

民用飞机辅助动力装置安装系统的静强度设计

张 绪 郭晓宁

(中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200232)

摘 要 介绍了民用飞机辅助动力装置安装系统静强度设计的适航标准要求和设计载荷。以某型飞机辅助动力装置安装系统静强度设计为例,介绍了辅助动力装置安装系统的静强度分析和试验验证方法。安装拉杆的试验应力值和理论应力值的对比分析表明对安装系统的理论分析方法保守,其设计满足静强度要求和适航条款要求。

关键词 辅助动力装置 安装系统 载荷 静强度

中图法分类号 V233.62; **文献标志码** A

辅助动力装置(Auxiliary Power Unit, 以下简称APU)是现代民用飞机的重要组成系统,它一般安装于飞机后机身尾锥区域,是一个独立的小型涡轮动力装置。其作用为:在地面时,为飞机的照明等系统提供电力,为空气管理系统和发动机起动提供引气;在飞行过程中当主发动机停车后,为主发动机再起提供引气和辅助电源。

APU 安装系统一般设计为杆系结构,它将 APU 固定于飞机机身结构上,并将其产生的载荷传递至机身结构。其强度设计需满足静强度设计要求、疲劳和损伤容限要求,应能承受在飞机的设计使用周期内 APU 可能遇到的最大载荷,且不发生有害永久变形。

1 APU 安装系统静强度设计的适航要求

为获得适航当局颁发的适航证以进入市场,民用飞机在设计过程中需要满足适航标准的规定。民用飞机 APU 安装系统的静强度设计需要符合 FAR(《美国联邦适航规章》)25 部^[1]/CS(《欧洲适航规章》)25 部^[2]/CCAR(《中国民用航空规章》)25

部《运输类飞机适航标准》^[3]中的以下条款。

- (1) 25.303 安全系数;
- (2) 25.305 强度和变形;
- (3) 25.307 结构符合性的证明;
- (4) 25.361 发动机扭矩;
- (5) 25.363 发动机和辅助动力装置支架的侧向载荷;
- (6) 25.371 陀螺载荷;
- (7) 25.561 应急着陆情况总则。

2 APU 安装系统静强度设计载荷

APU 安装系统静强度设计所需的载荷包括:飞机设计载荷(含飞行载荷、地面载荷和动载荷)、应急着陆载荷、发动机扭矩、陀螺载荷、侧向载荷以及 MEFBO(Main Engine Fan Blade Out)载荷等。

2.1 飞机设计载荷

飞机设计载荷包括飞行载荷、地面载荷和动载荷。在飞机设计过程中,载荷专业会计算得到飞行载荷包线、地面载荷包线和动载荷包线,这些载荷包线将指示出飞机航向某一站位处在全机坐标系中各个坐标轴方向过载的最大、最小值。随飞机设计的不断深入和更新,这些载荷包线值也将随之逐轮更新。

2011年7月29日收到,8月9日修改

第一作者简介:张 绪(1986—),助理工程师,研究方向:系统强度设计。

2.2 应急着陆载荷

根据 FAR/CS/CCAR25. 561^[1-3] 条款要求,轻度撞损应急着陆过程中,在辅助动力装置相对于周围结构产生以下的极限惯性载荷系数时,其应能被安装系统固定:

- (a) 向上:3.0;
- (b) 向前:9.0;
- (c) 侧向:3.0;
- (d) 向下:6.0;
- (e) 向后:1.5。

2.3 发动机扭矩

根据 FAR/CS/CCAR25. 361^[1-3] 条款要求,对于 APU,APU 架及其支承结构必须设计成能承受下列每一种载荷:

(a) 由于故障或结构损坏(例如压气机卡住)造成 APU 发动机突然停车所产生的发动机限制扭矩载荷;

(b) APU 最大加速所产生的发动机限制扭矩载荷。

2.4 侧向载荷

根据 FAR/CS/CCAR25. 363^[1-3] 条款要求,APU 支架及其支撑结构必须按横向限制载荷系数(作为作用于 APU 支架上的侧向载荷)进行设计,此系数至少等于由偏航情况得到的最大载荷系数,但不小于 1.33。

2.5 陀螺载荷

根据 FAR/CS/CCAR25. 371^[1-3] 条款要求,APU 支承结构必须按飞行机动、突风、着陆等规定情况产生的包括陀螺载荷在内的载荷进行设计,且 APU 处于与该情况相应的最大转速。

