

APU 进气系统安装典型设计 细节的研究

Study on Typical Design Detail for APU Inlet System Installation

孟凡力¹ 刘岩东¹ 刘媛媛¹ 宋 崎² / Meng Fanli¹ Liu Yandong¹ Liu Yuanyuan¹ Song Qi²

(1. 中航沈飞民用飞机有限责任公司, 沈阳 110000; 2. 沈阳航空航天大学, 沈阳 110136)

(1. AVIC SAC Commercial Aircraft Company Limited, Shenyang 110000, China;

2. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

摘 要:

辅助动力装置(Auxiliary Power Unit,以下简称 APU)是民用飞机的重要系统,其安装设计对于 APU 的功能、性能、安全性、可靠性、可维修性等具有很大的影响。重点研究 APU 的进气系统安装设计,对设计细节导致的典型问题进行分析,并给出推荐性解决方案,对于民机 APU 的安装设计具有一定的指导作用和实用价值。

关键词:APU;进气系统;设计细节

中图分类号:V228.7

文献标识码:A

[Abstract] Auxiliary Power Unit (APU) is an important system in commercial aircraft, and the installation design is critical to APU function, performance, safety, reliability, maintainability. This paper studies on the installation design of APU inlet system. The typical issues resulted from design detail are analyzed, and recommendable design solutions are given. The paper has certain guidance meaning and practical value for commercial aircraft APU installation design.

[Key words] APU; inlet system; design detail

0 引言

辅助动力装置(Auxiliary Power Unit,以下简称 APU)是利用输出气源和轴功率来起动主发动机,并用来发电和为机载空调提供气源的装置。APU 实际上是一种小型的燃气涡轮发动机,它有自己的压气机、燃烧室、涡轮和各个系统,而且很多 APU 都是从燃气涡轮发动机衍生发展而来的。随着现代飞机变得越来越大,越来越复杂,电子、电气设备越来越多,致使用气量和用电量亦越来越大,从而使得现代飞机越发需要和依赖 APU^[1]。20 世纪 60 年代,APU 被引入飞机设计中。有了 APU 所提供的动力,飞机取消了对地面电源车、起动车和空调车的依赖;飞机在起飞过程中,发动机功率可全部用于加速和爬升,从而改善了起飞性能;飞机着陆后

关闭主发动机,由 APU 提供电源照明和调节客舱温度,可节省燃油、降低机场噪声^[2]。

APU 的安装设计会影响到 APU 的功能、性能、安全性、可靠性及可维修性等,由美国汽车工程师协会(SAE)出版的 SAE AIR 4204《飞机辅助动力装置安装设计指南》^[3],对 APU 系统安装提供了指导方法,但典型的设计细节仍会导致制造、装配、运营期间的问题,本文以某机型 APU 进气系统的技术性经验教训为基础,重点讨论除提高抗疲劳能力之外的典型设计细节及推荐性的设计方案。

1 APU 类型

根据美国联邦航空局技术标准规定 TSO - C77^[4],APU 划分为两种类型,即 1 类 APU 和 2 类 APU,其都要满足:

(1)一般要求,如额定和工作限制、材料、耐久性、载荷、可达性等;

(2)设计和构造要求,如安全性、防火、进气、润滑、排气、冷却、转子包容等;

(3)型号验证要求,如标定试验、耐久性试验、拆卸检查、超速试验、超温试验等。

此外,1类APU具有额外的附加要求,如防冰、防止外来物吸入、自动停车限制、点火系统检查维修间隔等。

2 进气系统

2.1 安装设计要求

APU进气系统的主要功能是为APU压气机提供气体和APU舱的通风冷却,满足APU各种工作条件所需的空气流量,并且对压力恢复具有一定的限制。进气口的位置通常要保证避免吸入外来物、废气、流体等。进气管道压力比排气管道的压力大,为防止APU风车转动导致APU磨损和滑油消耗,通常设置密封的进气门布置在飞机右侧,远离登机门。此外,进气系统应考虑降噪、排液、破冰等功能。

