

变压心飞行载荷校准试验方法研究

吴波, 李文龙, 孟敏

(中国飞行试验研究院, 西安, 710089)

摘要 校准试验是应变电桥法测量飞行载荷的关键环节。为模拟真实飞行时气动载荷压心随飞机机动而连续变化的特性,提出一种可变压心的载荷校准试验方法,对全机平衡和约束载荷进行计算分析,利用多点协调加载系统应用于某型飞机的机翼载荷校准试验。使用变压心加载工况对载荷模型进行验证,明确压心变化引起的误差,通过调整建模工况的压心分布对模型进行优化,机翼根剖面弯矩载荷模型适用范围为17%~90%,模型精度由5.54%提高到2.36%。优化后的载荷模型测得的纵向机动飞行载荷左、右机翼对称,压心变化在验证范围内,测量结果合理可靠。

关键词 飞行载荷;地面试验;变压心;应变电桥法

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.04.002

中图分类号 V217+.32 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)04-0008-06

Research on Flight Load Calibration Test Method of Variable Pressure Center

WU Bo, LI Wenlong, MENG Min

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract Calibration test is the key segment of flight load measurement by strain bridge method. In order to simulate the characteristics of aerodynamic load pressure center continuously changing with aircraft maneuvering in real flight, a load calibration test method with variable pressure center is proposed. The force balance and constraint loads of the whole aircraft are calculated and analyzed, and the multi-point coordinated loading system is applied to the wing load calibration test of an aircraft. The load model is verified by the variable pressure center loading condition, and the error caused by the pressure center change is clear. The model is optimized by adjusting the pressure center distribution of the modeling condition, and the accuracy and application scope of the load model are improved. The results show that the left wing and right wing of the longitudinal maneuvering flight load measured by the optimized load model are symmetrical, and the change of pressure center is within the verification range, so the measurement results are reasonable and reliable.

Key words flight load; ground test; variable pressure center; strain bridge method

飞机飞行载荷测量需要对真实飞行环境下的飞机主要结构受载情况进行实测,该过程一方面可以验证飞机设计阶段输入载荷的可靠性,完善结构设计^[1];另一方面可以用于飞行载荷谱的获取,确定飞

收稿日期: 2022-12-08

作者简介: 吴波(1990-),男,陕西西安人,工程师,硕士,研究方向为飞行载荷测量。E-mail: wuboshiwubo@163.com

引用格式: 吴波,李文龙,孟敏. 变压心飞行载荷校准试验方法研究[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(4): 8-13. WU Bo, LI Wenlong, MENG Min. Research on Flight Load Calibration Test Method of Variable Pressure Center[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(4): 8-13.

机使用寿命^[2]。

目前,国内外军用战斗机飞行载荷测量主要使用应变测量法^[3]。其基本原理是:在飞机主要结构(如机翼、尾翼与起落架等)的传力路径上加装应变电桥,然后进行地面载荷校准试验,分析应变电桥的响应值与所施加的校准载荷值之间的规律,建立载荷模型^[4],最终在飞行试验中,将应变电桥响应代入载荷模型,获得待测结构的飞行载荷。其中载荷模型建模主要以多元线性回归方法为基础,结合遗传算法、响应叠加等方法对模型进行优化^[5-7]。

战斗机在亚音速和超音速飞行机动过程中机翼压心可在0.2~0.6倍平均气动弦长范围内变化^[8],受机体侧滑和方向舵偏转影响垂尾压心可在翼盒整个弦向范围内移动^[9]。翼面压心的大范围变化必将改变气动载荷在传力结构中的分配方式,从而影响结构应变电桥的响应规律^[10]。使用应变电桥法准确测量飞行载荷的关键是通过地面校准试验工况准确模拟结构空中受载。目前,地面校准试验工况多为单点和多点加载^[11-12],通过加载点位置、数量和载荷量级的变化模拟不同的飞行受载情况,但加载载荷的等效压心在单一加载工况中保持不变,在整个加载试验中呈离散点状分布。为模拟真实飞行时气动载荷压心随飞机机动而连续变化的特性,本文提出一种变压心飞行载荷校准试验方法,用于某型机机翼载荷校准试验,验证载荷模型在全压心范围内的适用性,与定压心验模工况相比,变压心工况不但能反映载荷模型的整体精度量级,还可以确定压心变化引起的误差来源,表征模型的适用范围,优化建模工况选取,达到提高载荷模型精度的目的。

