

# 辅助动力装置系统空中 起动设计和验证

## Design and Certification of Auxiliary Power Unit System In-flight Starting

章 弘 常 红 / Zhang Hong Chang Hong

(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(Auxiliary Power Unit,简称APU)系统空中起动设计和验证共涉及APU本体研制、APU系统进排气冲压恢复计算分析、APU系统进排气和APU本体性能匹配计算分析、APU系统进气风门设计、进气风门气动载荷计算分析、进气风门作动机构设计、进气风门控制逻辑设计、本体起动控制逻辑设计、冲压恢复测量试飞、适航验证试验试飞等内容,这对飞机主制造商的系统集成能力和适航验证能力提出了很高要求。APU系统空中起动设计直接影响系统起动性能和起动包线,对某型飞机的辅助动力装置系统空中起动设计和验证进行了介绍,在型号研制经验的基础上,对APU系统空中起动设计和验证流程和方法进行总结,对后续型号研制具有较强的指导性。

**关键词:**辅助动力装置;空中起动;设计和验证

**中图分类号:**V228

**文献标识码:**A

[Abstract] Auxiliary Power Unit (APU) system in-flight starting design and certification involve APU development, APU system inlet and exhaust ram recovery analysis, APU inlet/exhaust impact on APU performance analysis, APU inlet door design, inlet door aerodynamic load analysis, inlet door actuation mechanism design, inlet door control logic design, APU starting control logic design, ram recovery flight test, certification flight test. APU system in-flight starting design has an impact on APU performance and in-flight starting envelope. This paper presents a design of Auxiliary Power Unit system in-flight starting. Based on the development and research experience, it summarizes the APU system design and certification process and method. It is a good reference to other aircraft model development.

[Key words] auxiliary power unit; in-flight starting; design and certification

## 0 引言

民用运输机辅助动力装置(Auxiliary Power Unit,简称APU)系统空中起动性能直接影响辅助动力装置系统空中起动包线(高度,速度包线),进而影响飞机性能指标。运输类飞机适航标准(CCAR-25)明确要求辅助动力装置系统空中起动的高度和速度包线必须建立并验证。APU系统空中起动设计和验证共涉及APU本体研制、APU系统进排气冲

压恢复计算分析、APU系统进排气和APU本体性能匹配计算分析、APU系统进气风门设计、进气风门气动载荷计算分析、进气风门作动机构设计、进气风门控制逻辑设计、本体起动控制逻辑设计、冲压恢复测量试飞、适航验证试验试飞等内容,这对于飞机主制造商的系统集成能力和适航验证能力提出了很高要求。目前,国外已经完全掌握了民用运输机飞机APU系统设计和验证技术,国内在某民用运输机型号上首次按国际适航标准进行了APU系

统空中起动设计和验证,提高了设计水平和适航安全性,取得了较好成果。

本文对某民用运输机的 APU 系统空中起动设计和验证工作进行了总结,明确了设计要求,设计方法和设计流程;并在型号研制经验的基础上,对 APU 系统空中起动设计和验证进行总结,对后续型号研制具有较强的指导性。

## 1 APU 系统空中起动设计和验证要求

在进行 APU 系统空中起动设计和验证时,首先要尽可能地把设计输入或设计和验证要求进行全面考虑、收集并逐条明确,这样才能避免后面的设计验证工作反复。APU 空中起动的设计验证要求主要来自飞机总体的设计目标和适航条款,APU 系统空中起动具体设计和验证要求如下:

(1) 飞机设计研制单位根据飞机总体设计目标和要求,提出 APU 系统起动包线要求。

(2) 按运输类飞机适航标准 CCAR-25 中第 25.903(e) 条款,对于基本型辅助动力装置,APU 系统空中起动的高度和速度包线必须建立并验证;在建立和验证 APU 空中起动的高度和速度包线时,必须考虑冷浸透的影响。基本型辅助动力装置(Essential Auxiliary Power Unit)是指在空中紧急情况下,必须使用辅助动力装置的引气或发电功能,即辅助动力装置影响飞机的派遣,这样的辅助动力装置被称为基本型辅助动力装置。