2.2 典型设计细节

(1)进气门安装

进气门作动器的两端接头,即与固定支座、摇臂连杆的连接采用孔-孔配合的形式,若设计不当,则会导致装配过程中的不协调。通常作动器的两端应该采用球面轴承,并在行程长度方向设置调整措施,从而有效解决装配中的调整问题,典型的作动器安装如图1所示。

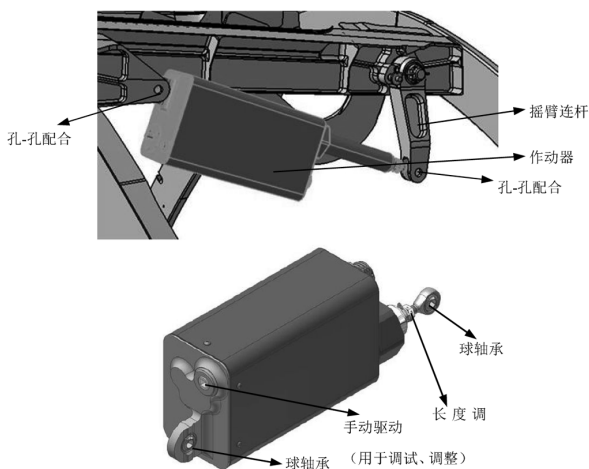


图1 进气门作动器安装

对于检测进气门打开位置的传感器,通常使用旋转差动传感器(Rotary Variable Differential Transformer,简称RVDT),而不使用电位计,比较而言,RVDT的可靠性、准确性更高,进气门的调试也更简单。在设计过程中,RVDT包括两种安装形式——分离式和整体式,整体式是将RVDT集成到作动器内部,分离式是将RVDT作为一个独立的航线可更换件(Line Replaceable Unit,简称LRU),其优缺点比较见表1。

表1 整体式和分离式RVDT优缺点比较

整体式		分离式	
优点	缺点	优点	缺点
准确性高; 无需额外的环境密封; 仅通过作动器长度进行调试,无需机上调试。	隐性失效可能性高; 当RVDT失效,需更换整个作动器; 增加作动器安装空间。	隐性失效可能性低; RVDT可单独更换。	独立的RVDT作为LRU需安装和调试; 准确性低; 需考虑环境影响; 重量增加。

进气门结构应合理设计,门本体通常应采用整体机加形式,而不采用钣金件,主要原因是钣金进气门本体会导致制造、安装和调试困难。此外,由某机型研制经验得知,某些情况下进气门在静态条件下的调试并不能满足飞行中的动态情况,因此,应在首飞试验中确定静态和动态条件下的数据,并确认满足APU的性能要求。典型的门本体和顶盖结构如图2所示,需要指出的是门本体和顶盖之间应具有良好的电搭接,根据闪电防护要求确定紧固件数量。

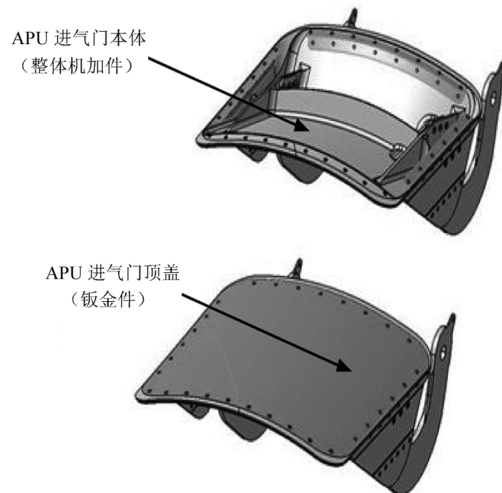


图2 APU进气门结构

(2) 进气道安装

进气道的设计和安装应满足 CCAR/FAR 25.1103 条款,进气道的选材应是防火的,且不会在高温下产生有毒气体。为满足 APU 性能,其气动外形应避免急剧转弯,并能承受各状态下内外部压力和温度,如 APU 喘振、噪声能量、回火、温度变化等。为防止 APU 振动传递,进气道与 APU 集气室之间采用柔性连接。