1 变压心加载工况设计

本文以测量某型机机翼根部载荷为实例。机翼结构采用中厚蒙皮多梁多榧设计,机翼加装应变电桥包括弯矩、剪力和扭矩3类电桥,所有应变电桥沿弦向分布于机翼根部的测载剖面上,其中弯矩电桥位于梁、榧上下缘条或者同侧蒙皮,剪力电桥位于梁/榧腹板,扭矩电桥位于同侧蒙皮。加载点分布在主翼盒不同的翼肋与机翼梁、榧的交点处,单侧机翼共15个加载点,其中右机翼应变电桥与加载点分布如图1所示,左机翼应变电桥与加载点对称分布。

载荷工况包括单点加载与多点加载,其中,单点工况实施简单,使用单个作动器分级加载至试验目标载荷,是建立载荷模型的基本工况,多点加载使用

多个作动器按照输入载荷谱协调加载,与单点工况相比,载荷量级大,覆盖传力路径广,可用于载荷模型的补充建立和验证。

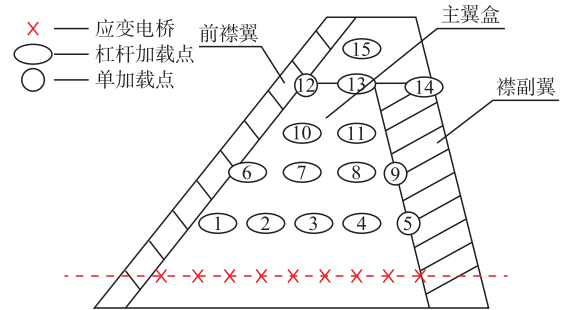


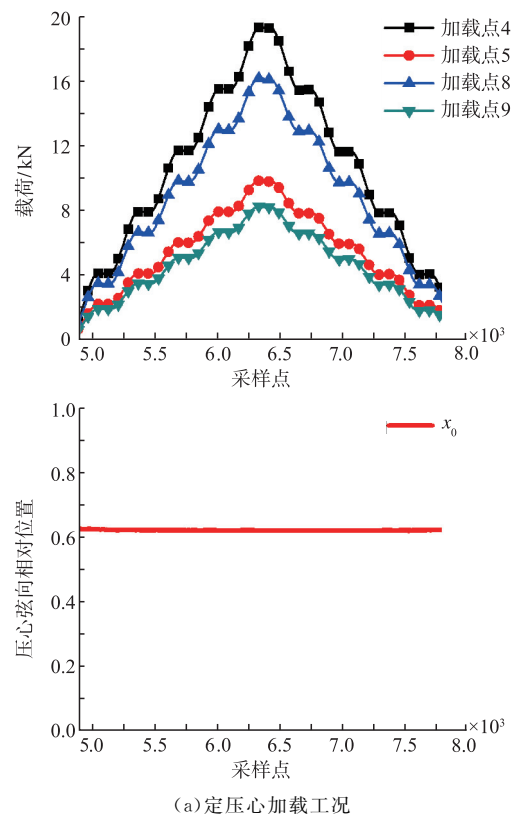
图1 右机翼应变电桥及加载点分布

多点加载时飞机结构受到多个作动器同时作用,弦向等效压心 x_0 为:

$$x_0(t) = \frac{\sum x_i F_i(t)}{\sum F_i(t)} \quad (1)$$

式中: x_i 为第 i 个加载点弦向坐标; $F_i(t)$ 为第 i 个加载点加载载荷,随时间 t 变化。

传统多点工况加载时各加载点载荷随时间等比变化,由公式(1)可知等效压心保持不变。而为模拟真实飞行中气动力压心变化对结构的影响,本文在传统定压心多点载荷工况的基础上,对输入载荷谱进行优化重组,通过逐点加、卸载的方式,使得不同加载作动器间的比例关系处于实时变化之中,实现压心由点到线无级变化的加载工况。典型载荷工况加载输入谱与等效压心弦向变化如图2所示。