(3) 根据双发延程运行适航的要求,对于有双发延程运行要求的民用飞机,APU 系统起动包线必须和飞机运行包线一致。双发延程运行(Extended Range Operation with two-Engine Airplanes,简称 ETOPS)是指在标准条件静止大气中,以经批准的一台发动机不工作的巡航速度,到达合适机场的飞行时间超过 60 min 的飞行。

如果飞机设计研制单位把 APU 定义为非基本型辅助动力装置,可不按上述设计要求进行 APU 系统研制。

## 2 APU 系统空中起动设计与验证流程和方法

在型号研制的基础上,对 APU 系统空中起动设计和验证工作进行了总结,明确了设计验证流程和方法,设计和验证流程如图 1 所示。

方法,设计和验证流程如图 1 所示。

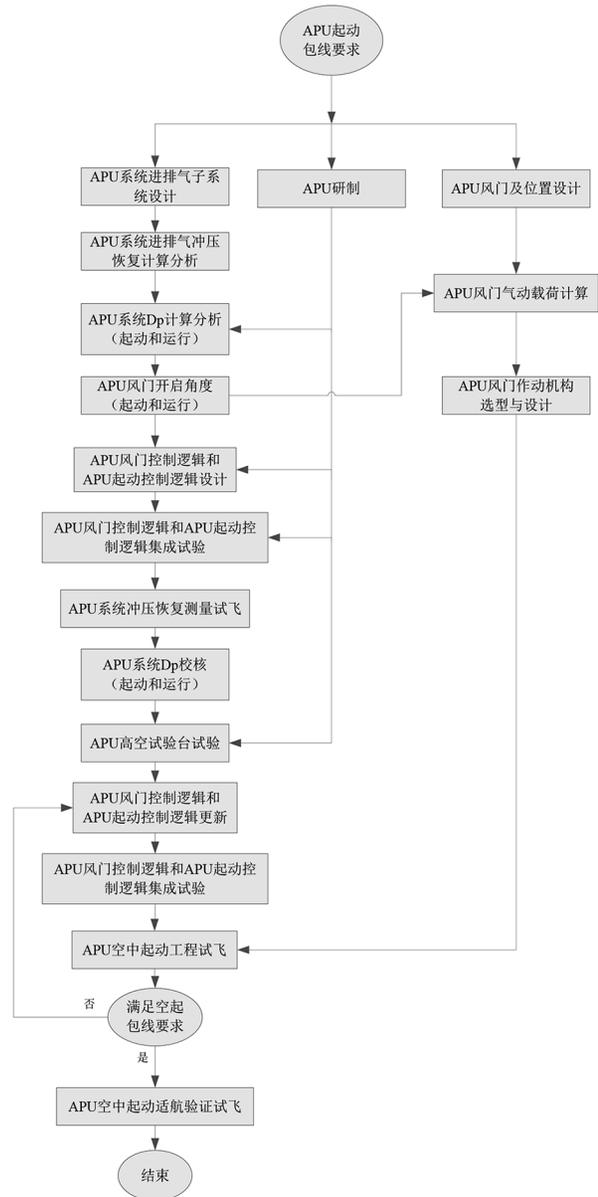


图 1 APU 系统空中起动设计和验证流程

### 2.1 APU 系统空中起动设计

APU 系统空中起动设计主要包括以下内容:

- (1) 飞机设计研制单位提出 APU 系统起动包线要求;
- (2) APU 研制单位依据飞机设计研制单位提出的起动包线要求,开展 APU 研制;
- (3) 飞机设计研制单位开展 APU 系统进气风门及风门位置设计;
- (4) 飞机设计研制单位开展 APU 系统进气道和排气子系统设计;
- (5) 飞机设计研制单位开展 APU 系统进排气冲

压恢复计算分析;

(6) 飞机设计研制单位开展 APU 系统进气总压和排气静压差的计算分析;

