

文章编号:1674-8190(2015)04-447-05

短连杆飞行载荷实测技术

范华飞, 李俊, 李志蕊

(中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

摘要: 飞行载荷实测是新机定型的一个必要环节, 飞机操纵面铰链力矩测量是飞机飞行载荷测量的一部分。结合实际工程提出一种飞机操纵面短连杆飞行载荷实测新技术, 并将其应用于某型飞机定型试飞中。进行短连杆校准试验, 发现应变电桥受拉、压载荷时响应系数差异大于45%, 因此, 短连杆结构件在飞行载荷测量时需完成拉、压向两种校准试验工况。

关键词: 短连杆; 飞行载荷; 载荷实测; 应变电桥

中图分类号: V214.1⁺1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2015.04.008

Flight Loads Measurement Technique for Short Rods

Fan Huafei, Li Jun, Li Zhirui

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

Abstract: Flight loads measurement is necessary for finalize the design of new type aircraft. Control surface hinge moment measurement is an important part of flight loads measurement for an aircraft. A new flight loads measurement technique for short rods is proposed. The technique is applied to measure flight load at certain aircraft; The response coefficient of strain-gage bridge differences are up to 45% when pull & press calibration test for the short rods, so the flight loads measurement for short rods needs to perform calibration test of two loads case (pulling and pressing).

Key words: short rods; flight loads; loads measurement; strain-gage bridge

0 引言

飞行载荷实测是验证飞机结构完整性、完成新机定型必须的试验项目, 飞行载荷测量主要手段有压力测量法和应变电桥测量法, 压力测量法不方便实施且耗费较高, 通常采用应变电桥测量法来测量飞行载荷^[1], 其主要思想为通过地面校准试验构建应变与加载载荷之间的对应关系, 即建立载荷模型, 将飞行实测应变代入载荷模型, 求得飞行载荷。国外, Ivo Jebáček 等^[2]通过与计算值和静强度试验结果的比较, 验证了应变法测载结果的正确性; William A. Lokos 等^[3]分析了单点或分布加载、校准工况数量及加载载荷量级等因素对载荷模型精

度的影响; NASA 使用应变计法对多种飞机结构进行了载荷测量, 并由 J. M. Jenkins 等^[4]对其试验结果进行了总结, 对于多梁多墙结构飞机, 检验误差高达 50%; S. A. Nelson^[5]对穷举法、MT 值法、遗传算法等建立载荷模型的方法进行了对比研究; Madhus-udan A. Padmanabhan 等建立了表征“空中应变对地面应变, 空中载荷对地面载荷”的动态载荷模型^[6], 传统载荷模型基于地面校准数据, 而该载荷模型则基于地面和空中的数据, 更能代表真实飞行, 但其求解是一个迭代的过程, 若遇到不收敛的情况, 影响其进一步应用。国内也展开了相关研究, 并得到了很多处理方法和成果^[7-9], 但所有研究都是用于处理飞机大部件飞行载荷实测, 例如飞机机翼、平尾及垂尾等大部件的飞行载荷实测。

飞机操纵面铰链力矩测量是飞机飞行载荷测量的一部分, Eric J. Miller 等开展了相应的专题研

收稿日期: 2015-07-16; 修回日期: 2015-09-07

通信作者: 范华飞, huafei_fan@aliyun.com

究^[10],但是应变改装部位较多,地面校准试验工况较复杂,不利于实施且试验周期太长,若用于飞行试验,成本太高。

在完成我国某型飞机定型试飞过程中,为了测量飞机操纵面铰链力矩,拟采用传统方法在飞机操纵面舵机连杆的上下缘条上粘贴应变计组成拉、压电桥,通过脱机校准试验建立拉、压载荷与应变电桥响应的关系式(即载荷模型),将飞行实测应变代入载荷模型测得连杆拉、压载荷,通过操纵面舵机连杆与操纵面铰链轴的几何关系推导出操纵面的铰链力矩。然而在对完成了应变改装的22件操纵面连杆进行脱机校准试验时,发现有6件操纵面连杆拉、压校准时应变电桥响应输出符号同向,不合实际,且压向受载时应变电桥响应非线性,其余16件连杆响应正常,已有相关研究只给出了该种传统的组桥方式,并未谈及该类情况的解决办法。

