# 一种根部加强的双梁机翼飞行载荷测量研究

李亚南\*,何乐儒,李志蕊

中国飞行试验研究院,陕西西安 710089

**摘 要**:在采用应变法测量飞行载荷时,针对具体结构的机翼,应变改装位置以及载荷方程的准确性对于测量飞行载荷具 有重要作用。针对某型飞机根部有加强墙的双梁结构机翼的飞行载荷测量,论述了载荷方程建立过程并结合飞行数据对方 程的准确性进行验证。根据分析结果,得到满足工程应用的飞行载荷方程,分析梁上电桥对载荷方程的影响,为测量相似 结构机翼飞行载荷、应变改装以及载荷方程建立提供参考。

关键词:应变法;双梁结构;飞行载荷;载荷校准;载荷方程;响应系数

#### 中图分类号: V217+.32 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.02.025

在飞机研制过程中,飞行载荷测量是验证飞机结构设 计合理性的一个有力手段。飞行载荷测量主要对机翼、尾翼 和起落架等主要承力部件在飞行过程中所承受载荷进行测 量<sup>[1]</sup>。在 CCAR-25 部中明确规定<sup>[2]</sup>:除非表明确定受载情 况的方法可靠,否则用以确定载荷大小和分布的方法必须用 飞行载荷测量来证实。常采用的飞行载荷实测法有压力分 布法<sup>[3]</sup>和应变计法<sup>[4]</sup>,压力分布法通过测量飞行试验中测载 剖面的压力分布情况,进而对各剖面压力分布进行积分便可 得到结构的受载情况,应变法通过在典型的测载剖面进行应 变改装,然后进行地面校准试验,对地面校准试验结果进行 分析建立载荷方程,最后将实际飞行中各剖面应变数据代入 建立好的载荷方程便可得到飞行载荷<sup>[5]</sup>。压力分布法能够 得到结构的局部受载情况,但在测量机翼某一截面的结构受 载情况时,改装难以涉及到截面外的整个机翼结构,因此在 测量飞行试验中某一机翼截面的结构整体受载时,一般多采 用应变法进行飞行载荷测量。应变计法被美国航空航天局 (NASA)用来测量多种不同的飞机结构的飞行载荷<sup>[6]</sup>。在 研究飞行载荷时,选择典型测载剖面和贴片方式将直接影响 到飞行载荷测量结果,因此对贴片位置的选择和研究,对实 际工程具有重要意义。本文将针对某具体结构飞机飞行载 荷测量的过程以及电桥位置选择进行研究。

### 1 载荷方程建立方法

采用应变法测量飞行载荷在建立载荷方程时,根据线 性叠加原理,记L为机翼剖面所承受载荷,L可以是剪力、弯 矩或扭矩中的任意一个,则

$$L = \sum_{n=1}^{m} \mu_n \beta_n + \beta_0 \tag{1}$$

式中: $\mu_n$ 为方程系数, $\beta_n$ 为电桥响应, $\beta_0$ 为常数项,m为应 变电桥个数<sup>[7]</sup>。

对于任意第 i 个校准工况,有:

$$L_i = \sum_{n=1}^m \mu_n \beta_{ni} + \beta_0 \tag{2}$$

对初始状态各电桥应变及校准载荷均进行清零处理,则式中 $\beta_n=0$ ,当有不少于m个无关加载工况时,采用最小二乘法便可解出式中 $\mu_1 \sim \mu_m$ ,在实际飞行中只要测得电桥响应  $\beta_1 \sim \beta_n$ ,便可计算出剖面载荷 $L_o$ 

创建载荷方程时,将加载工况分为建模工况和验模工况两类,对于任一剖面,建方程工况个数一般大于电桥个数, 在解线性方程时,会出现多组解,因此需要对解得的载荷方 程误差进行分析,误差计算公式<sup>[7]</sup>如下:

$$\operatorname{Err} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{n} (L_{j} - \sum_{i=1}^{m} \mu_{i} \beta_{ji})^{2}}{\sum_{n=1}^{n} L_{j}^{2}}}$$
(3)

收稿日期:2017-12-06; 退修日期:2017-12-18; 录用日期:2018-01-08 \* 通信作者. Tel.: 15319991507 E-mail: 597435955@qq.com

引用格式: Li Yanan, He Leru, Li Zhirui. Flight load measurement research for a two-beam wing with reinforced root [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (02): 25-29. 李亚南,何乐儒,李志蕊. 一种根部加强的双梁机翼飞行载荷测量研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29 (02): 25-29.

