻辑的实现由飞机电气器件来组合实现, 其原理如图 1(b) 所示。

这种情况下, 由图中虚线框中的飞机电气器件来实现 APU 控制器的上电和断电逻辑。在最初状态下, Rotary Switch 处于 OFF 位, Relay 1 处于常开状态, Relay 2 处于常闭状态, POWER OFF CMD 处

于 OPEN 状态。当 Rotary Switch 旋至 ON 位时, Relay 1 通电, 使得 Relay 1 处于闭合状态, 28V DC POWER 接通, 实现 APU 控制器的上电; 此时, 由于 Relay 1 的闭合, 使得 Relay 1 可由 28V DC Bus 2 通过 Relay 2 供电接通, 因此即使 Rotary Switch 不在 ON 位 Relay 1 也处于通电闭合状态, 从而保持对 APU 控制器的供电。当 Rotary Switch 旋至 OFF 位时, APU 控制器收到停车指令进入停车逻辑, 在 APU 经冷却运转后完全停车并且控制器完成了相关数据的存储, 然后 APU 控制器经内部电气器件使 POWER OFF CMD 处于 GROUND 状态, Relay 2 通电处于打开状态, 导致 Relay 1 断电处于常开状态, APU 控制器 28V DC POWER 断电, Relay 2 断电处于常闭状态, POWER OFF CMD 处于 OPEN 状态, 使系统回到最初状态。



(1) 按钮



(2) 旋钮

图 1 APU 控制器的上电和断电逻辑的实现

1.3 燃油控制

APU 系统的飞机级燃油控制主要涉及到两个方面, 一是 APU 燃油泵的打开和关闭, 二是飞机 APU 燃油关闭阀的打开和关闭。

APU 燃油泵通常由飞机燃油系统来控制, 驾驶舱燃油系统控制面板上会有控制 APU 燃油泵的开关, 由飞行员手动打开和关闭 APU 燃油泵。

在 APU 燃油泵打开工作时, 由飞机 APU 燃油关闭阀来控制向 APU 系统的供油。飞机 APU 燃油关闭阀的打开可由 APU 控制板发出打开指令, 也可由 APU 控制器发出打开指令。但飞机 APU 燃油关

闭阀的关闭必须由 APU 控制器发出指令来关闭,因为在 APU 正常停车时,APU 要经过一定的空载冷却运转后才可以切断燃油然后停车。由 APU 控制器来实现飞机 APU 燃油关闭阀的打开和关闭的电气原理图如图 2 所示。飞机 APU 燃油关闭阀要求为常闭阀,即 APU 控制器在故障的情况下能保证该阀门的关闭,因此图 2 中初始状态下该阀门是关闭的。图 2 中 Relay 显示的是不通电情况下的状态,此时飞机 APU 燃油关闭阀处于关闭状态。Fuel Control CMD 为 28VDC/OPEN 信号。当 APU 控制器上电自检完毕后,在需要起动 APU 时,APU 控制器发出 28VDC Fuel Control CMD 信号,此时 Relay 通电处于打开状态,28V DC BUS 将电流输入到飞机 APU 燃油关闭阀的 To Open 端口,驱动该阀门打开。当 APU 停车完毕后,APU 控制器发出 OPEN Fuel Control CMD 信号,Relay 断电处于闭合状态,飞机 APU 燃油关闭阀关闭。该设计保证了在 APU 控制器故障或掉电的情况下,Relay 处于断电闭合状态,从而能够保证飞机 APU 燃油关闭阀的关闭,保证 APU 停车。

