

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.01.009

民用客机辅助动力装置本体权衡研究

何敏祥*

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 对两型典型 APU 进行权衡研究, 主要研究 APU 部件、构型、起动发电系统、变速技术、燃油模块和防喘控制, 得到不同本体形式优缺点。民用客机 APU 基本采用离心压气机, 回流式环形燃烧室和轴流涡轮的结构。从动力压气机引气的 APU 体积小、重量轻、可靠性高, 适用于要求重量轻和空间小的支线客机。从负载压气机引气的 APU 油耗低, 引气控制好, 更适用于要求低油耗的干线飞机。与分开设计对比, 起动/发电机一体化具有重量轻、寿命长、可靠性高的优点。采用变速技术的 APU 经济性、环保性更好, 但控制系统和飞机电源系统要求更高, 存在性能裕度不足的风险。采用电机驱动燃油泵, 重量轻、控制精度高, 但控制系统复杂, 燃油流量范围小; APU 燃油消耗量大, 燃油系统参与导叶和防喘阀控制, 一般采用轴驱动燃油泵。从动力压气机引气的 APU, 一般在设定的工作条件下开关防喘阀; 带负载压气机的 APU, 采用流量法来判别。

关键词: 民用客机; 辅助动力装置; 权衡研究

中图分类号: V233

文献标识码: A

OSID:



0 引言

辅助动力装置 (APU) 一般是指飞机主动力装置 (发动机) 之外可独立输出压缩空气或供电的小型燃气涡轮发动机。APU 的功能主要是在地面与空中起动主发动机, 为客舱供气并为各种机载设备提供辅助电源。^[1-2]

APU 本体由 APU 发动机、APU 燃油系统、APU 滑油系统、APU 引气系统、APU 点火系统和起动系统等子系统组成。

通过对两型 APU 权衡研究, 研究 APU 部件、构型、起动发电系统、变速技术、燃油模块和防喘控制, 得到不同本体形式的优缺点。

1 典型 APU

1.1 典型 APU 1

典型 APU 1 (简称 APU 1) 是一台恒速燃气涡轮辅助动力装置。APU 1 采用单级离心式压气机、两级轴流式涡轮、无刷起动/发电机、全权限控制器

(FADEC)、电动燃油驱动泵等, 如图 1 所示。

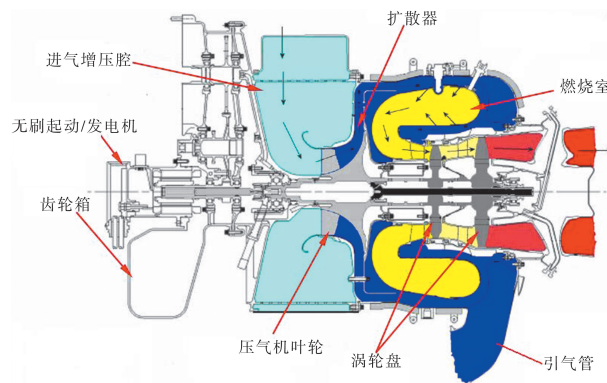


图 1 典型 APU 1 示意图

1.2 典型 APU 2

典型 APU 2 (简称 APU 2) 发动机是一台燃气涡轮机, 由进气腔、压气机、回流式环形燃烧室、涡轮和附件齿轮箱等组件组成, 根据环境和负载不同, APU 2 为变转速变化范围约为 90%~100%, 如图 2 所示。

* 通信作者。E-mail: heminxiang@comac.cc

引用格式: 何敏祥. 民用客机辅助动力装置本体权衡研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(1): 52-59. HE M X. The trade-off research on auxiliary power unit for civil airplanes[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(1): 52-59 (in Chinese).

