

# 支柱式起落架载荷标定数据工程处理方法<sup>\*</sup>

黄祎丰<sup>1,2</sup>, 裘进浩<sup>1</sup>, 刘克格<sup>1,3</sup>

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院 南京, 210016) (2. 北京市技术创新服务中心 北京, 100027)

(3. 国机集团北京飞机强度研究所 北京, 100083)

**摘要** 为提高飞机起落架载荷实测精度,以支柱式起落架结构为研究对象,探讨处理其载荷标定数据的工程方法。首先,对实际受载情况和单向加载工况标定数据的分析,挖掘出三向载荷、缓冲支柱压缩行程与应变码值间的数学关系,将预测的数学关系代入到多向工况的标定数据中,验证了它们的准确性;其次,根据两种标定数据回归方法,提出了对应使用的支柱式起落架载荷-应变标定方程的数学模型;最后,将两种标定方程代回到标定数据中,计算起落架三向载荷,所有反算载荷的误差均在可控范围内,表明标定方程满足精度要求。将标定方程代入实测数据中,实测曲线符合变化规律。该处理方法的应用能有力提高支柱式起落架的起飞-着陆载荷实测和载荷谱编制的准确度。

**关键词** 起落架; 载荷实测; 标定方程; 回归方法

**中图分类号** V215.5+1; V214.1+3; TH114

## 引言

起落架是飞机的重要受载部件,其载荷谱的测试编制对飞机结构的疲劳定寿有着重要意义<sup>[1]</sup>。目前起落架载荷谱实测使用最多的是电阻应变计法<sup>[2]</sup>。电阻应变计法已广泛应用于飞机机体<sup>[3-5]</sup>和起落架<sup>[6-10]</sup>等结构的载荷实测中,有较高的准确性和稳定度,还有大量的成功案例。

飞机着陆起飞时,起落架载荷变化剧烈,缓冲支柱行程会有明显的变化,同时起落架支柱上布置的应变电桥码值与载荷会呈现非线性变化关系。因此,在标定方案设计和数据处理中需要采取与其他机体结构不同的方法<sup>[7]</sup>。笔者以某运载型飞机前起落架为例,介绍支柱式起落架载荷实测和标定方法。在标定试验数据分析的基础上,重点考虑压缩行程的影响,并针对两种载荷回归方法,分别提出起落架载荷-应变关系模型,使载荷-应变关系方程更具有力学意义,并满足更高的精度要求。此方法已成功应用于多个机型的起落架载荷谱实测。

在大型机械结构载荷实测中,根据力学结构,

选择多种快速有效的数据分析方法,可获取潜在数量关系,能为建立载荷-应变关系模型提供更多的研究思路。“分析结构受载-观察标定数据-挖掘数量关系”模式的程序化,可应用于大型结构载荷标定试验的实时监测中,便于及时发现试验过程异常。

## 1 载荷实测和标定试验

### 1.1 实测载荷和测试方法

文中起落架载荷的坐标系遵循右手法则: $x$ 轴沿逆航向为正, $y$ 轴垂直地面向上为正, $z$ 轴向左为正。

前起落架在地面主要承受作用于机轮轮轴的 $P_x$ 和 $P_y$ ,以及作用于轮胎接地处的 $F_z$ 。在载荷谱实测中,三向载荷 $P_x$ , $P_y$ 和 $F_z$ 为前起落架的重要测试载荷。根据结构受力特点,在支柱上选取测试切面 $A$ 和 $B$ ,布置弯矩电桥,测量 $\epsilon_{Mx}$ 和 $\epsilon_{My}$ ;在机轮外臂上选取测试切面 $C$ 和 $D$ ,布置剪力电桥,测量 $\epsilon_Q$ 。应变计组桥方式见文献<sup>[2,6]</sup>。所有力的单位为 $N$ ,弯矩的单位为 $N \cdot m$ 。 $\epsilon_M$ 和 $\epsilon_Q$ 分别为

<sup>\*</sup> 国家自然科学基金资助项目(51075277,50135010)

收稿日期:2018-03-29;修回日期:2019-04-30

弯矩应变电桥和剪力应变电桥测试采集的码值,无法明确其具体的物理含义,无量纲单位。该起落架的测试切面和所受三向载荷见图 1。图中: $L_x$ 和 $L_z$ 为缓冲支柱全伸展状态下测试切面 A 分别到机轮轴中心和轮胎接地处的垂直距离, $L_y$ 为机轮轴中心到支柱的水平距离,测量长度分别为 $L_x = 964 \text{ mm}$ , $L_z = 1\ 189 \text{ mm}$ , $L_y = 40 \text{ mm}$ 。 $H$ 为缓冲支柱全伸展状态下的外露长度,定义其变化量为压缩行程 $\Delta H$ 。