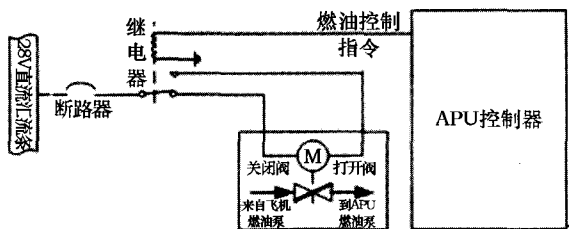


图2 APU 控制器实现飞机 APU 燃油关闭阀的
打开和关闭电气原理图

1.4 应急停车

适航条款 25.1142 明确要求,驾驶舱内必须有关断 APU 的应急设施^[3]。驾驶舱内的 APU 应急停车设施可以通过独立的按钮开关来实现(如 ERJ190、ARJ21 飞机),也可以通过 APU 防火手柄来实现(如 B737、A320 飞机),因为 APU 应急停车会引起 APU 舱着火。本文以 APU 防火手柄实现 APU 应急停车为例进行说明。在 APU 舱着火等应急情况下,APU 防火手柄通常发出两个信号来实现 APU 的应急停车,一个信号发给 APU 控制器,告知 APU 控制器需要应急停车,这种情况下 APU 控制器不经冷却运转而直接进行 APU 停车;另一个信号发给 APU 燃油关闭阀,直接切断该阀来实现 APU 应急停车。图 3 给出了实现 APU 应急停车的电气原理图,图 3 中飞机由 APU 控制板发出指令实现 APU 燃油关闭阀的打开。APU Fire Handle 为两个联动交替

按压开关,一个常闭,一个常开,图3中为正常工作状态。当Rotary Switch从OFF旋至ON时,28V DC POWER接通上电,由APU Fire Handle的常闭开关接地导通,使得Relay 3上电打开,28V DC BUS 3将电流输入到飞机APU燃油关闭阀的To Open端口,驱动该阀门打开。APU正常停车时,APU控制器发出POWER OFF CMD GROUND指令后,28V DC POWER断电,Relay 3断电关闭,28V DC BUS 3将电流输入到飞机APU燃油关闭阀的To Close端口,驱动该阀门关闭。当APU应急停车时,驾驶员手动按下APU Fire Handle,常闭开关打开,Relay 3断电关闭,28V DC BUS 3将电流输入到飞机APU燃油关闭阀的To Close端口,驱动该阀门关闭,实现APU应急停车;同时,常开开关关闭,向APU控制器发出GROUND EMERG STOP应急停车指令,告知APU控制器系统发生应急停车状况,APU控制器不经冷却运转而直接进行APU停车,同时记录下该次应急停车的发生。在APU应急停车情况下,APU控制器在APU停车后发出POWER OFF CMD GROUND指令并保持该指令,使得Relay 2通电处于打开状态;之后当驾驶员手动将Rotary Switch从ON旋至OFF时,Relay 1断电打开,APU控制器断电且POWER OFF CMD指令恢复到OPEN状态,Relay 2断电闭合,APU控制器供电系统恢复到最初状态。只要APU Fire Handle处于应急停车状态,APU将不允许再次起动,直到APU系统应急情况排除,再次按下APU Fire Handle使其恢复到正常工作状态。

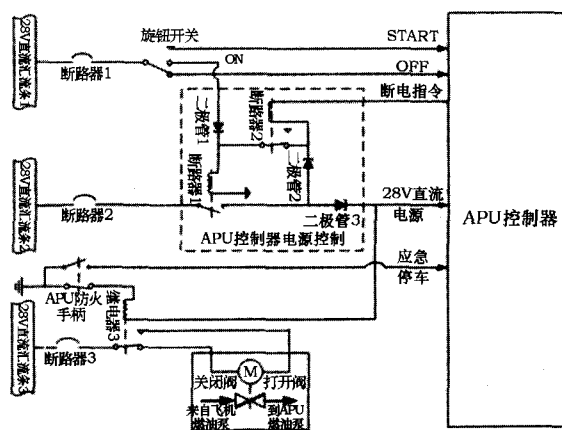


图3 实现APU应急停车的电气原理图

1.5 APU 引气

APU 引气用来为主发动机起动或环控引气提供气源,其引气控制逻辑又有所区别。对于主发动机起动,APU 控制逻辑通常以最大引气状态控制;

而对于环控引气,APU 控制逻辑因环控空调包状态的不同而不同。因此,对于 APU 引气控制,飞机相关系统需提供相应的信号,如表 2 所示,以告知 APU 控制器用气系统所处的状态,APU 控制器据此选择合适的控制逻辑。对于表 2 中所列信号,若是离散信号,可以通过硬线或总线传输;若是连续信号,需通过总线传输。

