

# 通用飞机全尺寸疲劳验证试验技术

范瑞娟\*, 王新波, 杨剑锋

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:**全尺寸疲劳验证试验是新型通用飞机取得单机适航证的前提条件,是飞机服役后持续适航的重要保障。本文以“小鹰”-500 飞机的全尺寸疲劳验证试验为例,从适航条例 CCAR-23.572 条款的要求出发,对“小鹰”-500 飞机的全尺寸疲劳验证试验技术做以全面总结,给出了一套行之有效的编谱方法、试验方法,为今后同类飞机的疲劳验证试验提供参考和借鉴。

**关键词:**通用飞机;全尺寸飞机结构;疲劳试验;载荷谱

**中图分类号:** V 216.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1007-5453 (2016) 06-0057-05

飞机结构的全尺寸疲劳验证试验是继全机静力试验之后又一项大难度地面验证试验。对新研制的通用飞机进行全尺寸疲劳验证试验既是适航条例的要求,也是对飞机结构设计采用疲劳与损伤容限设计准则及分析评定的验证,意义十分重大。

“小鹰”-500 飞机是国内自行研制的第一架 4~5 座级通用飞机,它的结构特点是重量轻、蒙皮薄、框架少,属于轻小型薄壁结构飞机,此类型飞机的全尺寸疲劳试验在国内是首例。从疲劳试验方案的制定、载荷谱的编制、试验大纲的编制、试验机安装、直到试验的顺利完成,完全在适航的全程监控下,按照适航条款和适航管理流程进行。在没有先例的情况下,通过技术攻关,摸索了一套行之有效的编谱方法、试验方法,为今后国内通用类飞机的全尺寸疲劳试验积累了比较成功的经验。

## 1 疲劳验证试验规划

在飞机研制的初期,按照适航要求,制定符合性验证规划,在缺少该类飞机疲劳验证试验规划经验的情况下,既要满足适航条款要求,又要充分考虑通用飞机疲劳试验周期和成本,的确是个难题。根据对 CCAR23.572 条款<sup>[1]</sup>“机翼、尾翼和相连接结构”的解读,条款要求对那些破坏后可能引起灾难性后果的机翼、尾翼及其贯穿结构和连接结构的部件的强度、细节设计及制造,必须进行疲劳评定。“小鹰”-500 飞

机结构疲劳评定采用疲劳试验验证为主、分析验证为辅的方法,对条款中明确要求的部位主要采用试验验证,而其余部位采用分析验证的方法。验证试验规划了机翼及其连接结构疲劳试验和平尾及其连接结构疲劳试验。

对结构其余部位的疲劳评定规划如下:

(1) 考虑到机翼、尾翼及其连接试验需要机身结构提供支持,试验件设计时带有机身 1 框~10 框结构,这样既能够使关键连接部位支持边界真实,同时机身与机翼连接区域结构以及 7 框以前的大部分机身结构可以随同机翼疲劳试验一同考核;机身与平尾的连接区域结构可以随同平尾疲劳试验一同考核。

(2) 垂尾结构受载较小,参考国外同类飞机结构疲劳验证规划与经验,不进行垂尾结构疲劳试验,采用分析的方法进行评定。

(3) 根据对 23.572 条款的理解,条款中没有对起落架结构的疲劳评定做出特别的要求,考虑到机翼疲劳试验的地面载荷需要通过起落架施加,机翼疲劳试验起落架采用了真实装机件,这样起落架本体及其与机体的连接结构能随同机翼疲劳试验得到一定程度的考核,再结合分析的方法,对起落架结构进行疲劳评定。

依据适航要求,借鉴国外经验,根据“小鹰”-500 飞机结构特点,制定验证试验规划,简化了试验规模,能够满足适航条款要求,得到了适航当局的批准。

收稿日期: 2016-03-07      退修日期: 2016-04-08      录用日期: 2016-04-11

\* 通讯作者. Tel: 029-86832309      E-mail: fanruijuan2903@163.com

**引用格式:** FAN Ruijuan, WANG Xinbo, YANG Jianfeng. Technique of the full-scale fatigue verification test for general aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (06): 57-61. 范瑞娟,王新波,杨剑锋. 通用飞机全尺寸疲劳验证试验技术 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (06): 57-61.