式中:n为验模工况个数,L<sub>i</sub>为j工况的加载载荷,β<sub>ji</sub>为第j 个检验工况下第i个电桥的响应。设置截断误差便可对解 得的载荷方程进行筛选。

# 2 载荷方程求解

某型机翼主承力结构梁、肋布局简图如图1所示,该机翼 前、后梁为机翼的主要承力结构,在翼根部位加装加强墙,分散 梁上受力。在测量飞行载荷时,首先在右机翼(如图1所示) 4个剖面进行应变改装,左机翼在右机翼对应1、3剖面位置进 行改装。本文重点对有加强墙的1剖面进行分析,在左右机翼 1剖面前、后梁和加强墙腹板改装剪力全桥,缘条位置改装弯矩 全桥,前、后梁缘条对应位置改装扭矩全桥<sup>[5]</sup>。地面载荷校准试 验时在图1所示24个加载点进行共计53个组合工况加载。



图 1 机翼承力结构简图 Fig.1 Load-carrying structure of the wing

在建立载荷方程时,首先需要对校准试验正确性进行 分析,分析响应系数是评定校准试验正确性的主要手段。标 准响应系数曲线<sup>[5]</sup>如图2所示,本次校准试验各电桥沿机翼 相对展长响应系数变化如图3所示。







图 3 中各加载工况响应系数均处于线性变化的曲线上 没有明显奇点,各加载工况合理。

图 3 (a) 三个剪力电桥响应系数在同一展向位置均有 分离现象,进一步分析数据发现,分离与加载点所在弦向位 置相关,同时还可以看到拟合结果均不过零点,对比标准响 应系数曲线可以得到,三个剪力电桥响应同时耦合有剪力、 弯矩和扭矩。扭矩电桥响应系数变化趋势与剪力电桥一致, 但值相对较小。图 3 (b) 中三组弯矩电桥响应系数同展向 基本没有分离现象,但拟合直线均不过原点,弯矩电桥耦合 有剪力响应。工程实际中难以找到满足单一变化规律的载 荷电桥。

由于该机翼弦长小,计算扭矩误差较大,本文不对扭矩 进行分析。采用第一部分介绍的建立载荷方程的方法对校 准试验数据对右机翼1剖面进行分析,分别得到有、无加强 墙电桥两种情况下检验误差最小的三组剪力和弯矩方程,各 电桥系数结果见表1和表2。

表 1 右机翼剪力方程计算结果 Table 1 Shear equation results for right wing

| 电桥<br>方程 | RWB1  | RWS1 | RWT1 | RWB2 | RWS2  | RWT2 | RWB3 | RWS3 | Err/% |
|----------|-------|------|------|------|-------|------|------|------|-------|
| 1        | -3.29 | 5.26 | 1.40 | 5.33 | -5.80 | 0    | 0    | 0    | 3.16  |
| 2        | -2.84 | 5.28 | 1.01 | 5.61 | -6.07 | 0.44 | 0    | 0    | 3.18  |
| 3        | -2.78 | 6.49 | 0    | 5.92 | -5.01 | 0    | 0    | 0    | 3.19  |
| 4        | 1.69  | 5.83 | 0    | 5.72 | -6.21 | 0.17 | 1.74 | 0    | 3.27  |
| 5        | -1.76 | 5.93 | 0    | 5.66 | -6.07 | 0    | 1.83 | 0    | 3.27  |
| 6        | 0     | 5.70 | 0    | 6.88 | -6.35 | 0.34 | 1.99 | 0    | 3.29  |

表 2 右机翼弯矩方程各电桥系数计算结果 Table 2 Bending equation results for right wing

| 电桥<br>方程 | RWB1  | RWS1  | RWT1  | RWB2  | RWS2  | RWT2 | RWB3 | RWS3  | Err/% |
|----------|-------|-------|-------|-------|-------|------|------|-------|-------|
| 1        | 0     | -0.55 | 0     | 21.60 | 0     | 0    | 0    | 0     | 3.27  |
| 2        | 0     | 0     | 0     | 21.27 | 0     | 4.45 | 0    | 0     | 3.29  |
| 3        | 0     | 0     | 0     | 21.86 | 0     | 0    | 0    | 0     | 3.30  |
| 4        | -4.31 | -0.22 | 0     | 17.48 | 0     | 3.55 | 0.67 | -0.22 | 3.34  |
| 5        | -3.94 | 0     | -0.42 | 17.70 | 0     | 3.69 | 0.81 | 0     | 3.34  |
| 6        | -4.04 | -2.05 | 0     | 17.25 | -2.84 | 6.16 | 1.11 | -2.05 | 3.34  |