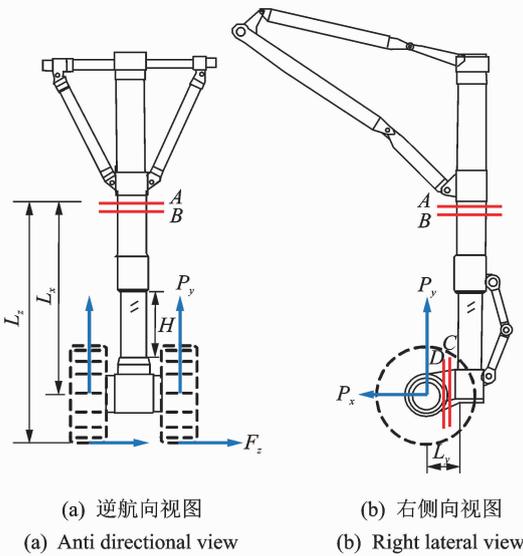


图 1 测试切面和受载示意图

Fig. 1 Diagram of measuring section and loading

### 1.2 标定试验和加载工况

起落架三向载荷标定试验在室内台架上进行,安装时起落架与地面垂直,起落架与台架的连接方式和实际工作状态基本相同。参照起落架机轮的实际尺寸,定制专门的假轮替代起落架原机轮承受标定载荷,模拟起落架在使用过程中的受力状态。具体的加载试验方法见文献[7]。起落架标定时,根据载荷维数、加载方向不同,设计了 13 种工况类型,见表 1。双向和三向载荷工况类型中,根据各载荷分配比例的不同,可设计多种具体工况。

设计了 4 种缓冲器的压缩行程情况,分别为 $-100, -200, -250, -300 \text{ mm}$ 。每种压缩行程下,表 1 中的所有类型的工况都要重复进行 1 次。各种载荷均按大小等分成若干级(一般分 8~10 级),逐级施加。

表 1 加载工况类型

Tab. 1 Types of loading condition

工况类型	垂向	航向	逆航向	右侧向	左侧向
1	✓				
2		✓			
3			✓		
4				✓	
5					✓
6	✓	✓			
7	✓		✓		
8	✓			✓	
9	✓				✓
10	✓	✓		✓	
11	✓	✓			✓
12	✓		✓	✓	
13	✓		✓		✓

## 2 载荷标定数据分析

### 2.1 单向加载工况下载荷-应变码值关系分析和预测

前起落架在只受 $P_x$ 单向加载时,理论上 $\epsilon_{Mz}$ 值的变化只受 $P_x$ 在切面 A 处产生的 $M_z$ 的影响,存在

$$\epsilon_{Mz} = c_1 M_z = c_1 P_x (L_x + \Delta H) \quad (1)$$

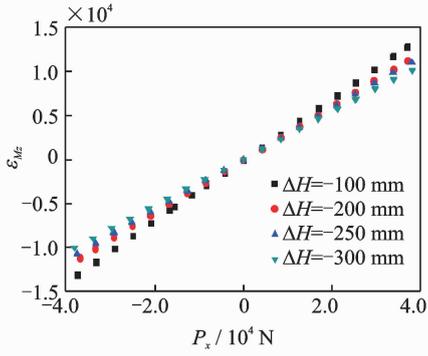
合并 4 种压缩行程下单向航向载荷工况(工况类型 2 和 3)的标定数据,观察 $P_x, M_z$ 对应 $\epsilon_{Mz}$ 分布情况,见图 2。当缓冲支柱变化量越大时, $M_z$ 的力臂 $L_x + \Delta H$ 就越小, $\epsilon_{Mz}/P_x$ 的值相应减少,而 $\epsilon_{Mz}/M_z$ 的值基本不受 $\Delta H$ 变化的影响。线性拟合 $M_z - \epsilon_{Mz}$ ,有 $\epsilon_{Mz} = 0.400\ 70 M_z (\text{N} \cdot \text{m})$ ,相关系数 $R^2 = 0.999\ 87$ 。

前起落架在只受 $P_y$ 单向加载时,切面 C 的剪力应变电桥码值 $\epsilon_{Qy}$ 随 $P_y$ 的变化不受支柱行程变化的影响,而 $\epsilon_{Mz}$ 受 $P_y$ 在切面 A 处产生的 $M_z$ 的影响,存在

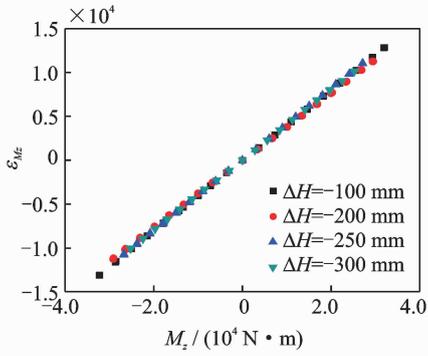
$$\epsilon_{Mz} = c_1 M_z = c_1 P_y [L_y + (L_x + \Delta H) \sin\theta] \quad (2)$$