(a) 定压心加载工况

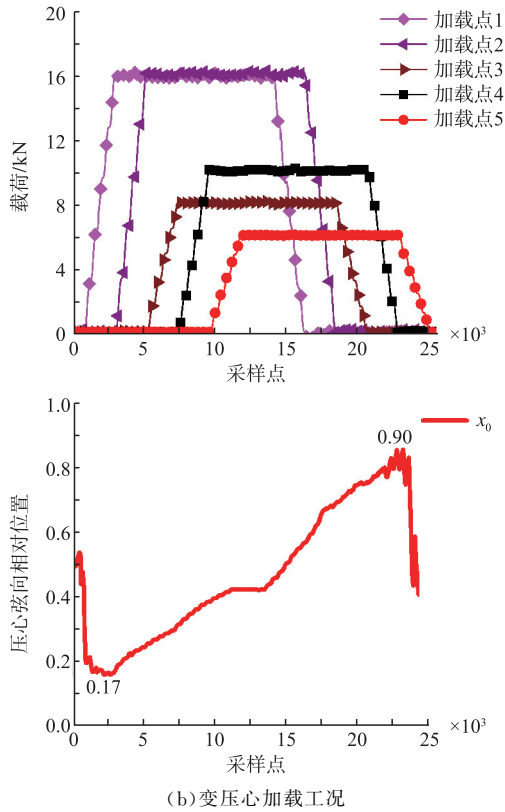


图2 加载输入谱与等效压心弦向变化历程

图2各加载点位置如图1所示,在图2(a)典型定压心加载工况中,加载点为4,5,8,9,整个加载过程压心基本维持不变,固定在测载剖面弦向63%处,而图2(b)变压心加载工况加载点为1~5,包含4个杠杆加载点和1个单加载点,覆盖机翼结构所有展向梁樯传力结构,等效压心弦向变化范围17%~90%,遍历主翼盒段(前缘襟翼和后缘襟副翼属于活动舵面),飞行载荷通过主翼盒段传递,完全覆盖了飞行中的弦向压心变化范围,可充分模拟根剖面外的飞行载荷。

2 飞行载荷地面校准试验

2.1 试验约束平衡

机翼校准试验时左、右边同时对称向上加载,飞机纵向受载包括前起落架支撑载荷 F_{NL} 、飞机自重 G 、主起落架支撑载荷 F_{ML} 、飞机机背配重 F_C 以及机翼加载载荷 F_0 ,如图3所示。

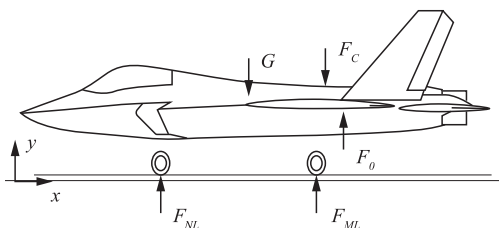


图3 飞机纵向载荷分布

加载过程中飞机受载保持平衡,且起落架承载不超过限制需满足公式。

$$F_{NL}x_{NL} + Gx_G + F_{ML}x_{ML} + F_Cx_C + F_0x_0 = 0$$

$$F_{NL} + G + F_{ML} + F_C + F_0 = 0$$

$$0 \leq F_{NL} \leq F_{NLmax}, 0 \leq F_{ML} \leq F_{MLmax} \quad (2)$$

式中: x_{NL} , x_G , x_{ML} , x_C 为各载荷对应航向坐标; F_{NLmax} 为前起落架纵向限制载荷; F_{MLmax} 为主起落架纵向限制载荷。该型机为机身起落架结构,采用起落架与机背约束方式,不影响飞机外翼结构传力受载。