由表中结果可以看到,剪力、弯矩计算时均同时耦合有 剪力、弯矩和扭矩电桥,与响应系数分析结果一致。同时发 现有无加强墙电桥剪力和弯矩方程检验误差差异并不明显, 结合各电桥响应系数值与载荷方程系数发现响应系数大小 并不能反映载荷方程中电桥系数的大小。

## 3 飞行实测验证及分析

机翼剖面外部分可看作固定于剖面的悬臂梁,剖面外 结构所承受总剪力 Q(向上为正)计算如下:

$$Q = N_z mg - Y \tag{4}$$

式中:Y为剖面外机翼气动力;Nz为法向过载;m为剖面外

机翼重量;g为重力加速度。

若以停机状态作为初始状态(剖面测量应变及剪力载 荷均为0),则稳定平飞时剖面外结构所承受剪力 Q':

$$Q' = -Y = -nMg/2 \tag{5}$$

式中:n为剖面以外机翼气动力与飞机总气动力比值,M为 飞机重量。采用应变法测量飞行载荷时,测量值为剖面外结 构对剖面的作用载荷,所以测量值 *O*1为:

$$Q_1 = -Q' = nMg/2 \tag{6}$$

采用表1和表2载荷方程计算1剖面剪力和弯矩,稳 定平飞段计算结果如图4所示。



Fig.4 Right wing measurement results

以图 4 (a) 可以看,前三组方程计算结果约为 10.5kN, 后三组结果约为 11.0kN,加入加强墙电桥后剪力计算结果 略大。飞机起飞重量为 3000kg,则可得到式 (5) 中 n 约为 0.7,1 剖面以内的机翼和机身均可提供一定升力,认为剪力 计算结果合理。图 4 (b) 中 1、3 两组方程弯矩计算结果约 为 37.2kN·m,其余 4 组电桥计算结果约为 36.2kN·m。相 差不到 3%,在计算误差范围内。 左机翼有、无加强墙电桥两种状态下,各取两组检验误 差最小的载荷方程,计算结果见3和表4。

表 3 剪力方程各电桥系数计算结果 Table 3 Shear equation results for left wing

| 电桥<br>方程 | LWB1  | LWS1  | LWT1 | LWB2  | LWS2 | LWT2 | LWB3 | LWS3 | Err/% |
|----------|-------|-------|------|-------|------|------|------|------|-------|
| 1        | 6.60  | -5.04 | 0    | -1.78 | 7.03 | 0    | 2.11 | 0    | 2.90  |
| 2        | 6.67  | -5.22 | 0    | -1.79 | 6.89 | 0.20 | 2.06 | 0    | 2.90  |
| 3        | 6.88  | -5.78 | 0.32 | -2.81 | 5.65 | 0    | 0    | 0    | 3.01  |
| 4        | 10.60 | -5.09 | 0    | 0.00  | 6.18 | 0    | 0    | 0    | 3.12  |

表 4 弯矩方程各电桥系数计算结果 Table 4 Bending equation results for left wing

| 电桥方程 | LWB1  | LWS1 | LWT1 | LWB2   | LWS2  | LWT2  | LWB3 | LWS3  | Err/% |
|------|-------|------|------|--------|-------|-------|------|-------|-------|
| 1    | 17.32 | 0.00 | 0    | -7.70  | 0     | 0.78  | 0    | -3.61 | 3.20  |
| 2    | 17.82 | 0.72 | 0    | -7.42  | 0     | 0     | 0    | -3.03 | 3.21  |
| 3    | 16.50 | 0    | 0.14 | -9.74  | -3.23 | 0     | 0    | 0     | 3.29  |
| 4    | 13.85 | 0    | 0    | -11.66 | -3.37 | -0.76 | 0    | 0     | 3.29  |

表 3 中 4 组剪力方程中有加强墙电桥方程检验误差略 小于无加强樯电桥方程,但相差并不明显,表 4 弯矩方程检 验误差与剪力方程规律相同,将表 3 和表 4 方程结果带入飞 行数据,截取平飞段进行计算,结果如图 5 所示。

图 5 (a) 可以看到无加强墙电桥方程平飞载荷约为 10.5kN,有加强墙电桥 11.1kN。图 5 (b) 中组方程弯矩相差 不到 2.5%,在误差允许范围内。