其中: $\theta$ 为起落架支柱与 $y$ 轴的夹角,约为 $10^\circ$ 。

合并 4 种压缩行程下工况类型 1 的标定数据,观察 $P_y$ 及其在切面 A 处产生的 $M_z$ 对应 $\epsilon_{Qy}$ 和 $\epsilon_{Mz}$ 分布情况,见图 3,4。 $P_y - \epsilon_{Qy}$ 和 $M_z - \epsilon_{Mz}$ 都呈现出较好的相关性。线性拟合 $P_y - \epsilon_{Qy}$ ,有 $\epsilon_{Qy} = 0.008\ 38 P_y (\text{N})$ ,相关系数 $R^2 = 0.999\ 61$ ;线性拟合 $M_z - \epsilon_{Mz}$ ,有 $\epsilon_{Mz} = 0.400\ 30 M_z (\text{N} \cdot \text{m})$ ,相关系数 $R^2 = 0.998\ 97$ 。



(a)  $P_x$ - $\epsilon_{M_z}$  的分布  
(a) The distribution of  $P_x$ - $\epsilon_{M_z}$



(b)  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$  的分布  
(b) The distribution of  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$

图2 航向单向加载工况下  $\epsilon_{M_z}$  的分布

Fig. 2 The distribution of  $\epsilon_{M_z}$  under directional unidirectional loading conditions

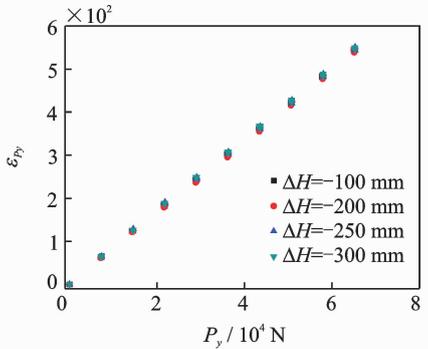


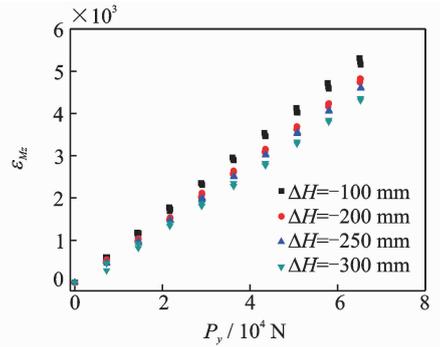
图3 垂向单向加载工况下  $P_y$ - $\epsilon_{Q_y}$  的分布

Fig. 3 The distribution of  $P_y$ - $\epsilon_{Q_y}$  under vertical unidirectional loading conditions

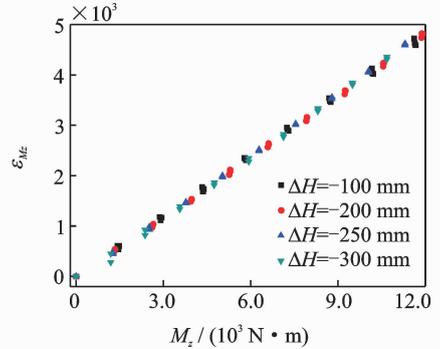
前起落架在只受  $F_z$  单向加载时,理论上  $\epsilon_{M_x}$  只受  $F_z$  产生的  $M_x$  的影响,存在

$$\epsilon_{M_x} = c_2 M_x = c_2 F_z (L_z + \Delta H) \quad (3)$$

合并4种压缩行程下工况类型4和5的标定数据,观察  $F_z$  及其在切面A处产生的  $M_x$  对应  $\epsilon_{M_x}$  分布情况,见图5。同  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$  相似, $M_x$ - $\epsilon_{M_x}$  呈现出较好的相关性。线性拟合  $M_x$ - $\epsilon_{M_x}$ ,有  $\epsilon_{M_x} = -0.49891 M_x$  ( $N \cdot m$ ),相关系数  $R^2 = 0.99986$ 。



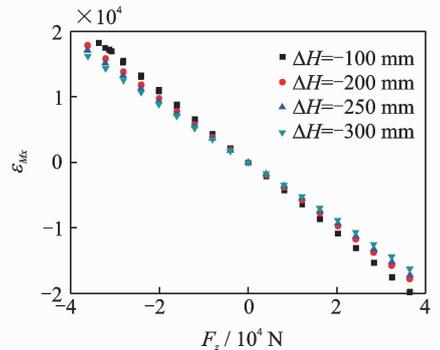
(a)  $P_y$ - $\epsilon_{M_z}$  的分布  
(a) The distribution of  $P_y$ - $\epsilon_{M_z}$