表 2 飞机相关系统提供给 APU 控制器的引气信号

传输信号	信号说明
APU 引气指令	告知 APU 控制器须从 APU 引气
主发起动指令	告知 APU 控制器引气用于主发动机起动
起动机引气阀关闭	告知 APU 控制器主发动机起动完毕
空调包状态	告知 APU 控制器引气用于环控系统,并给出几个空调包工作
引气流量	告知 APU 控制器环控引气下所需引气流量

1.6 起动/发电

APU 的起动和发电是由起动机和发电机来实现的。早期 APU 的起动机和发电机通常是分离的,即起动机和发电机是两个相互独立的设备。由于起动机和发电机在 APU 的工作过程中所起作用的时间段并不重叠,因此为减轻系统重量,提高起动可靠性,新一代民用飞机(如 B737NG、A350、B787 等)的 APU 通常将起动机和发电机综合为一个设备,在 APU 起动时作为起动机输出机械功率,在 APU 起动后作为发电机输出电功率。对于发电而言,发电量的调节由飞机电源系统来根据需要进行控制,对 APU 而言仅输出发电机驱动功率的大小,通过调节燃油流量来满足功率的输出,因此本文对发电的控制不做研究。

对于 APU 起动,涉及到 APU 起动电源的供给和控制、进气风门的开启和 APU 应急停车等,图 4 给出了 APU 起动控制的电气原理图。当 APU 控制器接收到来自 APU 控制板的 START 指令后,APU 控制器发出指令打开进气风门,在监控到风门打开之后,APU 控制器发出 28V DC START OUTPUT 指令,Relay 1 通电闭合,起动供电 Contactor 闭合,起动电源接通;同时 APU 控制器发出 START ENABLE 指令,通知起动/发电机控制器起动 APU。在 APU

起动完毕后,APU 控制器发出 OPEN START OUTPUT 指令,切断起动电源;同时,APU 控制器撤除 START ENABLE 指令发出 RTL 指令,告知起动/发电机控制器 APU 起动完毕,可进入发电模式。在着火等应急情况下,可通过按下 APU Fire Handle 使得 Relay 2 上电断开,从而使得 Contactor 断电断开而切断起动电源实现起动停止,同时 APU 控制器移除 START ENABLE 指令,发出 OPEN START OUTPUT 指令使得 Relay 1 也断电打开,并记录下该次应急停车。

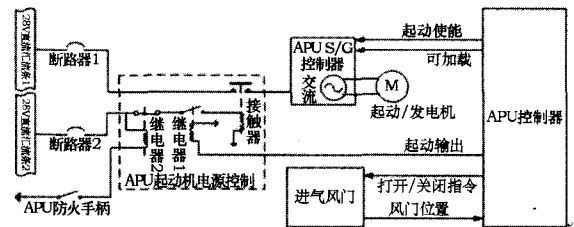


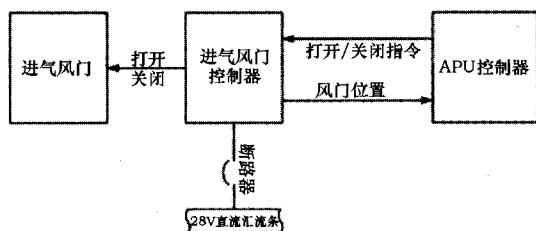
图 4 APU 起动控制电气原理图

1.7 风门控制

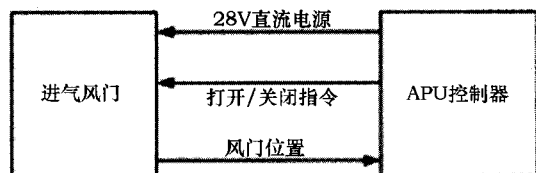
APU 进气风门的控制通常有两种情况,一是由单独的控制器实现,此时由飞机提供电源;二是由 APU 控制器综合实现,此时由 APU 控制器提供电源。两种情况的电气原理图如图 5 所示。对于这两种情况并无本质性的区别,第一种情况适合于风门控制器和 APU 控制器由不同的供应商研制提供,第二种情况适合于风门控制器和 APU 控制器由同一供应商研制提供。对于进气风门的位置传感器的选择也有两种情况,一是位置信号是离散的,只能反馈全开、全关或中间某一位置等有限个风门位置状态;二是位置信号是连续的,能反馈全开、全关和中间任意位置的风门位置状态。为了保证在空中起动 APU 的可靠性,需要实时精确地确定进气风门的位置,因此,选择第二种位置传感器更佳。