对于定压心工况需评估加载载荷为0和最大时两个极值点起落架约束载荷是否超限,对于变压心工况需对整个加载历程进行评估,典型变压心工况加载载荷与起落架约束载荷变化历程如图4所示,图中根据主起最大约束载荷进行归一化处理。

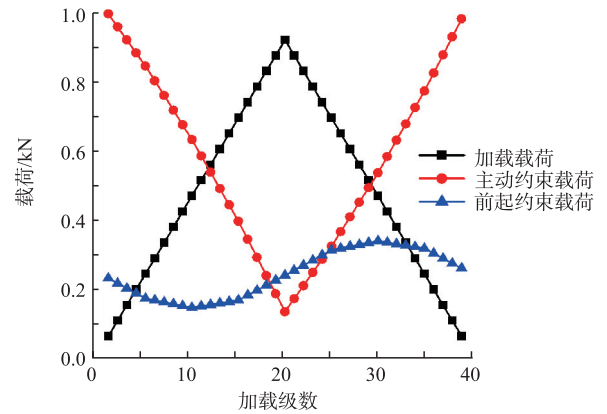


图4 加载载荷与起落架约束载荷变化历程(归一化处理)

其中,由公式(2)可知,主起约束载荷极值与加载载荷极值在加载历程1/2时刻同时达到,而前起约束载荷极值分别出现在加载历程1/4,3/4时刻,其中最小载荷已接近0。如按照传统定压心工况约束载荷计算方式,根据最大加载载荷时刻计算最小约束载荷,分配机体配重,则可能导致加载过程中前起落架离地,飞机姿态失控,引发试验风险。

2.2 试验加载

变压心加载工况要求多个加载点逐步加载而非同步进行,因而无法采用多级杠杆分解加载^[13]的方式,需要针对各加载点独立配置加载作动器。根据试验需求在左、右机翼下各配置15个符合加载量级的液压作动器,将液压作动器按加载点投影位置固定在加载设备上,其中杠杆加载点使用可调杠杆准确对位,如图5所示。所有加载作动器使用自动协调加载系统按照工况输入载荷谱控制加载。

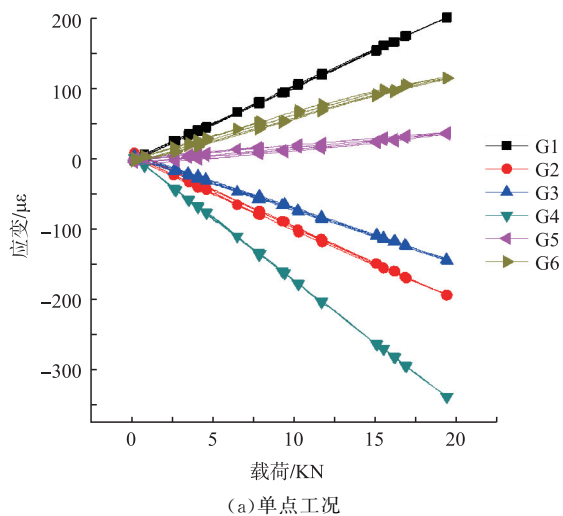


图 5 机翼自动协调加载试验

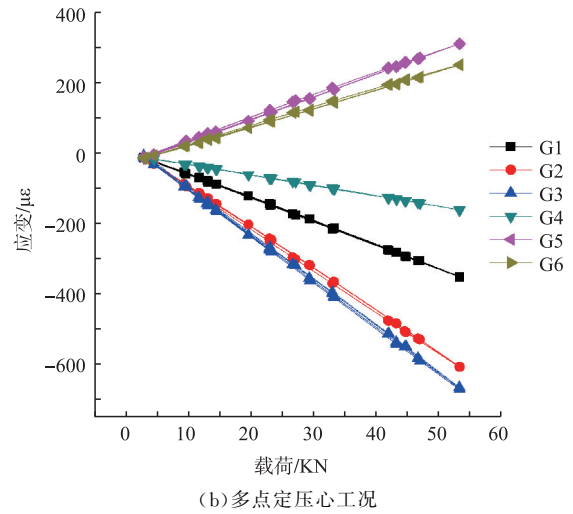
加载时单点工况与定压心多点工况,各加载点目标载荷分为 5 级,同步由零逐级加到最大,然后再逐级卸载到零。每种加载工况,先预加载到 40% 的试验载荷,消除结构间隙,再正式加载 2 个循环;变压心多点工况分作动器逐点加载,由零逐级加到最大保持,待所有加载点达到目标载荷后,分作动器逐点卸载,采用“先加载先卸载”原则,不进行预加载和重复加载,多点工况加载载荷谱如图 2 所示。加载过程中每级加载段(载荷上升/下降)15 s,达到目标载荷后保持 15 s。