对比左、右机翼计算结果可以发现,同一载荷检验误差 基本一致的不同方程,带入飞行数据后,计算结果差异明显, 有加强墙电桥剪力计算结果有所增大,但弯矩计算结果无明 显变化趋势,这主要跟结构传力路径相关。由图3(b)可以 看到,加强墙弯矩电桥响应系数斜率明显小于前后梁电桥, 图3(a)无此现象,由此可得,加强墙对弯矩的传递能力小 于剪力,则墙上电桥对于剪力的影响更明显。通过分析响应 系数可对载荷方程进行预判和检验。

表2中第三组方程仅采用后梁弯矩电桥便可反映剖面 的弯矩特性,左机翼相同位置电桥并不具备该属性,两个电 桥仅在应变改装时角度存在微小差异,而根据应变法的线性 假设,采用单一电桥构建载荷方程具有可实施性。但工程实 际中难以确定反映单一载荷属性的电桥方向,如何采用单一 电桥来创建载荷方程仍需进一步研究。



Fig.5 Left wing measurement results

#### 4 结论

本文结合具体根部有加强墙的双梁结构机翼,介绍了 采用应变法测量飞行载荷的过程和方法,在分析过程中得 到:

(1)各载荷电桥有相互耦合现象,但通过一定的解偶之后,可得到单一载荷,左、右机翼相同位置同性质电桥在方程中系数差异较大,但并不影响载荷方程测量结果。

(2)检验误差相同的方程在计算载荷时,计算结果并不 一致,无加强墙电桥的方程,剪力测量结果偏小,但弯矩测量 结果无明显差异,可根据响应系数结果对电桥影响进行预判 和检验。

(3) 工程中存在单一电桥来测量某一飞行载荷的情况, 但由于实际机翼结构受载情况复杂,电桥方向难以预判,如 何确定电桥的方向,还需进一步研究。

#### 参考文献

赵燕,范华飞,李志蕊. 一种用于飞行载荷实测的改进动态模型建立方法 [J]. 机械强度, 2017, 37 (2): 243-247.
 Zhao Yan, Fan HuaFei, Li ZhiRui. An improved building

dynamic load model method for flight load measurement[J]. Journal of Mechanical Strength, 2017, 37 (2) : 243–247. (in Chinese)

[2] CCAR-25-R4 中国民用航空规章 [S]. 北京:中国民用航空 局, 2011.

CCAR-25-R4 China civil aviation regulation[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)

- [3] Kwak D Y, Yoshida K. Flight test measurements of surface pressure on unmanned scaled supersonic experimental airplane[C]//24th Applied Aerodynamics Conference, 2006.
- [4] Skopinski T H, Aiken W S, Huston W B. Calibration of a traingage installations in aircraft structures for measurement of flight loads[R]. NACA Report 1178, 1954.
- [5] 克利亚奇科 M J, 阿尔纳乌托夫 E B. 飞机强度飞行试验(静载荷)[M]. 汤吉晨,译,西安:航空航天部《ASST》系统工程 办公室,1992:1-3.
   Correa Chico M J, Arne Uhthoff E B. Aircraft strength

flight test (static load) [M]. Tang Jichen translated, Xi' an: Department of Aeronautics and Astronautics 《ASST》 Office of Systems Engineering, 1992: 1–3. (in Chinese)

- [6] Jenkins J M, DeAngelis V M. A summary of numerous straingage load calibrations on aircraft wings and tails in a technology format[R]. NACA Technical Memorandum 4804, 1997.
- [7] 赵燕.基于遗传算法与评估模型的飞行载荷实测研究 [J]. 航空学报, 2014, 35 (9): 2506-2512.
  Zhao Yan. Flight load measurement based on genetic algorithm and evaluating mode[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35 (9): 2506-2512. (in Chinese) (责任编辑 朱赫)

#### 作者简介

李亚南(1992-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机 结构强度及飞行载荷测量研究。 Tel:15319991507 E-mail:597435955@qq.com

# Flight Load Measurement Research for a Two-beam Wing with Reinforced Root

Li Yanan\*, He Leru, Li Zhirui

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

**Abstract:** The strain modification position and the accuracy of the load equation are important for using strain method to measure the flight load. This paper analyzed the process of establishing load equation and tested the accuracy of the equation for a certain type of aircraft wing. According to the analysis, the equations of flight load for engineering applications were obtained, and the influence of the bridge on the load equation is obtained. The results provide reference for measuring wing load of the similar structures.

Key Words: strain gage; two-beam structure; flight load; load calibration; load equation