1.8 指示告警

APU 的指示告警信息采用人机交互系统,通常在 EICAS(发动机指示和机组告警系统)上显示。通常在 EICAS 主页面上实时指示的 APU 状态参数为转速和 EGT(排气温度)^[4]。在 EICAS 页面上视情显示的告警信息如表 3 所示。另外,也可以设计 APU 系统简图页,如图 6 所示,在需要时通过指令调出该简图页查看 APU 系统状态。对于指示告警信息,不同的飞机有不同的要求,可根据具体情况进行更改。



(1) 单独的控制器实现



(2) 旋钮

图5 APU 进气风门控制电气原理图

表3 APU 系统的告警信息

告警信息	级别	说明
APU 超限	注意	APU 超转或超温
APU 故障	注意	APU 自动停车
APU 滑油压力低	注意	APU 滑油压力低于某一值
APU 风门故障	建议	APU 风门位置不能正确的控制
APU 维护	建议	任何 APU 故障发生
APU 正常停车	状态	APU 发生正常停车
APU 应急停车	注意	APU 发生着火应急停车
APU 滑油温度高	注意	APU 滑油温度高于某一值
APU 起动失败	注意	APU 起动不成功
APU 控制器自检故障	注意	APU 控制器自检故障而无法起动 APU
APU 可加载	状态	APU 起动完毕达到可加载状态
APU 起动中	状态	APU 处于起动过程中

2 其他考虑

对于 APU 飞机级控制系统的设计,还应考虑以下问题:

1)对于 APU 控制器和飞机相关系统间电气信号的实现,可以采用硬线的形式,也可以采用总线的形式。原则是,为保证系统的可靠性,对于关键信号通常采用硬线的形式;而对于非关键信号,为减轻机

身重量,建议采用总线的形式,通过总线传输。另外,在电气信号的具体实现时,还应考虑搭接、屏蔽和电磁防护等要求。

2)由于 APU 系统通常为飞机上第一个开始工作的系统,APU 工作后为飞机提供电源和气源,才能保证飞机上的其他系统相继工作。若在 APU 起动时航电系统尚未工作(如 A320 飞机),此时就要考虑 APU 飞机级控制系统设计应使得 APU 能够盲起,即不需要航电系统提供相关数据的通信而实现 APU 的起动。如驾驶舱 APU 控制板上的状态指示灯的点亮方式,就应该通过硬线而非通过航电系统总线来实现。

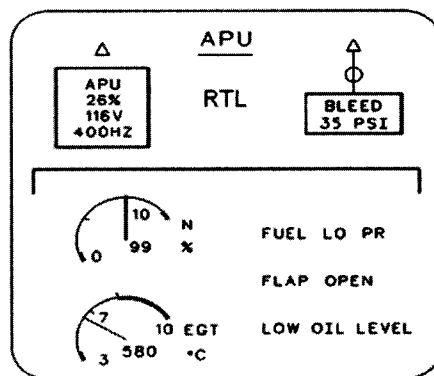


图6 APU 系统简图页

3 结论

本文针对民用飞机 APU 飞机级控制系统的设计进行了相关研究,介绍了 APU 控制板、APU 控制器供电、燃油控制、应急停车、APU 引气、起动/发电、风门控制和指示告警等控制子系统设计时所着重考虑和关注的因素,给出了相应的设计样例,并从功能实现和电气原理的角度进行了详细的分析和说明。本文所开展的研究基本覆盖了 APU 飞机级控制系统设计的各个方面,可为民用飞机 APU 飞机级控制系统的设计提供参考和借鉴。

参考文献:

- [1]《航空发动机设计手册》总编委会. 辅助动力装置及动力机[M]. 北京:航空工业出版社,2007.
- [2]张莹. 辅助动力装置全权限数字电子控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
- [3]中国民用航空局. CCAR-25-R3 运输类飞机适航标准[EB/OL]. 北京:中国民用航空局,1999.
- [4]中国航空工业总公司. HB/Z312-98 飞机燃气涡轮辅助动力装置安装设计指南[S]. 北京:中国航空工业总公司,1998.