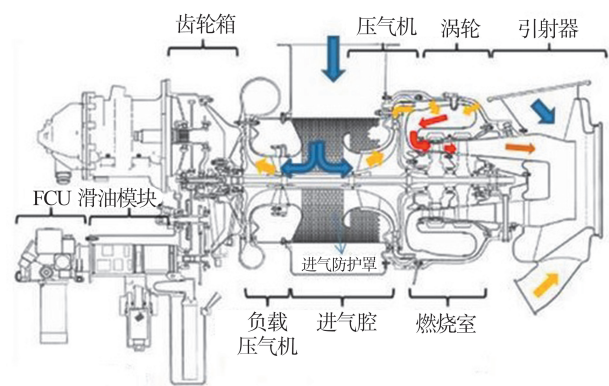


图 2 典型 APU 2 示意图

1.3 APU 对比分析

对比分析 APU 1 和 APU 2,两型 APU 核心机均采用单级离心压气机、回流式环形燃烧室、两级轴流涡轮的构型,主要在引气方式、起动系统、转速控制、燃油模块以及防喘控制存在区别,具体结果见表 1。

表 1 APU 对比分析

序号	项目	APU 1	APU 2	对比
1	压气机	动力段单级离心压气机;不带负载压气机	动力段、负载均为单级离心压气机	不同
2	燃烧室	回流式环形燃烧室	回流式环形燃烧室	相同
3	涡轮	两级轴流	两级轴流	相同
4	引气方式	动力压气机引气	负载压气机引气	不同
5	起动系统	起动系统和发电系统相互分离,有独立的 APU 起动机和发电机和相应的控制器	起动/发电集成一体化,使用起动/发电机实现起动和发电的全功能综合	不同
6	转速控制	恒转速	变转速	不同
7	燃油模块	电机驱动齿轮泵	齿轮箱的轴驱动	不同
8	防喘控制	防喘阀采用电气控制,在设定的条件下打开或关闭防喘阀	防喘阀采用液压(高压燃油)驱动的蝶形阀,流量法来判别喘振	不同

2 权衡研究

2.1 主要部件权衡研究

2.1.1 压气机

离心式压气机具有结构简单、单级增压比高、稳定工作范围大、轴向长度小、制造成本低等优点;轴流压气机具有多级压比高、效率高、迎风面积小的优点。从动力段压气机引气的 APU,受引气温度/压力限制,压气机设计压比较低,一般采用单级离心压气机。从负载压气机引气的 APU,负载压气机受引气限制,采用单级离心压气机。为提高 APU 性能,动力段压气机设计压比更高,采用 1~2 级离心压气机或多级轴流压气机可以满足要求。

APU 安装于飞机短舱内,不受迎风面积影响,权衡考虑离心压气机和轴流压气机的性能、轴向长度、制造成本和可靠性等方面(具体见表 2),APU 动力部分和负载压气机基本采用 1~2 级离心压气机。

表 2 压气机权衡研究

序号	权衡因素	离心压气机	轴流压气机
1	单级压比	大	小
2	多级压气机性能	差	好
3	效率	低	高
4	结构形式	好	差
5	稳定工作范围	好	差
6	高压比时轴向长度	短	长
7	迎风面积	大	小
8	制造成本	低	高
9	可靠性	好	差
10	技术成熟度	好	好

2.1.2 燃烧室

目前 APU 一般采用回流式环形燃烧室,其主要优点为缩短压气机和涡轮转子间的距离,从而缩短转轴的长度,尤其适用于带离心式压气机的发动机;缺点是燃烧室压力损失较大,火焰筒内外环形上的进气明显不对称,燃气导管拐弯处受热冲击严重,并容易积碳或产生裂纹,多适用于功率不大,而轴向长度受严格限制的发动机^[3-4]。APU 安装尺寸空间有限,要求功率较小,因此主要选用此类型燃烧室。

2.1.3 涡轮

向心涡轮有着高落压比、高做功的优势;轴流涡轮有效率高的优点,采用多级轴流涡轮设计。大部分 APU 采用 2~3 级轴流涡轮的方案,效率高,轴向长度短。此外,APU 采用回流式燃烧室,涡轮嵌套于环形燃烧室之中,采用轴流涡轮能使燃烧室燃气流路设计更合理,流动损失更小。向心涡轮和轴流涡轮权衡研究见表 3。

表 3 涡轮权衡研究

序号	权衡因素	向心涡轮	轴流涡轮
1	单级落压比	大	小
2	多级涡轮性能	差	好
3	效率	低	高
4	燃烧室匹配设计	差	好
5	迎风面积	大	小
6	制造成本	低	高
7	技术成熟度	好	好

2.2 构型方案分析

2.2.1 构型方案

用于民用飞机的典型 APU 构型主要有三种构型:从动力段压气机引气的单轴燃气涡轮 APU (APU 1),带负载压气机的单轴燃气涡轮 APU (APU 2)和双轴燃气涡轮 APU^[6]。双轴燃气涡轮 APU 虽然耗油率较低,但其结构形式复杂,可靠性低,且重量也较重,因而应用较少。因此主要对单轴动力压气机引气和单轴负载压气机引气的两种 APU 构型进行权衡研究。