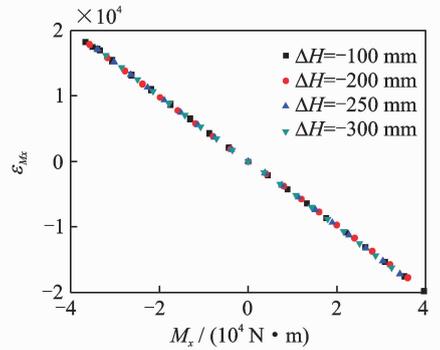
(b)  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$  的分布  
(b) The distribution of  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$

图4 垂向单向加载工况下  $\epsilon_{M_z}$  的分布

Fig. 4 The distribution of  $\epsilon_{M_z}$  under vertical unidirectional loading conditions



(a)  $F_z$ - $\epsilon_{M_x}$  的分布  
(a) The distribution of  $F_z$ - $\epsilon_{M_x}$



(b)  $M_x$ - $\epsilon_{M_x}$  的分布  
(b) The distribution of  $M_x$ - $\epsilon_{M_x}$

图5 侧向单向加载工况下  $\epsilon_{M_z}$  的分布

Fig. 5 The distribution of  $\epsilon_{M_z}$  under lateral unidirectional loading conditions

## 2.2 预测数值关系的验证

垂向载荷  $P_y$  和航向载荷  $P_x$  都会产生  $M_z$ , 因此它们对应变  $\epsilon_{M_z}$  的影响都很明显。结合式(1)和式(2), 推测

$$\epsilon_{M_z} = c_1 M_z = c_1 P_y [L_y + (L_x + \Delta H) \sin \theta] + c_1 P_x \cdot (L_x + \Delta H) \quad (4)$$

线性拟合含所有工况的标定数据中的  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$ , 有  $\epsilon_{M_z} = 0.398\ 67 M_z$  ( $N \cdot m$ ), 相关系数  $R^2 = 0.995\ 30$ , 呈现出相当高的相关性, 分布情况见图 6。

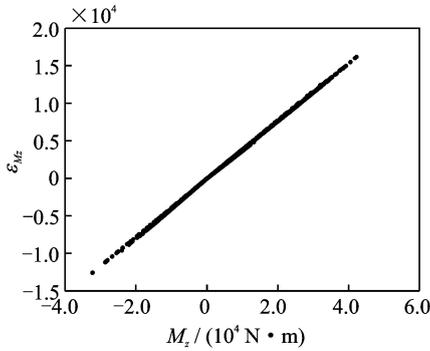


图 6 所有工况下  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$  的分布

Fig. 6 The distribution of  $M_z$ - $\epsilon_{M_z}$  under all conditions

根据单向加载工况标定数据的线性拟合结果, 将应变码值-载荷关系方程  $\epsilon_{Q_y} = 0.008\ 38 P_y$  ( $N$ ),  $\epsilon_{M_x} = -0.498\ 91 M_x$  ( $N \cdot m$ ),  $\epsilon_{M_z} = -0.398\ 67 M_z$  ( $N \cdot m$ ) 代入到含所有工况的标定数据中, 用施加载荷计算应变码值的拟合值。并将应变码值的拟合值同测量值进行比较, 误差分布见图 7。

$\epsilon_{Q_y}$ ,  $\epsilon_{M_x}$  和  $\epsilon_{M_z}$  的误差分布都随对应载荷的增大而趋于收敛, 符合规律, 且误差在可控范围内。

## 3 载荷标定方程求解方法

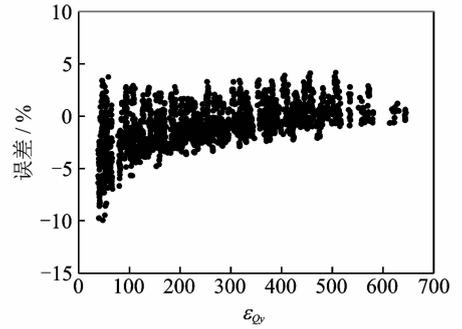
### 3.1 载荷-应变标定数据回归方法

对于大型结构的载荷-应变测试系统的标定数据处理问题, 通常采用两种回归方法<sup>[2]</sup>。设定载荷和应变码值的标定数据矩阵分别为  $\mathbf{P}^{m \times k}$  和  $\boldsymbol{\epsilon}^{n \times k}$ , 其中  $m, n$  分别对应引入载荷-应变方程  $\mathbf{P} = \mathbf{K}\boldsymbol{\epsilon}$  中载荷参数和应变参数的个数,  $k$  为标定加载次数, 即标定数据的样本总数。