高速旋转物体的自转轴被迫在空间改变方向时,就会产生陀螺力矩,出现陀螺效应。假设陀螺以角速度 ω 绕其自转轴 Oz 转动(该运动称为自转),同时其自转轴 Oz 又以角速度 Ω 绕固定轴 Ox 转动(该运动称为进动),设陀螺绕其自转轴的转动惯量为 I_z ,则陀螺作用于其施力体上的陀螺力矩^[4]为:

$$M = I_z \omega \Omega \quad (1)$$

动着陆过程中,APU 将对其安装系统产生明显的陀螺力矩,此时由于飞机的俯仰,在 APU 重心处将产生绕飞机侧向轴的角速度,APU 发动机的自转轴沿飞机航向,则其自转角速度绕飞机航向轴,此时 APU 对其安装支架产生的陀螺力矩为绕飞机垂向轴的力矩,计算公式为:

$$M_y = I \vec{\omega}_{APU} \vec{\omega}_s \quad (2)$$

式(2)中 M_y 为 APU 对其安装支架产生的绕飞机垂向轴的陀螺力矩,方向由右手准则确定; I 为 APU 绕其自转轴的转动惯量; $\vec{\omega}_{APU}$ 为 APU 绕其自转轴的角速度; $\vec{\omega}_s$ 为 APU 重心处绕飞机侧向轴的转动角速度。

2.6 MEFBO 载荷

MEFBO(Main Engine Fan Blade Out)载荷,为飞机主发动机风扇叶片脱落时产生的载荷。主发动机叶片脱落时将产生一个短期振动载荷,该振动将由发动机与机身连接界面处传递至 APU 重心处。在主发动机风扇叶片脱落后,发动机停机,此时在气流作用下,发动机风扇叶片持续转动,将在发动机与机身连接处产生一个振动载荷,称之为风车载荷,该振动载荷也将传递至 APU 重心处。在传递至 APU 重心处的 MEFBO 载荷和风车载荷作用下,APU 安装系统应能固定住 APU,防止其脱落。

3 APU 安装系统的静强度校核及试验验证

APU 安装系统通常设计为杆系结构,一般分为两种形式:一种为 6 根拉杆组成的静定结构,一种为多于 6 根拉杆组成的超静定结构。在静定拉杆系统中,断掉 1 根拉杆后,安装系统将失去稳定,无法有效固定 APU。在超静定拉杆系统中,断掉 1 根拉杆后,安装系统仍为稳定结构,APU 仍能被有效固定在安装位置上,但该种设计形式将增加系统重量和安装精度要求。APU 安装系统设计成静定结构或是超静定结构,受多种设计因素影响,一般在设计初期通过对比分析来确定。APU 安装系统静强度校核的主要校核对象和校核要点如表 1 所示。

表 1 APU 安装系统强度校核对象和校核要点

校核对象	校核要点
安装拉杆	拉杆所受拉应力 < 抗拉强度; 所受压力 < 压稳临界值
与机身机构连接的拉杆支座	支座应力 < 抗拉强度
拉杆与支座、APU 连接处紧固件	剪力 × 接头系数 < 螺栓剪切许用值; 弯曲应力 × 接头系数 < 螺栓材料抗拉强度
连接拉杆与支座或 APU 单/双耳耳片	耳孔所受拉力 × 接头系数 < 拉伸许用值; 耳孔挤压应力 × 接头系数 < 挤压许用值
拉杆支座与机身结构连接紧固件及紧固件孔	剪力 × 接头系数 < 剪切许用值; 拉力 × 接头系数 < 拉伸许用值; 紧固件孔挤压应力 × 接头系数 < 挤压许用值

某型飞机 APU 安装系统是由 7 根拉杆组成的超静定杆系结构。现以该型飞机 APU 安装系统为例,说明 APU 安装系统静强度校核的分析方法,计算其在第 2 节所述的各种设计载荷下是否满足静强度设计要求;并将该型 APU 安装系统符合性验证试验的试验结果与理论分析结果进行比较,以验证对安装系统的理论分析方法是否可信以及是否符合适航条款。

3.1 强度校核

某型飞机 APU 安装系统如图 1 所示。该安装系统是由 7 根拉杆组成的超静定系统,由拉杆、单双耳接头、连接到 APU 或机体结构上的支座以及隔振器组成。7 根拉杆都位于 APU 的同侧,将 APU 与左侧机身结构连接(顺航向看)。