2.2.2 权衡研究

针对从动力段压气机引气的单轴 APU(架构 1)和带负载压气机的单轴 APU(架构 2),从经济性、重量和体积、可靠性、研制周期、技术成熟度和安全性等方面权衡架构 1 和架构 2,具体结果见表 4。

经济上,从动力段压气机引气的架构 1,零组件更少,单发成本低于架构 2。架构 1 直接从动力压气机引气会影响动力部分的工作特性、部件匹配,导致部件工作效率偏低;同时架构 2 的动力段压气机设计不受引气温度、引气压力约束,压气机设计裕度更大,因而架构 2 的耗油率明显低于架构 1。总体来说,架构 1 单发成本更低,架构 2 油耗上有优势。

体积和重量上,架构 1 不带负载压气机,减少了 APU 主轴的长度,从而减小了 APU 的轴向尺寸,体积更小,重量更轻。

可靠性上,架构 1 可靠性更高。架构 2 带负载压气机,结构形式更复杂,降低了 APU 可靠性。此外主轴长度增加,也降低了主轴的刚度,使可靠性下降。

技术成熟度上,架构 1 和架构 2 的 APU 都拥有丰富的研制经验,在民用客机上大量使用,技术成熟度较高。

安全性上,架构 1 和架构 2 的 APU 构型均为成熟产品构型,满足安全性的要求。

表 4 构型权衡研究

序号	权衡因素	单轴动力 压气机引气 (架构 1)	单轴负载 压气机引气 (架构 2)
1	单机成本	低	高
2	性能	差	好
3	引气调节控制	差	好
4	重量	轻	重
5	体积	小	大
6	能量密度	高	低
7	可靠性	好	差
8	技术成熟度	好	好
9	安全性	好	好

综上所述,支线客机具有空间较小、重量较轻、飞行航程短的特点,单轴动力压气机引气的 APU 具有单发成本低、体积小、重量轻、能量密度大、可靠性高的优点,更适合应用于成本低、重量和空间要求更高的支线客机;对于干线飞机,飞机空间大、重量较重、飞行航程长、飞行的燃油成本高,负载压气机引气的 APU 具有油耗低、引气控制好的优点,更适合应用于要求低油耗的干线飞机。

2.3 起动/发电机研究

2.3.1 起动/发电系统概述

APU 1 采用发电机和起动机分离方案,起动机为无刷直流起动机,固定在齿轮箱的前侧传动轴上,由飞机蓄电池供电,电机带转 APU 至 55%转速,后为恒功率方式工作;交流发电机固定在齿轮箱的传动轴上,输出额定功率的交流电。

APU 2 采用起动/发电一体的方案,具有起动发电双功能。起动发电系统由以下构成:APU 起动发电机、起动发电机控制器和起动电源组件。在起动模式中电机在发电模式下工作;由起动功率变换器向电机供电,主发电机励磁绕组由变换器进行供电,使得 APU 发动机点火成功;在发电模式,输出一定功率的交流电^[7-8]。

2.3.2 权衡研究

1) 飞机级影响

APU 2 把 APU 的起动发电机一体,起动系统、控制系统和共享的滑油系统综合在一起减少了装配时间。

2) APU 影响

图 3 是 APU 起动发电机与起动机之间的起动效能比较。采用起动发电机能够提供恒定的起动力矩驱动 APU 到 70% 的转速,提高 APU 起动成功率,特别是冷起动能力,而且还减少恶劣环境(如高海拔、低温)下的起动时间,提高 APU 起动可靠性,采用起动发电机可以降低 APU 涡轮前温度从而延长 APU 寿命。