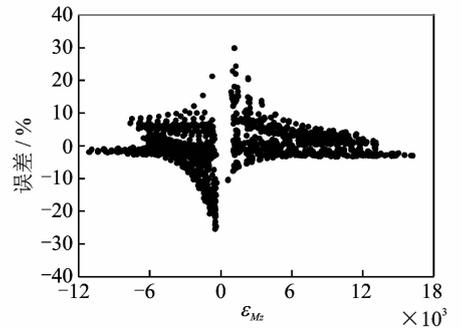
第 1 种方法是直接回归标定, 它直接通过最小 2 乘法, 回归计算载荷标定系数矩阵  $\hat{\mathbf{K}}_1^{m \times n}$

$$\hat{\mathbf{K}}_1 = \mathbf{P}\boldsymbol{\epsilon}^T (\boldsymbol{\epsilon}\boldsymbol{\epsilon}^T)^{-1} \quad (5)$$

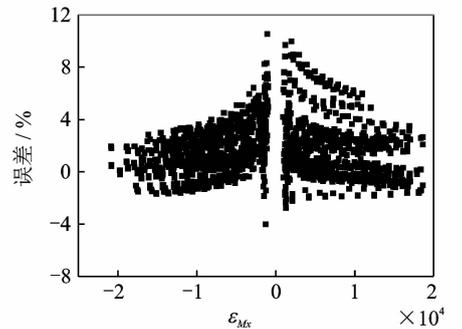
为保证  $\boldsymbol{\epsilon}\boldsymbol{\epsilon}^T$  可以求逆, 线性独立的应变参数必



(a)  $\epsilon_{Q_y}$  的误差分布  
(a) The error distribution of  $\epsilon_{Q_y}$



(b)  $\epsilon_{M_z}$  的误差分布  
(b) The error distribution of  $\epsilon_{M_z}$



(c)  $\epsilon_{M_x}$  的误差分布  
(c) The error distribution of  $\epsilon_{M_x}$

图 7 所有加载工况下的拟合应变码值的误差分布

Fig. 7 The distribution of error for fitting strain code value under all conditions

须不少于载荷参数。为满足载荷实测精度, 采用的应变参数应尽可能多, 并且对单种载荷的相关性有较高要求。同时, 标定试验方案还有充分考虑结构的工作受载情况, 分配好各种类型试验工况的载荷和试验样本本次数的比例, 从而充分保证回归处理的数据的有效性。

第 2 种方法是反向回归标定。首先考虑应变-载荷间存在的响应关系

$$\boldsymbol{\epsilon} = \mathbf{K}_2 \mathbf{P} \quad (6)$$

为得到载荷-应变方程, 需对式(6)进行一系列的数学转化。计算  $\mathbf{K}_2$  的最小二乘法估计值  $\hat{\mathbf{K}}_2^{n \times m}$

$$\hat{\mathbf{K}}_2 = \boldsymbol{\varepsilon} \mathbf{P}^T (\mathbf{P} \mathbf{P}^T)^{-1} \quad (7)$$

当  $\hat{\mathbf{K}}_2$  是方阵或非退化矩阵, 对  $\hat{\mathbf{K}}_2$  采用最小二乘公式, 计算矩阵  $\hat{\mathbf{K}}_3^{m \times n}$ , 满足  $\hat{\mathbf{K}}_2^{n \times m} \hat{\mathbf{K}}_3^{m \times n} = \mathbf{I}$ 。  $\hat{\mathbf{K}}_3$  即载荷标定系数矩阵

$$\hat{\mathbf{K}}_3 = (\hat{\mathbf{K}}_2^T \hat{\mathbf{K}}_2)^{-1} \hat{\mathbf{K}}_2^T \quad (8)$$

反向回归法中, 考察了载荷输入作为控制量, 对测试系统的应变输出的影响, 更接近于对标定试验过程的描述, 因此对载荷-应变参数的相关性要求较直接法低。但采用的应变参数之间必须一一线性独立, 否则运算中  $\hat{\mathbf{K}}_2$  存在类似退化的失真, 从而大大降低标定方程的有效性。