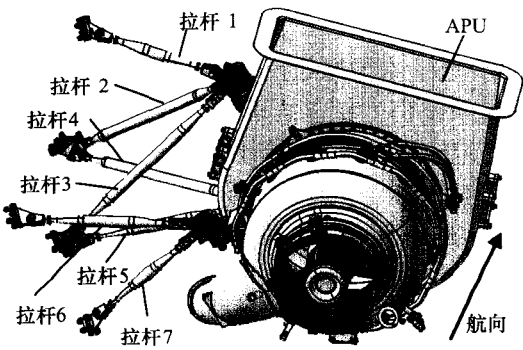


图 1 某型飞机 APU 及其安装系统图示

该型 APU 安装系统各零件所采用的材料及其力学性能如表 2 所示。

表 2 某型飞机 APU 安装系统所用材料及其力学性能表

材料牌号及状态	使用部位	抗拉强度 /MPa	弹性模量 /GPa
不锈钢 321(无缝固溶)管材	拉杆	724	
不锈钢 17-4PH-H1025 板材	双耳	1 068	200
不锈钢 17-4PH-H900 板材	衬套	1 309	

根据本文第 2 节所述 APU 安装系统设计载荷,选取 APU 极限惯性载荷的严重工况,如表 3 所示。本文进行分析时选用的坐标系规定如下:以飞机对称平面与机身构造水平面交线为 Y 轴,指向机尾为 Y 轴正向;Z 轴垂直于机身构造水平面,向上为正;按右手定则,X 轴向左为正。

表 3 APU 极限惯性载荷严重工况

工况	惯性载荷/N			扭矩 / (N · mm)	陀螺力矩 / (N · mm)
	F_x	F_y	F_z	M_y	M_z
1	0	-389	-4 612	-	-12 718
2	0	-2 841	-4 030	-	-6 147
3	0	2 536	-6 963	-	-5 442
4	0	-1 077	-11 868	-	6 228
5	0	-198	3 375	-	-4 112
6	0	-1 098	-1 834	-	392 232
7	0	6.947	-4 984	-	-22 857
8	0	21 347	0	-	-
9	3 857	0	0	-	-
10	-3 857	0	0	-	-
11	0	-115 707	0	-	-
12	0	0	3 857	-	-
13	0	0	-7 714	-	-
14	-	-	-	-1 582 420	-

利用 MSC. Patran/Nastran 有限元模拟软件,对 APU 安装系统建立有限元模型,如图 2 所示。其中

利用 Rod 单元模拟拉杆,用 Shell 单元模拟拉杆与机身框的连接接头,利用 Bush 单元模拟减震器的刚度,利用大刚度梁单元模拟由 APU 重心到拉杆系统的载荷传递。在接头与机身框的连接平面上建立局部分析坐标系,对接头与机身框连接处对应的节点,约束其三个方向的平动位移。将各工况下的载荷施加于 APU 重心对应的节点上,利用计算得到的内力对安装系统各零件进行强度校核,得到各计算工况下的最大受力和最小安全裕度(安全裕度 = 许用值/(安全系数 × 设计值)^[5]),对于零件本体,安全系数取 1.0;对于紧固件连接处,安全系数取 1.15^[1-3],如表 4 所示。

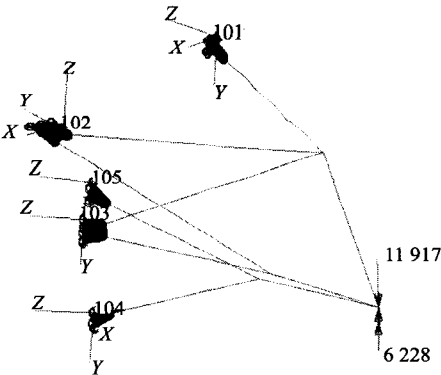


图 2 某型 APU 安装系统有限元模型图示

由安全裕度值可知,APU 安装系统各零件安全系数均大于 0,满足静强度设计要求。

3.2 试验验证

为表明该型 APU 安装系统符合适航标准,对其进行了符合性验证试验。在试验中,利用一个 APU 假件模拟真实 APU 的重量和重心,按照真实飞机设计状态下的安装情况,将 APU 安装系统与 APU 假件连接。由表 4 可知,APU 安装系统各零件在工况 4 和工况 11 下受力较严重,具有较小的安全裕度,因此取这两个工况作为试验工况,在假件加载接头上施加相应载荷。试验中在安装拉杆表面靠近杆端位置处,沿环向均匀贴 4 个单向应变片。

表 4 APU 安装系统安全裕度计算表

校核对象	工况代号	受载形式	安全裕度
支座	4	VonMises	1.14
拉杆	4	拉伸	6.78
	11	压缩	1.1
拉杆与接头连接螺栓	11	双剪	3.7
	11	弯曲	0.24
拉杆与减震器连接螺栓	11	双剪	4.99
	11	弯曲	0.74
单孔双耳	4	拉伸	4.48
	11	挤压	2.25
双孔双耳	4	拉伸	6.75
	11	挤压	3.36
接头耳孔	4	拉伸	3.2
接头与结构连接 螺栓及螺栓孔	11	单剪	3.94
	4	拉伸	2.58