(7) 飞机设计研制单位和 APU 研制单位联合定义 APU 系统风门开启角度;

(8) 飞机设计研制单位开展 APU 系统进气风门气动载荷计算分析;

(9) 飞机设计研制单位开展 APU 系统进气风门作动机构选型与设计;

(10) 飞机设计研制单位和 APU 研制单位联合定义 APU 系统风门控制逻辑。

## 2.2 APU 系统空中起动验证

2.2.1 APU 系统空中起动验证主要包括以下内容:

1) APU 研制单位进行 APU 系统风门控制逻辑和置起动控制逻辑集成试验;

2) 飞机设计研制单位进行辅助动力装置系统冲压恢复测量试飞;

3) 飞机设计研制单位进行 APU 系统冲压恢复和进排气压差校核;

4) APU 研制单位进行 APU 高空试验台试验;

5) APU 研制单位进行 APU 系统风门控制逻辑和 APU 起动控制逻辑更新;

6) APU 研制单位进行 APU 系统风门控制逻辑和 APU 起动控制逻辑集成试验;

7) 飞机设计研制单位进行 APU 系统地面起动工程试验和空中起动工程试飞;

8) 飞机设计研制单位进行 APU 系统地面起动适航验证试验和空中起动适航验证试飞。

(1) 适航验证试验要求和如下:

i. APU 系统装机后,当系统构型为取证构型或构型偏离不影响 APU 系统起动适航验证试验时,应采用机上地面试验和飞行试验进行符合性验证;

ii. 适航验证试验需按相关适航管理程序进行;

iii. 试验应测量相关参数,并选取关键参数作为试验判据;

iv. 选取飞行试验飞行状态。

(2) 飞行试验高度应按飞行包线、APU 工作包线和 APU 起动包线边界选取,一般按 5 000ft 梯次选取试验高度。飞行速度应包括飞行包线的小速度和大速度边界。典型试验飞行包线如图 2 和图 3 所示。典型的飞行试验安排如表 1 所示。试验条件

应充分考虑各种构型组合及临界状态。

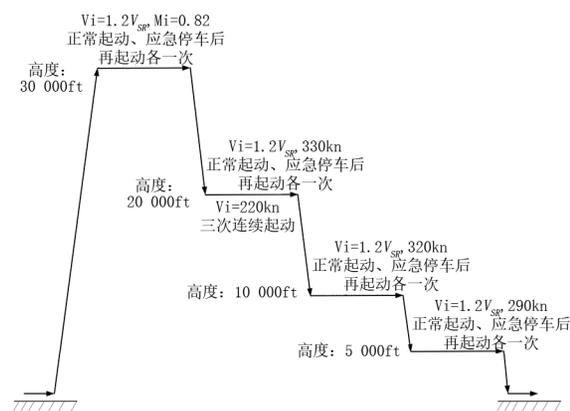


图 2 进气风门正常情况下飞行试验包线

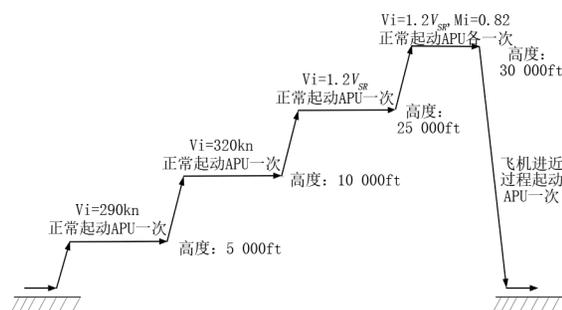


图 3 进气风门全开状态下飞行试验包线

表 1 APU 系统空中起动试飞安排

序号	试验状态	高度 (ft)	速度	备注
1	进气风门正常状态下	5 000、10 000、20 000、30 000	$1.2V_{SR}$	$V_{SR}$ 为失速速度; $V_{MO}$ 为最大速度
2		5 000、10 000、20 000、30 000	$V_{MO}$	
3		20 000	按要求	连续三次起动
4	进气风门全开状态下	25 000、30 000	$1.2V_{SR}$	
5		5 000、10 000、30 000	$V_{MO}$	
6		进近过程	按要求	