## 2 疲劳试验件及其支持概况

“小鹰”-500 飞机全尺寸疲劳试验分机翼疲劳试验和平尾疲劳试验 2 项试验进行。

### (1) 机翼疲劳试验件

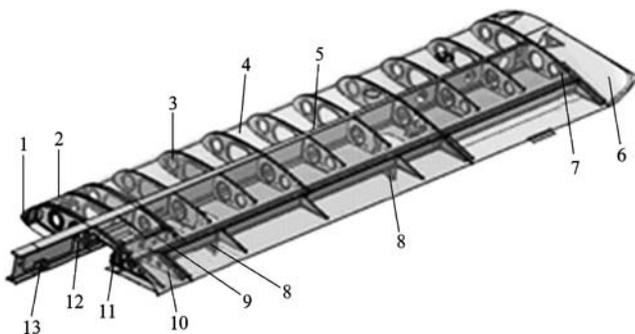
机翼及连接结构疲劳试验件由左、右整机翼(包括左右主起落架)和 1 框~7 框机身结构(包括前起落架、发动机及发动机架)组成。其中,主起落架机轮、前起落架机轮、发动机为假件。试验件在机身 7 框安装于专门设计的试验支持夹具上,试验支持夹具固定在地轨立柱上,试验件安装如图 1 所示。



图 1 机翼疲劳试验安装图

Fig.1 The installation of the wing for fatigue test

机翼为等弦长张臂式下单翼、单梁结构,机翼由主梁、前后辅助短梁、翼肋、蒙皮等铆接而成的机翼盒段和翼尖组成,单侧机翼结构如图 2 所示。疲劳试验关键考核部位为机翼主梁及主梁对接区、机翼主梁与机身 3 框对接区,前后辅助梁及其连接、主起落架连接区等为次要考核部位。



注:1. 翼身对接前接头,2. 前载助梁,3. 翼肋,4. 蒙皮,5. 主梁,6. 翼尖,7. 别翼支臂,8. 橡翼支臂,9. 后梁,10. 后小肋,11. 翼身对接后接头,12. 翼身对接主接头,13. 主起作幼筒接头

图 2 机翼结构

Fig.2 Wing structure

### (2) 尾翼疲劳试验件

尾翼疲劳试验件由一副全翼展的平尾、机身 7 框~10 框结构组成。试验件在机身 7 框安装于专门设计的试验支

持夹具上,试验支持夹具固定在地轨立柱上,试验件安装如图 3 所示。



图 3 尾翼疲劳试验安装图

Fig.3 The installation of the tail for fatigue test

水平尾翼为全动式双梁矩形结构,整个平尾左右对称。水平尾翼是由前梁、后梁、20 个肋(左右各 10 个)、蒙皮以及调整片组成,如图 4 所示。疲劳试验关键考核部位为平尾与机身连接的悬挂接头、操纵系统接头,前后梁及蒙皮为次要考核部位。

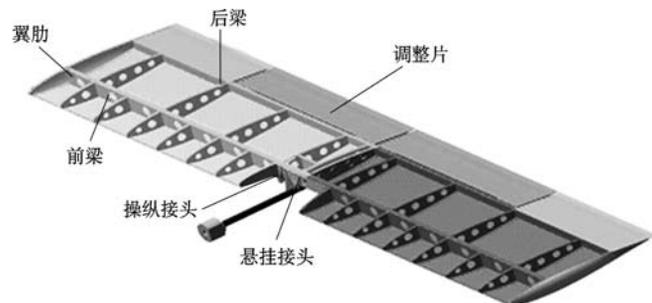


图 4 平尾结构

Fig.4 Horizontal tail structure

## 3 试验载荷谱

载荷谱是对飞机进行疲劳强度分析计算与试验的前提条件,国内缺少同类型飞机实测载荷数据,针对“小鹰”-500 飞机的设计和使用特点,选用文献 [2] (美国 FAA 发布并推荐使用的文件) 中的数据和编谱方法,按照 TWIST 编谱原则编制出用重心过载表示的“飞-续-飞”随机疲劳试验载荷谱,用于“小鹰”-500 飞机机翼疲劳试验,尾翼谱参照国外文献中有关尾翼载荷谱的处理方法,结合国内几个实测载荷谱的飞机尾翼谱与重心谱关系的研究成果,采用与重心载荷谱配套平衡的平尾机动载荷,将其幅值放大 1.2 倍和频次放大 3 倍的做法,编制出了平尾疲劳试验载荷谱。考虑