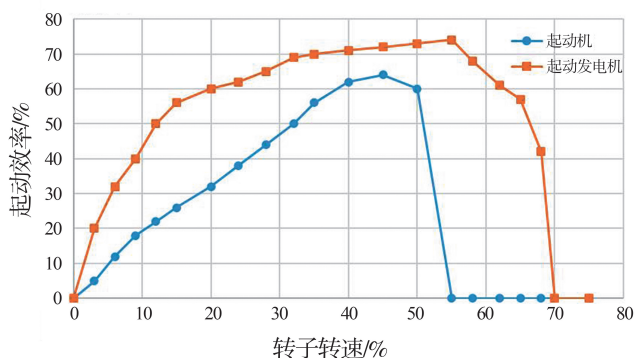


图 3 起动发电机与起动机的起动对比。

3) 电源系统

a) 从配电系统到 APU 起动发电机使用高压电,可以降低电缆重量;

b) 起动发电机励磁电流较小,可以大大延长电池寿命;

c) 减少了电源系统航线可更换单元等部件数量。

4) 重量

起动发电机集成,对应的控制器同样集成为一个起动发电机控制器,减少一个起动/发电控制器、此外,电源系统电缆重量降低,因而可以减少 APU

重量。

5) 可靠性

131-9 系列 APU 的 131-9[A] 用于空客 A320 系列,起动和发电分开;131-9[B] 用于波音 737NG 系列,集成了起动发电机和引射冷却。

a) 起动和发电分开:131-9[A],平均修理间隔时间 7 500 h;

b) 起动和发电一体:131-9[B],平均修理间隔时间 13 000 h。

由于起动发电系统极大的改善了 APU 热端部件的可靠性,某型 APU 集成起动发电机能够增加 APU 寿命 2 000~4 000 飞行小时。

2.4 恒速和变速技术权衡研究

2.4.1 变速技术说明

APU 采用变速技术,根据环境条件和飞机需求的变化改变 APU 的转速以优化其运行性能。例如,在热天情况下,当环控系统对 APU 的引气功率要求较高时,为满足环控系统要求,APU 维持在 100% 转速以提供最大的引气流量;在标准天情况下,当环控系统的需求降低时,APU 维持在一个较低的转速即可满足环控系统的需求。

以霍尼韦尔公司 131-9[C9C] 型 APU 为例,分别从 APU 系统层面和飞机层面权衡研究 APU 变速技术的影响。

2.4.2 对 APU 的影响

变速技术主要影响 APU 的燃油消耗和排放,APU 需根据环境条件和飞机需求的变化改变 APU 的转速以优化其运行性能,故对 APU 的控制系统要求更高。目前变速控制技术非常成熟,无技术风险。

1) APU 燃油消耗影响

根据霍尼韦尔公司的工程经验数据,对比分析 131-9[C9C] APU 采用变速技术和未采用变速技术时,各个任务循环下燃油消耗量。任务循环较全面地覆盖了 APU 可能的运行情况,反应了 APU 的典型工作状态。

采用变速技术后,在地面工作情况下且气温较低时,APU 转速降低,燃油消耗量明显减小;在空中及地面温度较高时,由于转速维持不变,燃油消耗量保持不变。综合分析,采用变速技术的 APU 可以较大地降低燃油消耗量。

2) APU 排放影响

海平面标准天情况下,APU 采用变速技术和未

采用变速技术时的排放水平进行对比。对于设计有低排放燃烧室的 131-9[C9C] APU,当采用变速技术后,APU 排出的污染物中的 CO 和 UHC 含量基本不变,而 NO_x 含量则减少了约 17%。可见,变速技术有助于减少 APU 污染物的排放。

3) APU 性能影响

APU 采用变速技术,要求 APU 根据环境条件和飞机需求调整转速以优化其运行性能,因而其控制系统更加复杂。在地面等工况下,APU 转速降低使性能匹配裕度小,在和负载用户系统匹配时,存在因匹配偏离而导致裕度不足的风险。

2.4.3 对飞机的影响

在飞机层面,变速技术主要影响飞机电源系统的发电频率,继而影响用电设备的使用。目前 APU 变速技术已经在波音 787、A350 等飞机上应用,技术成熟,风险很小。

1) 对飞机电源系统的影响

采用变速技术后,APU 发电机频率的变化范围满足 Mil-Std-704F 规定的变频电源所允许的频率变化范围,超出恒频电源所允许的频率变化范围,造成对频率敏感的负载无法正常工作。飞机需要采用变频电源系统,APU 才可以应用变速技术。

2) 对地面用电设备的影响

对于地面用电设备,一般要求电源频率变化不能太大。如地面保障设备正常工作时要求电源频率变化范围不能超过 390 ~ 410 Hz (RTCA DO-160F)。APU 采用变速技术后,由于 APU 发电频率过宽,将无法与利用 APU 供电的地面用电设备兼容。需在地面维护时给 APU 发出恒速运转的指令,使 APU 在应用变速技术的情况下仍然可以工作在恒速模式,满足 RTCA DO-160F 标准和地面用电设备的用电需求。