(3) 在进行 APU 系统空中起动工程试飞和适航验证试飞时,要对 APU 系统进行冷浸透,冷浸透的时间为一个标准航程时间,需要对 APU 涡轮后温度 (Exhaust Gas Temperature, 简称 EGT) 或滑油温度进行监控,EGT 温度或滑油温度稳定即可。

## 3 结论

APU 空中起动设计和验证涉及专业领域较多, (下转第 81 页)

损伤拟切除区域的尺寸,修理区域的排钉图案,紧固件的类型、直径,补片的大小、材料和厚度等。主要目的就是给波音一个相对完整的参考方案,以便能够尽早得到最终的修理方案。

4) 提出修理偏差。在制作修理预案时,如果发现部分紧固件的间距超出一般修理要求,或修理补片的边缘不远处有大的开口,比如舱门,则应当把这种类似的数据信息一次性报告给波音,以避免对波音方案的反复修改而影响到飞机定检的整体进度。在得到波音批复的最终修理方案后,就可以进行修理了。

## 5 结论

只有熟知各种损伤的定义和性质,在损伤处理时才能做出正确、快速的判断。有时多种损伤是混

杂出现在某一区域内的,这种情况下就要进行更仔细的分析 and 辨别,对于的确没有允许限制或修理依据的损伤,可以咨询波音获取维修方案或直接更换部件。总之,绝对不允许对损伤超标的飞机放行,对于损伤的结构应当在第一时间内进行评估和修复,从最大程度上保证飞机的安全。

### 参考文献:

- [1] B737-CL/NG Structure Repair Manual SRM51-10-02 [S].
- [2] Airframe and Powerplant Mechanics - Airframe Handbook AC65-15A.
- [3] Aircraft Structural Repair for Engineers-Part I [S]. Boeing.

(上接第 77 页)

表 1 方案 A、B 各指标对比

	方案 A	方案 B
迎角传感器纵向特性	高线性、零下洗	高线性、下洗稳定
迎角传感器对侧滑角敏感度	对侧滑角过于敏感,超过规定要求	读数受侧滑角影响较小,满足规定要求
静压纵向稳定性	波动幅度略大	波动幅度较小
静压横向稳定性	静压波动合理	静压波动合理

从表 1 中的比较结果可以看出,对于该型号民用飞机的迎角传感器及静压探测器的布局选位,方案 B 的各项指标均满足相关要求,在迎角传感器的纵向特性、对侧滑角敏感性及静压纵向稳定性等指标上均优于方案 A。

## 5 结论

本文主要介绍了通过 CFD 计算及风洞试验验证

的方式对某型号的民用飞机的迎角传感器及静压探测器布局方案的设计及验证过程。经过对试验结果的比较分析,选出了在气动上更合理的方案,为型号的设计研发提供了重要的依据。而 CFD 计算结合风洞试验验证的方法也可以为类似的气动问题提供借鉴。

### 参考文献:

- [1] 赵克良,周峰,张森. 民用飞机攻角传感器安装定位研究[J]. 空气动力学学报,2015,33:420-426.
- [2] HB6763-93. 攻角和侧滑角系统的安装[S]. 航空工业标准,1996.
- [3] 汤黄华. 攻角传感器的安装与校准[J]. 洪都科技,1994,2:1-7.
- [4] 席敬泽,张辉. 对某型号民用飞机迎角传感器安装位置的研究[J]. 科技创新导报,2011,29:44-45,47.

(上接第 47 页)

必须确保设计和验证流程中的每一环节准确无误,才能保证最终的 APU 空中起动设计与验证能力能满足性能指标要求。本文在型号研制经验的基础上,对 APU 系统空中起动集成设计与验证流程和方法进行了总结,有利于提升 APU 系统空中起动集成设计和验证能力。

### 参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [2] AC25-7C Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes[S].
- [3] AC120-42B Extended Range Operation with Two-engine Airplanes[S].