为使 APU 进气道安装和拆卸方便,通常要设置工艺分离面,如图 3 所示,因此界面连接处会产生间隙、阶差等,影响进气流,进而影响 APU 性能。在设计过程中,应合理设定间隙、阶差以及轮廓度公差,气动表面质量的经验值见表 2,仅供参考,必要时需进行 CFD 分析或试验,以确认合理值并满足 APU 的性能要求。

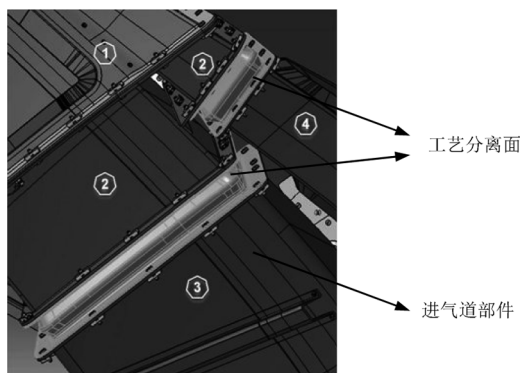


图 3 APU 进气道结构

表 2 气动表面质量推荐

	1.02mm
	$\pm 1.0\text{mm}$
	1.5 mm max
轮廓度公差	$\pm 1.0\text{mm}$

为满足民用飞机噪声设计要求,在后服务门和 APU 进气口周边的最大噪声水平都有一定的限制,

通常 APU 进气道会采用蜂窝夹层结构进行降噪处理,解决蜂窝结构的吸湿问题是重要的设计考虑要素。虽然使用经验表明,APU 进气道的水分可以在较高温度和管道内高速气流综合作用下降低不良影响,但仍需采取必要的防护设计措施。典型的解决方案是进气道的形状应保证不存在低点以防止液体聚集,设置排液措施,防止吸湿同时也避免了可燃液体聚集到危险状态。此外,进气道产品应进行相关的环境鉴定试验,即符合美国航空无线电技术委员会制定的 RTCA-DO160^[5] 的相关要求,包括第 6 章(湿热)和第 10 章(防水性),从而确定其在寿命周期内不会发生性能降级或失效。

此外,APU 进气系统的安装,在设计中应考虑人的因素,可参见 MIL-STD-1472^[6],进行必要的可达性、可维修性分析,以保证部件安装、拆卸、维修简单,从而减少操作人员的劳动强度并降低维修成本。

3 结论

本文对 APU 进气系统典型安装设计细节进行了阐述,其设计应包含很多其他设计要求,例如材料选择、接口载荷、振动、E3 问题、回火、互换性/可替换性、快速更换(QEC)等要求。总之,在系统安装设计过程中应综合考虑各设计要素,一些要求往往相互制约甚至矛盾,在方案选择和确定时进行合理的权衡研究。此外,应注重产品外场使用过程中的数据积累和问题反馈,以不断提高和改进设计细节。

参考文献:

- [1] 金中平. 辅助动力装置及其标准发展综述[J]. 航空标准化与质量, 1998(4):19-22.
- [2] 孙立. APU 技术进展和维修现状[J]. 航空维修与工程, 2009(2):22-24.
- [3] SAE AIR4204, Commercial Aircraft Auxiliary Power Unit Installations[S].
- [4] TSO-C77b. Gas Turbine Auxiliary Power Units[S].
- [5] RTCA-DO160. Environmental Conditions & Test Procedures for Airborne Electronic/Electrical Equipment and Instruments[S].
- [6] MIL-STD-1472. Human Engineering[S].