2.4.4 权衡研究

通过以上分析,得到以下结论,具体见表 5。

1) APU 采用变速技术,可以降低燃油消耗量,减少 NO_x 排放量,同时提高 APU 的性能,降低运行成本。

2) APU 采用变速技术,对控制系统要求更高,控制系统设计更复杂;性能匹配裕度小,在和负载用户系统匹配时,存在因匹配偏离而导致裕度不足的风险。

3) APU 采用变速技术后,将超过规定的恒频

电源所允许的频率变化范围,只有在飞机采用变频电源系统时,APU 才可以应用变速技术。

4) 在地面维护时,APU 需要工作在恒速模式以满足地面用电设备的用电需求。

5) APU 变速技术已经在波音 787、A350 等飞机上应用,技术成熟,风险很小。

表 5 恒转速和变速权衡研究

序号	权衡因素	恒速	变速
1	耗油率	高	低
2	环保性	差	好
3	性能裕度	大	小
4	控制系统要求	低	高
5	飞机电源要求	低	高
6	技术成熟度	好	好

2.5 燃油模块权衡研究

2.5.1 APU 1 燃油模块

APU 1 的燃油模块安装在齿轮箱组件的右侧,由燃油过滤器、燃油压力传感器、电机驱动的齿轮泵、燃油电磁阀及流量分配器组成,如图 4 所示。

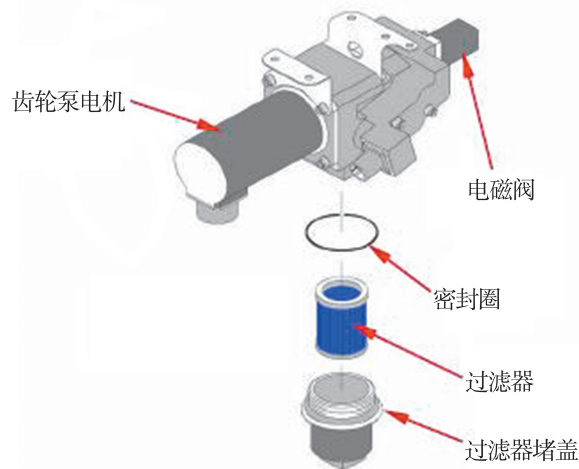


图 4 APU 燃油模块

燃油模块内的齿轮泵由 28 VDC 的无刷电机驱动,无刷电机由 FADEC 通过起动电机控制器控制。无刷电机的速度是可调节的从而维持发动机燃油流量的要求。当燃油压力太大时,燃油泵泄压活门可以打开旁路使一部分燃油到燃油泵的进口。

2.5.2 APU 2 燃油模块

APU 2 的燃油控制单元由进口燃油滤、燃油泵、高压燃油滤、泵释压阀、作动器压力调节器、测量模

块、流量计分解器、燃油关闭螺线管、压差调节器、温度传感器和流量计增压阀等主要部件组成,如图 5 所示,具有燃油过滤、燃油增压、压力调节、燃油测量和燃油切断等功能。

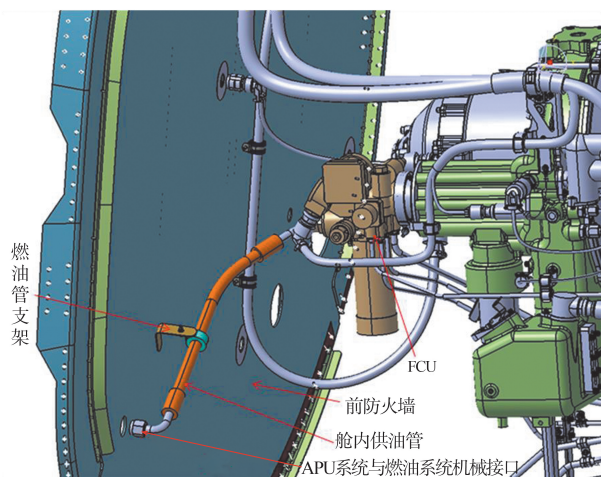


图 5 APU 燃油模块

燃油泵为齿轮泵,由齿轮箱的轴驱动,输出高压燃油。泵释压阀用于保持出口燃油压力,同时可以通过旁路系统将多余的燃油返回到燃油滤进口,在该过程中,燃油吸收燃油泵产生的热量,可对燃油滤进口的燃油进行加热,防止燃油在燃油滤处结冰。高压燃油滤对燃油泵出口的燃油进行过滤,防止燃油污染。在高压燃油滤后,燃油分为两路,一路为 APU 燃烧室提供燃油,另外一路为负载压气机导向叶片作动器和防喘控制阀作动器提供液压源。