### 3.2 两种回归方法的载荷方程数学模型

考虑到起落架压缩行程对载荷-弯矩电桥输出的影响, 在使用直接回归法计算载荷-应变方程时, 可将压缩行程引入标定方程, 对弯矩电桥应变参数进行变换。文献[7]中提到在载荷标定方程中引入压缩行程相关的影响因子  $E_{M_z} = \frac{\varepsilon_{M_z}}{L_x + \Delta H}$  和  $E_{M_x} = \frac{\varepsilon_{M_x}}{L_z + \Delta H}$ 。在工程实际应用中, 人工测量  $L_x$  和  $L_z$  难免会有一定程度上的误差  $e_L$ , 从而使  $E_{M_z}$  和  $E_{M_x}$  对标定方程的精度产生影响。文中对影响因子做一些转换处理, 可减少  $L$  测量误差对标定方程精度影响。

$$E_M = \frac{\varepsilon_M}{L + e_L + \Delta H} = \frac{\varepsilon_M}{L + \Delta H} + \frac{\varepsilon_M(-e_L)}{(L + \Delta H)(L + e_L + \Delta H)} = \frac{\varepsilon_M}{L + \Delta H} + \frac{\varepsilon_M(-e_L)}{(L + \Delta H)^2} + \frac{\varepsilon_M(-e_L)^2}{(L + \Delta H)^2(L + e_L + \Delta H)} \quad (9)$$

当  $e_L$  的范围为  $(-20, 20)$  mm 时, 直接使用  $E_M = \frac{\varepsilon_M}{L + \Delta H}$  而忽略多余项  $\frac{\varepsilon_M(-e_L)}{(L + \Delta H)(L + e_L + \Delta H)}$ , 产生的相对误差约为 2%。若只忽略  $\frac{\varepsilon_M(-e_L)^2}{(L + \Delta H)^2(L + e_L + \Delta H)}$  项, 产生的相对误差则降至 0.04% 左右。可将影响因子  $E_M$  转化为

$$E_M \approx a_1 \frac{\varepsilon_M L}{L + \Delta H} + a_2 \frac{\varepsilon_M L^2}{(L + \Delta H)^2} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} -4.407 & 6.781 & -3.174 & 2.265 & -4.618 & 2.643 & 121.800 \\ 12.270 & -16.850 & 7.412 & -2.202 & 4.911 & -2.864 & -27.300 \\ -0.458 & 1.143 & -0.684 & -4.888 & 4.236 & -1.022 & -0.108 \end{bmatrix}$$

其中:  $a_1 = 1/L$ ;  $a_2 = -e_L/L^2$ ;  $L$  为人工测量值  $L_x$  和  $L_z$ , 是定值; 误差  $e_L$  是不确定的。

故将影响因子  $E_M$  拆分成两部分, 令

$$E_{M1} = \frac{\varepsilon_M L}{L + \Delta H} \quad (11)$$

$$E_{M2} = \frac{\varepsilon_M L^2}{(L + \Delta H)^2} \quad (12)$$

切面 A 的  $\varepsilon_{M_z}, E_{Mz1}, E_{Mz2}, \varepsilon_{M_x}, E_{Mx1}, E_{Mx2}$  和切面 C 的  $\varepsilon_{Q_y}$  引入标定方程的应变参数中, 载荷-应变方程可写为

$$\begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ F_z \end{bmatrix} = \mathbf{K}_1^{3 \times 7} \begin{bmatrix} \varepsilon_{M_z} \\ E_{Mz1} \\ E_{Mz2} \\ \varepsilon_{M_x} \\ E_{Mx1} \\ E_{Mx2} \\ \varepsilon_{Q_y} \end{bmatrix} \quad (13)$$

在使用反向回归法时, 式(7)中  $\hat{\mathbf{K}}_2$  的计算精度直接影响到最终系数矩阵  $\hat{\mathbf{K}}_3$ 。在前文的数据分析中, 弯矩应变电桥输出受测试切面弯矩和剪力的综合影响, 且主要是受弯矩影响。因此还需将切面 A 的航向、侧向弯矩引入到标定方程中载荷矩阵  $\mathbf{P}$ , 即

$$\mathbf{P} = [P_x \ P_y \ F_z \ M_x \ M_z]^T \quad (14)$$

其中:  $M_x$  和  $M_z$  值分别为

$$M_x = F_z(L_z + \Delta H) \quad (15)$$

$$M_z = P_y[L_y + (L_x + \Delta H)\sin\theta] + P_x(L_x + \Delta H) \quad (16)$$

为了能估算在式(7)中的  $\hat{\mathbf{K}}_2$ , 独立的应变参数的个数要不少于载荷参数, 因此要尽量多的布置应变电桥。将 4 个测试切面, 共 6 个应变参数  $\varepsilon_{Mza}, \varepsilon_{Mzb}, \varepsilon_{Mxa}, \varepsilon_{Mxb}, \varepsilon_{Qyc}, \varepsilon_{Qyd}$  都引入标定方程的应变参数中, 载荷-应变方程可写为

$$\begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ F_z \\ M_x \\ M_z \end{bmatrix} = \mathbf{K}_3^{5 \times 6} \begin{bmatrix} \varepsilon_{Mza} \\ \varepsilon_{Mzb} \\ \varepsilon_{Mxa} \\ \varepsilon_{Mxb} \\ \varepsilon_{Qyc} \\ \varepsilon_{Qyd} \end{bmatrix} \quad (17)$$