将试验测得的应变值转化为应力,与有限元计算得到的拉杆理论应力值进行比较。

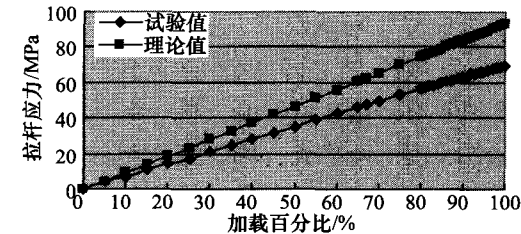


图 2 试验工况 4 下,拉杆 1 试验应力与理论应力值对比

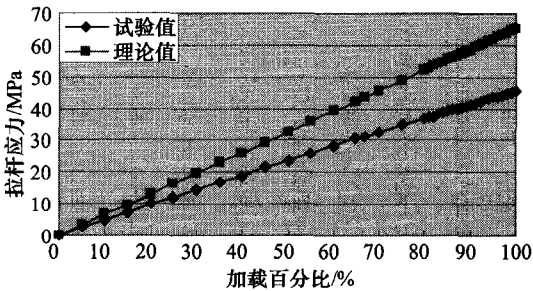


图 3 试验工况 4 下,拉杆 6 试验应力与理论应力值对比

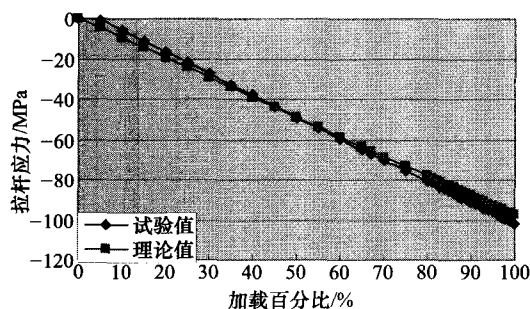


图4 试验工况 11 下,拉杆 4 试验应力与理论应力值对比

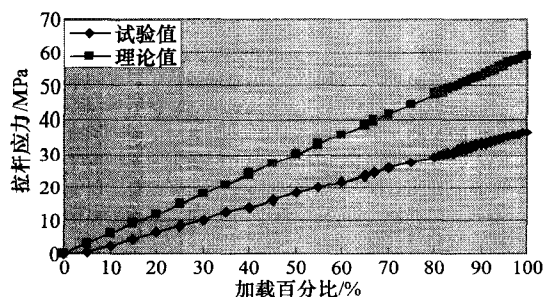


图5 试验工况 11 下,拉杆 6 试验应力与理论应力值对比

图2—图5列出了两个极限载荷试验工况下,受力较大的两根拉杆其试验应力值与理论应力值的结果比较。比较图3—图6可知:除试验工况 11 下拉杆 4 的试验应力值与理论应力值接近外,拉杆试验应力值低于理论计算值,说明理论计算方法偏保守,

理论分析可信。试验加载至 100% 极限载荷时,APU 安装系统无破坏,说明该型 APU 安装系统满足静强度要求,且符合适航条款。

4 结论

本文以某型飞机辅助动力装置安装系统的静强度校核为例说明了民机辅助动力装置安装系统的静强度设计要求及校核、验证方法。某型飞机辅助动力装置安装系统中拉杆的试验应力和理论应力的分析对比值表明其设计满足静强度要求,符合适航条款。

参 考 文 献

- 1 Federal Aviation Administration. FAR25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. 2008
- 2 European Aviation Safety Agency. CS25. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. 2011
- 3 中国民航总局. CCAR25—R3. 中国民用航空规章第 25 部—运输类飞机适航标准. 2001
- 4 和兴锁, 支希哲, 刘小洋. 理论力学. 西安: 西北工业大学出版社, 2001: 266—269
- 5 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 9—《载荷、强度和刚度》. 北京: 航空工业出版社, 2001

Static Strength Design of Auxiliary Power Unit Mounting System in Commercial Aircrafts

ZHANG Xu, GUO Xiao-ning

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, P. R. China)

[Abstract] Certification requirements and static design loads of Auxiliary Power Unit (APU) mounting system in commercial aircrafts are introduced. An APU mounting system is taken as an example to explain static strength analysis and certification tests methods. Comparison of test stress values of mounting rods with theoretical computation values shows that the theoretical analysis method of APU mounting system is conservative and the design meets the certification and static strength requirements.

[Key words] Auxiliary Power Unit (APU) mounting system load static strength