2.5.3 权衡研究

APU 1 采用电机驱动燃油泵,燃油泵转速与 APU 转速无关,通过调整电机和燃油泵的转速,实现 APU 按需求供应燃油,无需回油或回油较少。减少功率的浪费,解决了油温高的问题,减少额外的冷却系统、传动结构和相应的润滑系统,大幅减轻了系统的重量,降低了系统的复杂性,提高了发动机主机的可靠性^[9]。采用电机驱动燃油泵的劣势主要有:电机可靠性、功率密度和响应速度需要提高,还需要满足转速测量、流量测量和控制精度高及流量变化范围宽等要求。为满足电机驱动燃油泵燃油控制精度要求,需要同时控制电机和燃油泵转速,APU 1 采用起动电机控制器,根据燃油流量需求控制电机转速,使控制系统的复杂性增加。

APU 2 燃油泵为齿轮泵,由齿轮箱的轴驱动,燃

油泵的转速与发动机转速直接关联,在某些飞行状况下,燃油泵所提供的供油量大于 APU 所需的油量,燃油需要重新回油,APU 燃油附件、传动结构和润滑系统更加复杂,重量大、可靠性及效率偏低。

如表 4 所示,采用电机驱动燃油泵具有重量轻,附件系统复杂性降低,APU 发动机可靠性好的优点。目前电机驱动燃油泵的技术难点为:小型轻量化的变流量电动燃油泵和高精度可控步进电机,增加的电机控制也使 APU 控制系统更复杂。此外受电机驱动功率的限制,对燃油流量变化范围宽度有一定的要求。

APU 2 不带导叶控制装置、不使用燃油系统进行防喘控制,同时飞机提取功率小,燃油消耗量低,电机功率满足 APU 使用要求,燃油泵直接由无刷电机驱动。

APU 1 提取功率和燃油消耗量较大,同时导叶控制和防喘阀控制使用 APU 燃油控制,燃油系统功率要求更大。如果采用电机驱动,燃油泵及导叶控制盒防喘阀均需要采用驱动电机,APU 系统的可靠性降低,因而 APU 采用直接由齿轮箱的轴驱动。

2.6 防喘控制分析

2.6.1 APU 1 防喘控制

采用动力段压气机引气系统,压气机喘振裕度一般设计较大,一般该类型 APU 在引气时,控制防喘阀一直处于关闭状态,当退出引气时,则打开防喘阀。APU 1 采用在设定的工作条件下打开或关闭防喘阀,主要特点如下:

- 1) 从动力段压气机引气,动力段压气机设计喘振裕度较大;
- 2) 防喘阀采用电气控制;
- 3) 不进行喘振判别,在设定的进口压力、负载等工作条件下打开或关闭防喘阀。

2.6.2 APU 2 防喘控制

一般带负载离心压气机的 APU,普遍采用流量法来判别喘振^[10]。APU 2 通过采集负载压气机出口 PT 和 ΔP ,当 $\Delta P/PT < K$ 时,控制器将控制防喘阀动作,释放多余的空气量,使负载压气机远离喘振边界。负载压气机的防喘控制可采用基于安全边界的流量平衡,当引气流量小于安全边界流量时,FADEC 控制防喘阀打开释放掉压气机出口多余气量,降低负载压气机出口压力,防止负载压气机越过喘振边界;当引气流量小于或等于安全边界

流量时,防喘阀保持不动。负载压气机防喘阀作动器则采用电液伺服防喘控制阀,控制器控制力矩马达调节进入作动筒的高压油,实现防喘阀的打开和关闭,高压液压源由燃油调节器提供。主要特点如下:

1) 从负载压气机引气,负载压气机设计喘振裕度相对较小;

2) 防喘阀采用液压(高压燃油)驱动的蝶形阀;