到飞机的地面载荷对平尾的损伤很小,所以在编制平尾试验谱时不考虑飞机地面载荷<sup>[3,4]</sup>。

以机翼疲劳载荷谱编制为例,机翼疲劳试验应考核机翼本体及其与机身连接结构,试验载荷谱选取 TWIST 方法编制的“飞-续-飞”随机试验载荷谱。机身上施加配套平衡载荷,具体编谱流程如图 5 所示。

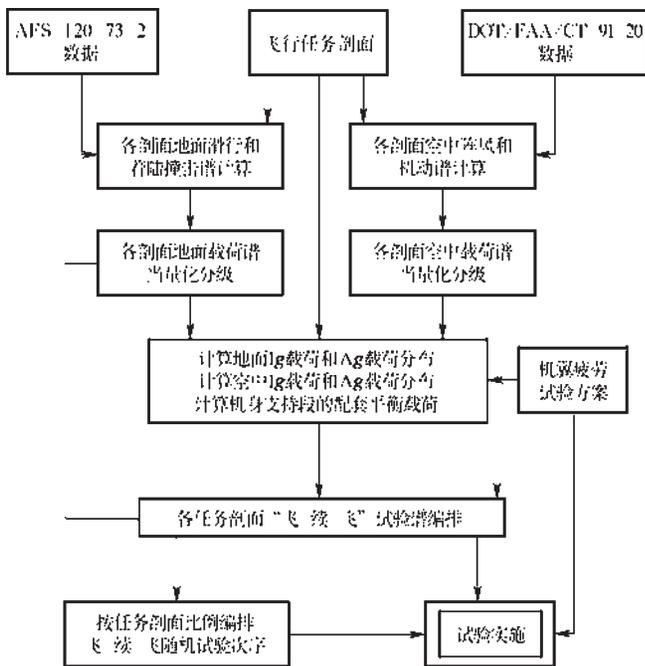


图 5 机翼疲劳试验载荷谱编制流程

Fig.5 Formulation of load spectrum for the wing fatigue test

#### 4 疲劳试验分散系数

飞机疲劳寿命的确定主要依据全尺寸疲劳试验结果,但由于疲劳试验结果具有随机性和分散性,要确保给定的使用寿命安全、可靠,通常采用全尺寸结构疲劳试验寿命除以疲劳分散系数作为飞机的设计使用寿命。由此可见,疲劳分散系数是飞机结构疲劳寿命验证工作中的一个重要可靠性指标。

疲劳分散系数主要包括:

(1) 结构材料性能和制造工艺(质量)对应的分散性。

(2) 载荷谱差异导致的分散性,主要包括飞行类型(任务剖面)差异以及相同飞行类型载荷的差异。

借鉴国内外飞机疲劳试验分散系数的取法,军用飞机的分散系数取值一般不小于4,而民用飞机,不管是 CCAR-25 还是 CCAR-23,适航条例正文都对分散系数取值没有明确要求,而在相关咨询通报中对安全寿命结构疲劳分散系数的

选取进行了建议,要求用一个合适的分散系数考虑分散性的影响,一般取值在 2~3。

从“小鹰”-500 飞机结构材料性能、制造质量分散性分析,国内材料性能及制造工艺对应的分散性比较一致,选取 2.67 的制造质量分散系数比较合理可靠,而载荷谱分散系数一般为 1.12~1.5。“小鹰”-500 飞机的载荷谱编制参考了文献 [2] 中的数据,该文献中建议全尺寸疲劳试验分散系数选取 3~4 比较合适。通过充分论证并与适航代表沟通,“小鹰”-500 飞机疲劳试验最终选取 4 的分散系数,能够保证所设计的飞机满足规定的使用安全与可靠性要求。

#### 5 试验载荷的处理与施加方法

以机翼疲劳试验载荷为例,“小鹰”-500 飞机机翼疲劳试验载荷情况共 78 种,其中空中阵风 and 机动载荷情况 66 种,地面载荷 12 种。由于疲劳载荷工况多,载荷分布复杂,翼面载荷有正有负,加之机尾翼结构的特点是蒙皮薄、翼肋少,可用于加载的面积极少,这给试验载荷的等效及施加带来了很大的困难,为此,需要根据试验考核部位的重要程度制定载荷处理原则,以总误差最小为条件,对多工况疲劳载荷进行优化分析计算。同时结合小飞机的结构特点,采用更可靠的方法进行载荷施加。

##### 5.1 加载点布置原则

为了保证结构在试验中的受载真实性,使各疲劳关键考核部位都能够得到充分的考核,加载点的布置遵循下列原则:

- (1) 保证翼面各载荷情况的总载荷和压心位置的变化。
- (2) 保证机翼主要考核切面(1 肋、4 肋切面)的剪力、弯矩和扭矩。
- (3) 保证机身 3 框受载较严重情况的剪力和弯矩。
- (4) 保证机身 7 框支持端承受载荷最小。

##### 5.2 机翼翼面载荷优化计算

(1) 载荷坐标系定义

载荷坐标系为全机坐标系,坐标原点取在机身 1 框前 1150mm 处的机身构造水平线上,X 轴沿机身构造水平线向后为正,Y 轴垂直于飞机构造水平面向上为正,Z 轴符合右手坐标系(指向机翼左侧)。

(2) 载荷优化计算

根据静力等效及加载点布置原则,对机翼翼面 78 种载荷进行优化计算,机翼载荷等效时是将所有翼面分布节点载荷,等效到 5 个作动筒加载点上去,等效的原则是保证机翼

总载、总压心及 4 肋以外区域总载、总压心真实有效。即:

$$\begin{cases} \sum_{i=3}^5 P_i = \sum_{j=1}^m P_j, & \sum_{i=3}^5 P_i Z_i = \sum_{j=1}^m P_j z_j, & \sum_{i=3}^5 P_i X_i = \sum_{j=1}^m P_j x_j \\ \sum_{i=1}^5 P_i = \sum_{j=1}^n P_j, & \sum_{i=1}^5 P_i Z_i = \sum_{j=1}^n P_j z_j, & \sum_{i=1}^5 P_i X_i = \sum_{j=1}^n P_j x_j \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $P_i$  为加载点载荷,  $P_j$  为节点载荷,  $X_i, Z_i$  为加载点坐标,  $X_j, Z_j$  为节点坐标,  $m$  为 4 肋以外节点个数,  $n$  为 1 肋以外节点个数。

由以上 6 个等式组成有 5 个未知数的超定方程组  $AP=B$

其中:

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & Z_3 & Z_4 & Z_5 \\ 0 & 0 & X_3 & X_4 & X_5 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ Z_1 & Z_2 & Z_3 & Z_4 & Z_5 \\ X_1 & X_2 & X_3 & X_4 & X_5 \end{bmatrix}, & P = \begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \end{bmatrix}, \\ B = \left[ \sum_{j=1}^m P_j, \sum_{j=1}^m P_j z_j, \sum_{j=1}^m P_j x_j, \sum_{j=1}^n P_j, \sum_{j=1}^n P_j z_j, \sum_{j=1}^n P_j x_j \right]^T \end{cases} \quad (2)$$

求解该方程组时以方程总误差最小为条件, 即:

$$\sum_{i=1}^6 (b_i - \sum_{j=1}^5 a_{ij} p_j)^2 = \|b - AP\|_2^2 \quad (3)$$

通过优化分析计算, 等效前和等效后机翼 4 肋以外区域的总载、总压心误差和机翼的总载、总压心误差都在 1% 之内, 简化了翼面加载规模, 也能够满足试验设计要求<sup>[5]</sup>。

### 5.3 机身配平载荷

机身载荷处理时, 主要以保证机身对接 3 框的总载荷、总力矩和机身 7 框支持端受载最小为目标, 机身框上加载点均为配平载荷。由于整个试验机在机身 7 框处支持, 在各种疲劳试验情况下施加载荷时, 所有试验载荷所产生的力、弯矩和扭矩都会传递到支持端, 为确保支持端安全, 在机身 1 框与 2 框、5 框与 6 框之间施加了配平载荷, 使得在所有载荷共同作用下尽可能达到支持端反力为零, 或者支持端受力限制在许用范围内。

### 5.4 疲劳载荷施加方式

由于“小鹰”-500 飞机属于超薄壁轻小型结构, 蒙皮和翼肋厚度仅仅只有 0.5~0.8mm, 整个飞机可用于试验加载的面积非常小, 加之疲劳载荷工况多, 载荷分布复杂, 试验加载难度极大。加载方式根据结构特点选用卡板、加载垫、胶布带等多种形式<sup>[5]</sup>, 机翼翼面上提出了两级卡板(卡板与加

载垫结合) 这一新型加载方式概念, 既减小了局部载荷, 又很好地将加载点载荷尽量扩散出去, 在保证试验考核部位载荷准确的前提下, 确保了局部加载点结构的安全, 同时也大大简化了加载规模, 化解了超薄蒙皮采用常规加载可能引起局部加载点损坏的风险。机身载荷通过常规胶布带施加, 地面载荷通过前起和主起假机轮进行加载, 整个试验共布置有 17 个加载点, 试验机加载示意图如图 6 所示。机身通过载荷配平后, 7 框支持端绝大部分载荷情况下无支反力, 保证了试验支持端的安全。