针对上述问题,本文对短连杆提出一种应变计组桥方案,进行地面校准试验,并将此应用于飞行实测中,以期为后续同类型短连杆飞行载荷实测提供参考。

1 应变电桥组桥方案

操纵面连杆结构形式如图1所示,其中左侧为双叉耳,右侧为单耳,上下有缘条,中间腹板连接。

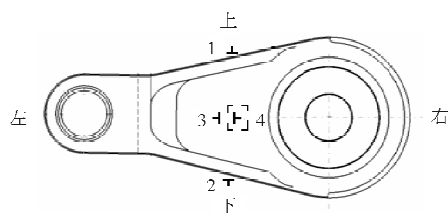


图1 短连杆应变计布置

Fig.1 Strain-gages locations of short rod

为了测得连杆的拉、压向载荷,采用传统方法在连杆的上、下缘条上粘贴垂直组合应变计,1号组合应变计粘贴在上缘条,2号组合应变计粘贴在下缘条,将1号、2号组合应变计组成的拉压电桥编号为电桥A,在完成电桥A的改装后,校准试验结果不理想。这6件连杆与其余16件连杆的区别就是相对较短,即这6件连杆的长与横截面面积的比值相对其余16件连杆较小,理论上的最优粘贴应变计位置在工程中没有得到理想的结果,理论分

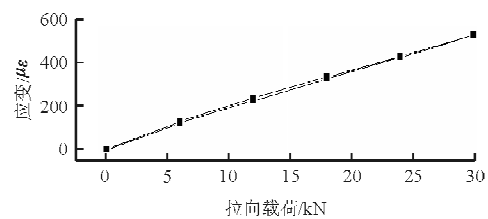
析连杆受拉、压向载荷时,连杆缘条都能很好地体现所受载荷,实际结果却是缘条在连杆受拉向载荷时表现受拉,在连杆通过耳片受压向载荷时缘条仍然表现受拉。

进而改在连杆腹板前、后粘贴垂直组合应变计,3号组合应变计粘贴在腹板正面,4号组合应变计粘贴在腹板背面,将3号、4号组合应变计组成的拉压电桥编号为电桥B,在完成电桥B的改装后,校准试验结果相对电桥A有所好转,但仍不理想。

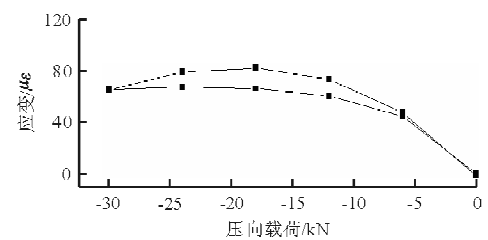
经认真分析电桥A与电桥B的校准试验数据后,提出电桥C方案,即将前述的1号、3号组合应变计组成拉、压电桥(2号、4号组合应变计组成拉、压电桥同1号、3号组合应变计组成拉、压电桥,此处不再赘述),校准试验结果很好。

2 地面校准试验

将完成了应变电桥A改装的连杆通过专门设计的夹具安装到拉压试验机上进行拉、压校准试验。首先进行拉向载荷校准,载荷从0开始分五级施加到30 kN,然后分五级卸载到0,同时记录下应变与载荷;再进行压向载荷校准,载荷从0开始分五级施加到-30 kN,然后分五级卸载到0,同时记录下应变与载荷。应变电桥A改装后的连杆校准试验台阶数据结果如图2所示。



(a) 拉向载荷



(b) 压向载荷

图2 电桥A载荷-应变

Fig.2 Strain-gage bridge A load-strain

从图 2 可以看出:电桥 A 在拉向校准时,应变响应能够很好地体现出拉向受载情况,应变响应正常,然而在压向载荷校准时,电桥 A 表现出拉向受载,应变响应输出也为正,并且应变响应很小,应变与载荷呈现出非线性关系。出现上述现象的原因是,连杆太短,连杆在感受压向载荷时,压向载荷基本直接通过腹板传递,压向载荷还基本没分配到连杆两侧缘条上就直接传递到连杆两端,两侧缘条由于腹板受压内陷程度远大于缘条受压而表现出受拉的现象。