3 载荷模型建立与优化

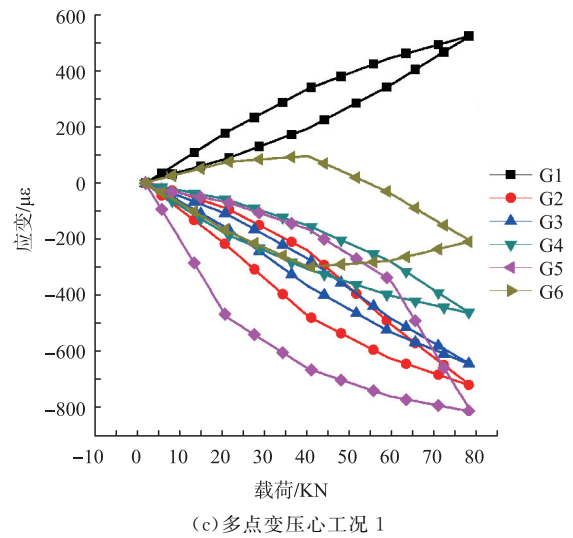
校准试验过程中同步记录加载点作动器载荷与机翼测量剖面上应变计响应,典型单点工况、定压心与变压心多点工况载荷、应变电桥响应如图 6 所示。



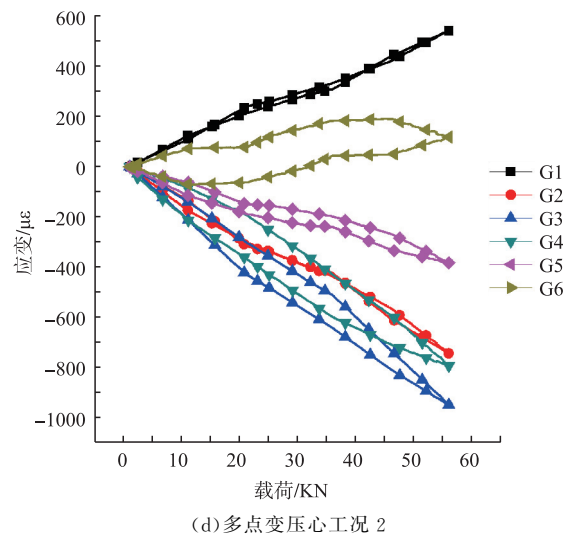
(a) 单点工况



(b) 多点定压心工况



(c) 多点变压心工况 1



(d) 多点变压心工况 2

图 6 机翼加载载荷及应变电桥响应历程

其中图 6(a)、(b)为单点工况与定压心多点工况,G1~G6 为加装在机翼上的典型应变电桥,加载位置固定,压心不变,传力路径在整个加载过程中不发生变化,对应应变电桥响应线性度较高,对于典型机翼结构且存在足够独立工况的测载结构,可通过多元线性回归方法建立载荷模型^[4];图 6(c)、(d)为变压心多点工况,加载过程中加载位置变化导致压