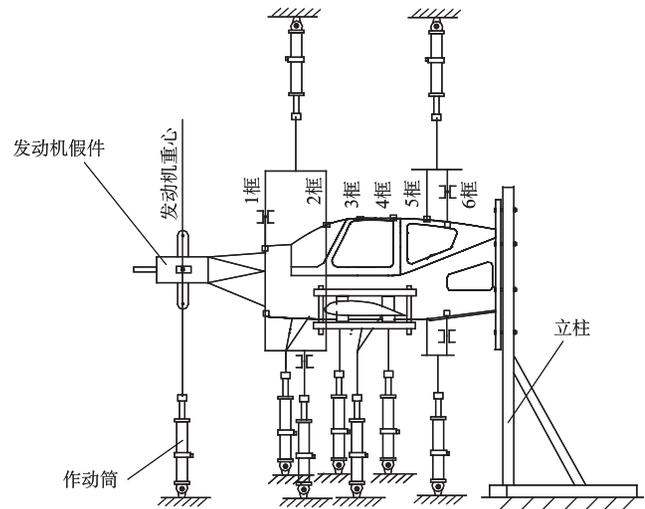


图 6 机翼疲劳试验加载示意图  
Fig.6 Diagram of the wing fatigue test loading

## 6 结束语

“小鹰”-500 飞机全尺寸疲劳试验项目技术难度高, 持续时间长, 耗资大。在没有先例的情况下, 通过技术攻关, 选用美国 FAA 发布并推荐使用的文件中的数据和编谱方法, 按照 TWIST 编谱原则编制出用重心过载表示的“飞-续-飞”随机疲劳试验载荷谱, 用于“小鹰”-500 飞机机尾翼疲劳试验; 并结合超薄壁轻小型飞机的结构特点, 采用了两级卡板这一新型加载方式, 简化加载规模, 确保了局部加载点结构的安全, 使试验取得了圆满成功。“小鹰”-500 飞机疲劳试验的完成也为今后国内小型通用飞机的疲劳验证试验提供经验。 **AST**

## 参考文献

- [1] CCAR-23-R2. 中国民用航空规章第 23 部: 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2004.  
CCAR-23-R2. China civil aviation regulations-part 23:

- Airworthiness standards of normal and utility and aerobatic and commuter category airplane[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2004. (in Chinese)
- [2] AFS-120-73-2. Fatigue evaluation of wing and associated structure on small airplanes[S].
- [3] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.  
ZHENG Xiaoling. Civil aircraft structure durability and damage tolerance design handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [4] 张杨, 王新波. “小鹰”-500 飞机疲劳试验载荷谱的编制方法 [J]. 飞机工程, 2006 (1).  
ZHANG Yang, WANG Xinbo. Load spectrum compilation of LE-500 aircraft fatigue test[J]. Aircraft Engineering, 2006 (1). (in Chinese)
- [5] 张德丰. MATLAB 数值分析 [M]. 机械工业出版社, 2012.  
ZHANG Defeng. MATLAB numerical analysis [M]. Mechanical Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [6] 吴森. 结构试验基础 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.  
WU Sen. Structure test basic [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1992. (in Chinese)

#### 作者简介

范瑞娟 (1970—) 女, 高级工程师。主要研究方向: 飞机设计研究工作。

Tel: 029-86832309

E-mail: fanruijuan2903@163.com

## Technique of the Full-Scale Fatigue Verification Test for General Aircraft

FAN Ruijuan\*, WANG Xinbo, YANG Jianfeng

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

**Abstract:** The full-scale fatigue verification test is a prerequisite for airworthiness certification of a new developed aircraft and is the basis of aircraft continuous airworthiness as well. Taking LE-500 aircraft's full-scale fatigue verification test as an example, and according to CCAR-23.572 requirements, comprehensively summarized the technique of LE-500 aircraft's full-scale fatigue verification test and presented the effective methods for compiling load spectrum and test. It can provide a reference for fatigue verification test of similar planes.

**Key Words:** general aircraft; full-scale airplane; fatigue test; load spectrum

Received: 2016-03-07; Revised: 2016-04-08; Accepted: 2016-04-11

\*Corresponding author. Tel. : 029-86832309 E-mail: fanruijuan2903@163.com