### 3.3 模型误差及有效性分析

由直接回归法得到标定方程系数矩阵  $\mathbf{K}_1^{3 \times 7}$  为

由反向回归法得到标定方程系数矩阵  $K_3^{5 \times 6}$  为

$$\begin{bmatrix} -3.545 & 3.662 & 0.472 & -0.289 & 118.300 & -0.861 \\ 9.188 & -11.170 & -0.317 & 0.182 & -22.570 & 5.144 \\ -0.347 & 0.019 & -3.774 & 2.803 & -1.412 & 0.360 \\ -0.168 & 0.091 & -2.075 & 0.056 & -0.592 & 0.125 \\ 2.158 & -1.006 & 0.009 & -0.088 & -1.176 & 1.571 \end{bmatrix}$$

将上述两种回归方法得到的载荷-应变方程代入标定数据中,反算三向载荷,并计算与实际施加载荷间的误差。标定试验过程中在每个压缩行程都设定了 4 个三向加载的校验工况,所有校验工况的数据不列入标定数据的回归数据样本中。选取 4 次校验试验数据,对应的(加载工况类型,压缩行程)分别为:(类型 10, -250 mm);(类型 11, -300 mm);(类型 12, -100 mm);(类型 13, -200 mm)。比较最大级加载的试验载荷与反算载荷,见表 2 和表 3。

表 2 直接回归法的反算载荷及相对误差

Tab. 2 Back-calculation load by direct regression and relative error

校验试验	载荷方向	试验载荷/N	反算载荷_1/N	反算误差/%
1	$P_y$	68 408.3	68 861.3	0.66
	$P_x$	-37 556.8	-37 366.8	-0.51
	$F_z$	-34 252.7	-35 827.8	4.60
2	$P_y$	52 301.1	53 127.5	1.58
	$P_x$	-29 990.0	-30 007.9	0.06
	$F_z$	26 150.3	25 222.4	-3.55
3	$P_y$	48 229.9	48 344.9	0.24
	$P_x$	22 139.8	21 280.3	-3.88
	$F_z$	-26 115.1	-26 455.5	1.30
4	$P_y$	60 209.3	59 526.8	-1.13
	$P_x$	25 510.8	25 263.2	-0.97
	$F_z$	38 372.4	38 689.1	0.83

表 3 反向回归法的反算载荷及相对误差

Tab. 3 Back-calculation load by opposite regression and relative error

校验试验	载荷方向	试验载荷/N	反算载荷_2/N	反算误差/%
1	$P_y$	68 408.3	68 252.4	-0.23
	$P_x$	-37 556.8	-35 549.8	-5.34
	$F_z$	-34 252.7	-34 888.1	1.86
2	$P_y$	52 301.1	53 141.3	1.61
	$P_x$	-29 990.0	-28 414.5	-5.25
	$F_z$	26 150.3	25 109.9	-3.98
3	$P_y$	48 229.9	49 854.0	3.37
	$P_x$	22 139.8	21 250.8	-4.02
	$F_z$	-26 115.1	-26 887.3	2.96
4	$P_y$	60 209.3	60 866.1	1.09
	$P_x$	25 510.8	24 186.6	-5.19
	$F_z$	38 372.4	38 107.3	-0.69

其中后缀“\_1”的载荷由直接回归法的标定方程所得,后缀“\_2”则对应反向回归法。三向载荷的反算误差\_1 均小于 5%,反算误差\_2 也均在可控范围内,符合测试要求。

再将两个方程代入飞机飞行实测数据中,观察某个架次的着陆撞击时间段中三向载荷实测曲线,见图 8。

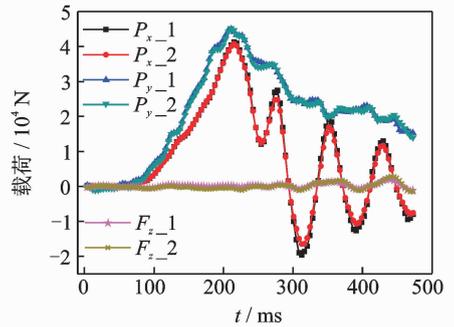


图 8 前起落架着陆撞击时的三向载荷

Fig. 8 Three-direction load on landing of nose landing gear

三向载荷的实测曲线均符合该飞机前起落架着陆撞击时的变化规律。在飞机载荷谱实测项目实施过程中,为保证测试数据的完整性和可靠性,会在载荷测试切面上布置多组电桥,互为备份。在回归处理标定数据的过程还可采用一些选择应变参数的方法<sup>[11]</sup>,优化载荷-应变模型,为飞机结构寿命可靠性的评定提供良好的数据基础和科学依据<sup>[12-13]</sup>。