3) 采用流量法来判别喘振,在引气流量过小或者不引气时,将防喘控制阀控制在一个合适的位置以确保有适当的空气流量,防止 APU 负载压气机喘振。

3 结论

通过对 APU 1 和 APU 2 进行对比研究,得到两型 APU 本体形式的优点和缺点。

1) 民用客机 APU 基本采用离心压气机+回流式环形燃烧室+多级轴流涡轮的形式。

2) 从动力压气机引气的 APU 更适合应用于成本低且重量和空间要求更高的支线客机;从负载压气机引气的 APU 燃油消耗低、使用寿命长,更适合应用于要求低油耗的大飞机。

3) 与起动机和发电机分开设计相比,起动/发电机一体化具有重量轻、寿命长、可靠性高的优点。

4) APU 采用变速技术后,经济性、环保性更好,但对 APU 控制系统和飞机电源系统要求更高,同时也存在性能裕度不足的风险。

5) 采用电机驱动燃油模块内齿轮泵重量轻、控制精度好,但控制系统更复杂,燃油流量变化范围较小,APU 可靠性受电机限制;燃油消耗量大的

APU,同时燃油系统用于导叶控制和防喘阀控制,由齿轮箱的轴驱动可提供足够的功率。

6) 一般从动力段压气机引气的 APU,采用在设定的工作条件下打开或关闭防喘阀;带负载压气机的 APU,采用流量法来判别喘振。

参考文献:

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册:第 13 册 动力装置系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2006.
- [2] 尚义. 航空燃气涡轮发动机[M]. 北京:航空工业出版社,1995.
- [3] 李东杰. 大型民机辅助动力装置关键技术[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. [S.l.:s.n.],2007.
- [4] 《世界中小型航空发动机手册》编委会. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2006:392~393.
- [5] 冯大庸. 航空发动机设计手册:第 14 册 辅助动力装置及起动机[M]. 北京:航空工业出版社,2000:109~113.
- [6] 李博. 民用飞机辅助动力装置性能分析与选型考虑[J]. 装备制造技术,2015(7):71-73,77.
- [7] 孙振华. 民用飞机辅助动力装置起动电气系统研究[J]. 民用飞机设计与研究,2013(2):45-47,52.
- [8] 杨恒辉,白洁,赵刚. 辅助动力装置控制技术研究[J]. 航空计算技术,2023,53(1):118-122.
- [9] MORIOKA N, OYORI H. Fuel pump system configuration for the more electric engine;SAE Technical Paper 2011-01-2563[R]. [S.l.:s.n.],2011.
- [10] 苏三买,常博博,刘铁庚. 辅助动力装置喘振控制方法[J]. 航空动力学报,2011,26(9):2095-2010.

作者简介

何敏祥 男,硕士,工程师。主要研究方向:APU 总体。E-mail:heminxiang@comac.cc

The trade-off research on auxiliary power unit for civil airplanes

HE Minxiang *

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

Abstract: This paper conducts a trade-off study on the two typical APU, mainly studying APU components, configuration, starting generator system, variable speed technology, fuel module and anti-surge control, to obtain the advantages and disadvantages of different body forms. Generally, the civil airliner APU adopts a structure of centrifugal compressor, reversed-flow type annular chamber and axial flow turbines. The APU bleeding air from the power compressor is small, light and high reliability, and is suitable for regional passenger planes that require small and light. The APU bleeding air from the load compressor has characteristics of low fuel consumption, good bleed air control, making it more suitable for large aircraft that requires low fuel consumption. Compared to the starter and generator separately, the APU integrated design starter/generator system had the advantages of light weight, longer service life, and higher reliability. The use of variable speed technology was more economical and more environmentally friendly, but it needed frequency conversion power and better control system to meet aircraft requirement. There was a risk of insufficient performance margin. Using a motor driven gear wheel pump, it was lightweight and had high control accuracy, but the control system was more complex and the fuel flow range was small. The APU required high fuel consumption, and the fuel system was involved in control guide vane and anti-surge, usually using a shaft driven pump. The APU bleeding air from the power compressor usually switches on and off the anti surge valve under specific working conditions. The APU bleeding air from the loaded compressor will be identified by compressor flow.

Keywords: civil aircraft; auxiliary power plant; trade off research

* Corresponding author. E-mail: heminxiang@comac.cc