心和传力路径发生变化,应变电桥响应随之转折,可以用于验证载荷模型在压心变化时的适应性。

对机翼校准试验数据进行分析,选定重复性、稳定性、线性度和灵敏度较好的应变电桥作为建立载荷模型的备选电桥^[14],利用多元线性回归分析方法建立载荷方程。将结构受载时应变电桥响应作为输入代入载荷模型,结合应变电桥载荷系数可获得载荷模型计算载荷,如公式(3)所示。

$$F_{ca} = \sum_{i=1}^n \alpha_i \epsilon_i \quad (3)$$

式中: F_{ca} 为载荷模型计算载荷; ϵ_i 为第*i*个应变电桥响应; α_i 为第*i*个应变电桥的载荷系数。

定压心多点工况检验误差采用公式(4)进行计算得到加载过程均方误差值,表征载荷模型在该压心处的统计误差,变压心工况误差如公式(5)所示,计算时可引入当前试验载荷下对应的等效压心,获得不同时刻,不同压心对该载荷模型的影响如图7所示。

$$E_t = \sqrt{\frac{\sum (F_t - F_{ca})^2}{\sum (F_t)^2}} \times 100\% \quad (4)$$

$$E_t(t) = \frac{F_t(t) - F_{ca}(t)}{F_t(t)} \times 100\% \quad (5)$$

式中: E_t 为载荷模型误差; F_t 为试验加载载荷。

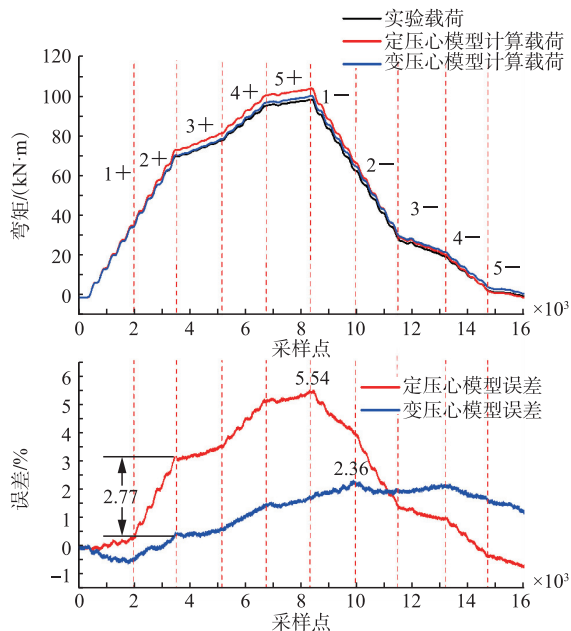


图7 变压心工况载荷与误差历程

由图7可知,通过变压心工况对传统载荷模型计算的机翼根剖面弯矩载荷进行验证,最大误差5.54%,此误差为多个加载点累计加载产生,其中2号加载点加、卸载时,误差显著变化达到2.77%,是产生误差的主要来源。通过补充2号加载点相关加载工况,增加其在建模工况中权重,重新建立载荷模

型。优化后的载荷模型2号加载点加卸载验模误差贡献明显降低至0.76%,整个工况最大误差为2.36%,符合工程实际精度要求,可用于飞行载荷实测。其中传统载荷模型 E_1 与变压心优化载荷模型 E_2 各应变电桥的载荷系数见表1。

表1 左翼弯矩载荷模型中电桥系数

载荷模型	G1	G2	G3	G4	G5
E_1	1.223 1	-0.051 5	0.052 9	-0.017 0	-0.021 1
E_2	1.902 1	-0.009 2	-0.022 0	-0.001 2	-0.073 8

与使用定压心工况进行模型验证只能获得单一压心点,单一均方误差值不同,变压心工况通过压心的不断变化,可表征误差来源与产生过程,优化建立载荷模型的样本工况选取,最终降低载荷模型误差,获得可适用于大范围压心变化的高精度载荷模型。使用变压心工况,优化后的机翼根剖面弯矩变压心载荷模型压心适用范围为17%~90%,相较于定压心载荷模型最大误差由5.54%降到了2.36%,模型精度明显提高。

4 飞行试验

在某型飞机载荷实测飞行试验中,当飞机在5 000 m高度飞行进行纵向对称机动时,使用优化后的载荷模型计算左、右机翼根部测载剖面的弯矩与压心位置,整个机动过程中载荷历程与压心变化历程如图8所示(图中根据右翼最大弯矩进行归一化处理, x_0 为右机翼压心弦向相对位置)。