## 4 结束语

根据起落架的实际结构和受载情况,结合单向载荷工况的标定数据,笔者挖掘出载荷-压缩行程-应变码值的潜在数量关系。将挖掘出的数量关系代入到复杂工况的标定数据中,在证实预测关系的正确性的同时,还检验了标定试验数据的有效性。在标定数据分析结果的基础上,针对两种标定数据回归方法,分别提出了相应起落架三向载荷方程数学模型,保证了飞机起落架载荷谱下一步实测精度。

针对起落架载荷标定数据的工程处理方法,可以借鉴应用于其他相关机械结构的载荷实测中。

### 参 考 文 献

- [1] 闫楚良,苏开鑫.飞机起落架安全寿命与损伤容限设计[M].北京:航空工业出版社,2011:1-8.
- [2] 闫楚良.飞机载荷谱实测技术与编制原理[M].北京:航空工业出版社,2010:31-66.
- [3] 闫楚良,张书明,卓宁生.飞机机翼结构载荷测量试验力学模型与数据处理[J].航空学报,2000,21(1):56-59.  
YAN Chuliang, ZHANG Shuming, ZHUO Ningsheng. Mechanical model and data processing of load measurement test for the airplane's wing structure[J]. Acta-Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 56-59. (in Chinese)
- [4] 黄祎丰,刘克格,闫楚良,等.基于安装结构实测发动机推力的载荷标定方法[J].航空动力学报,2016,31(12):2941-2948.  
HUANG Yifeng, LIU Kege, YAN Chuliang, et al. Method of loading calibration for actual measurement of aero-engine thrust based on installation structure [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2941-2948. (in Chinese)
- [5] 刘彦鹏,刘克格,张书明,等.有起落架布置的双三角翼载荷测试技术研究[J].振动、测试与诊断,2016,36(5):1003-1008.  
LIU Yangpeng, LIU Kege, ZHANG Shuming, et al. Study on load measurement for doubledeltawing with landing gear[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016, 36(5): 1003-1008. (in Chinese)
- [6] 吴伟,张书明,滕启,等.起落架载荷测量与标定试验研究[J].机械强度,2003,25(1):48-51.  
WU Wei, ZHANG Shuming, TENG Qi, et al. Study on load measurement and calibration test for airplane landing gear [J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(1): 48-51. (in Chinese)
- [7] 刘克格,闫楚良,张书明.飞机主起落架载荷谱实测的台架标定[J].吉林大学学报(工学版),2006,36(6):1024-1028.  
LIU Kege, YAN Chuliang, ZHANG Shuming. Bench calibration of load spectrum measurement for fighter air plane main undercarriage[J]. Journal of Jilin University(Engineering and Technology Edition), 2006, 36(6): 1024-1028. (in Chinese)
- [8] 刘克格,闫楚良.飞机起落架载荷谱实测与编制方法[J].航空学报,2011,32(5):841-848.  
LIU Kege, YAN Chuliang. Load measurement and compilation of landing gear of airplane[J]. Acta-Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 841-848. (in Chinese)
- [9] KONG X J, LE N N, LI C S, et al. Landing gear ground load measurement and verification test for a large passenger jet[J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 1426-1433.
- [10] JEBÁČEK I, HORÁK M. Measuring of a nose landing gear load during take-off and landing[J]. Applied Mechanics & Materials, 2016, 821: 325-330.
- [11] 段垚奇,刘克格,赵丽娜,等.飞机载荷标定试验数据的多元回归选元方法[J].振动、测试与诊断,2015,35(1):178-182.  
DUAN Yaoqi, LIU Kege, ZHAO Lina, et al. Selection method of multiple regression elements for load calibration test data[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2015, 35(1): 178-182. (in Chinese)
- [12] YAN C L, LIU K G. Theory of economic life prediction and reliability assessment of aircraft structures[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011(24): 164-170.
- [13] 闫楚良,刘克格.飞机结构经济寿命可靠性设计与评定[J].振动、测试与诊断,2012,32(3):355-363.  
YAN Chuliang, LIU Kege. Design and evaluation of aircraft structure economic life reliability[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012, 32(3): 355-363. (in Chinese)



**第一作者简介:**黄祎丰,男,1986年5月生,博士生、工程师。主要研究方向为先进材料和结构的疲劳可靠性分析。曾发表《基于安装结构实测发动机推力的载荷标定方法》(《航空动力学报》2016年第31卷第12期)等论文。

E-mail: robinhyf@sina.com