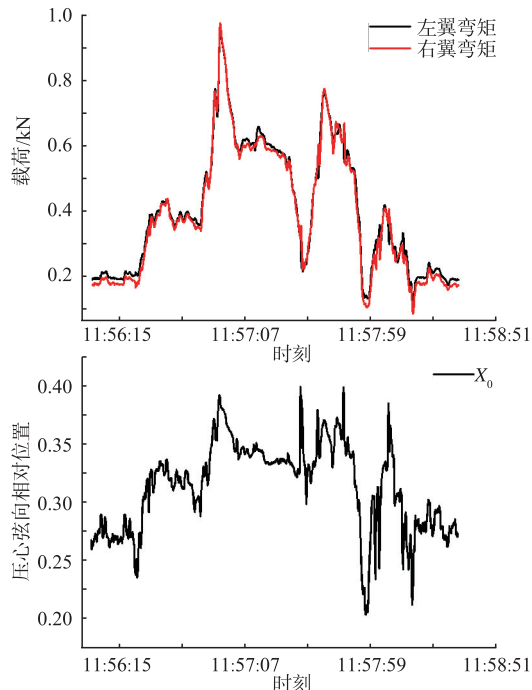


图8 左、右机翼机动载荷与压心变化历程(归一化处理)

左、右机翼弯矩载荷模型建模过程中电桥与工况选取不同,最终载荷模型中应变电桥系数也不相同,而弯矩计算结果在飞机配平阶段与机动过程中均有较高一致性,且符合飞机载荷变化规律,载荷峰值时左、右机翼相差1.5%。机翼根部弯矩测量随法向过载变化合理,压心变化范围为20.3%~39.8% X_0 ,在变压心工况验证的载荷模型适用范围内,可作为飞行载荷实测结果。

5 结论

1)飞行载荷在多梁多樯机翼结构中的分配与传递,受压心影响显著。本文提出一种可变压心的飞行载荷校准方法,并使用多点协调加载系统成功应用于某型飞机的机翼载荷校准试验。

2)使用变压心工况对飞行载荷模型进行验证,明确了误差来源与优化方法。机翼根部弦向压心变化范围为17%~90%时,弯矩载荷模型的精度由5.54%提高到2.36%。

3)将变压心工况引入飞行载荷校准试验,能有效提高载荷模型精度,并在飞行载荷实测中取得了较好结果。

参考文献

- [1] 李为吉. 飞机总体设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [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,2010:65-78.
- [3] 克利亚奇科 M P,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.
- [4] 张海涛,余建虎,李志蕊,等. T型尾翼布局的垂尾载荷测量技术[J]. 航空学报,2019,40(3):73-79.
- [5] 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.
- [6] 张赐宝,李涛,滕申科,等. 基于应变响应叠加原理的飞行载荷测量建模研究[J]. 应用力学学报,2018(1):22-27.
- [7] ALLEN M J, DIBLEY R P. Modeling Aircraft Wing Loads From Flight Data Using Neural Networks[J]. SAE Transactions, 2003, 112(9): 512-520.
- [8] 叶庆琥. 大攻角翼面弦向压心位置的确定[J]. 航空兵器,1993,6(2):15-18.
- [9] 邵珂,万志强,杨超. 基于试验气动力的弹性飞机舵面效率分析[J]. 航空学报,2009,30(9):1612-1617.
- [10] 唐宁,白雪. 基于应变法飞行实测载荷的机翼压心计算方法[J]. 现代机械,2020(1):46-50.
- [11] 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.
- [12] 何发东. 基于多点协调加载试验的机翼飞行载荷模型研究[J]. 机械科学与技术,2015,34(11):1800-1804.
- [13] 刘冰. 大型飞机全机静力试验静定支持与约束技术及其应用[J]. 科学技术与工程,2019,19(11):286-291.
- [14] 闫楚良,张书明,卓宁生,等. 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(1):57-60.

(编辑:陈斐)