进而对连杆完成应变电桥 B 方案的改装,完成改装后进行相同的拉、压校准试验,应变电桥 B 改装后的连杆校准试验台阶数据结果如图 3 所示。

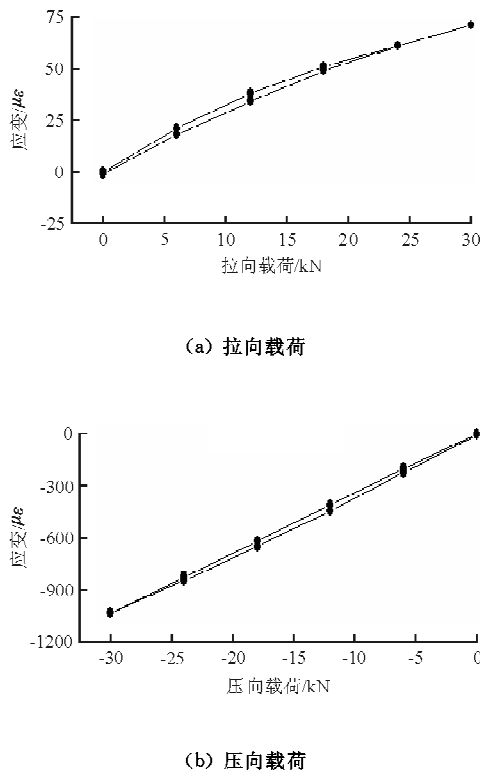


图 3 电桥 B 载荷—应变
Fig. 3 Strain-gage bridge B load-strain

从图 3 可以看出:电桥 B 在压向校准时,应变响应能够很好地体现出压向受载情况,应变响应正常,虽然在拉向载荷校准时,电桥 B 也能够体现出拉向受载情况,应变响应输出与压向校准时符号相反,但是其应变响应很小,并且与载荷的线性关系也不是很强。如果用电桥 B 来判断连杆受载方

向,并且用电桥 B 来测量压向载荷,用电桥 A 来测量拉向载荷,也能够测量出连杆的载荷,然而带来的问题就是需要两个测试通道,然而飞行试验中测试通道有限并且前期已经布置铺设,只有一个测试通道用于测量该连杆的载荷,为此,在分析了电桥 A 与电桥 B 的校准试验数据后,提出了电桥 C 方案,完成改装后进行相同的拉、压校准试验,应变电桥 C 改装后的连杆校准试验台阶数据结果如图 4 所示。

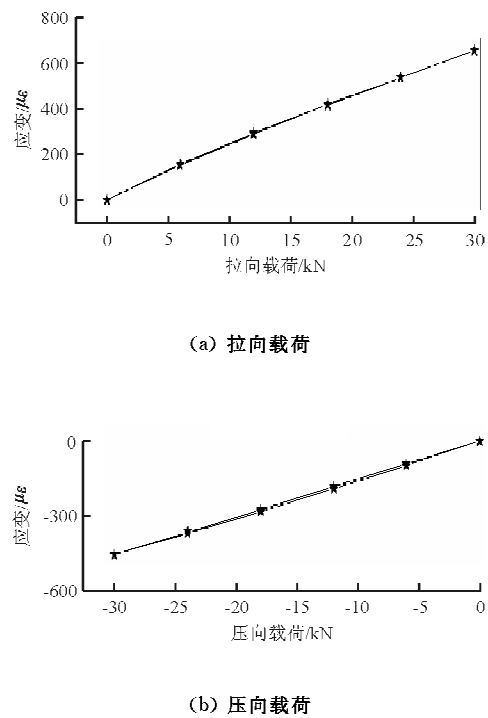


图 4 电桥 C 载荷—应变
Fig. 4 Strain-gage bridge C load-strain

从图 4 可以看出:电桥 C 在拉、压向载荷校准时,应变响应均能很好地体现出受载情况,应变响应正常,且能体现出受载方向,应变与载荷之间的线性程度较高。

为了更好地说明电桥 C 方案的优点,给出两个量化的参数结果。

应变和载荷之间的关系可通过响应系数得以体现,应变电桥响应系数 η 公式^[4]为

$$\eta = \frac{\epsilon}{F} \quad (1)$$

式中: ϵ 为电桥响应输出量; F 为载荷量。

试验数据线性质量以线性相关系数 R 大小来

判断,该值在 $-1\sim 1$,当 $|R|$ 越接近1线性质量越好,线性相关系数 R 的计算公式为

$$R = \frac{n \sum_{i=1}^n \epsilon_i F_i - \sum_{i=1}^n \epsilon_i \cdot \sum_{i=1}^n F_i}{\sqrt{n \sum_{i=1}^n \epsilon_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n \epsilon_i\right)^2} \cdot \sqrt{n \sum_{i=1}^n F_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n F_i\right)^2}} \quad (2)$$

可通过线性拟合的方式求得响应系数 η 的均值。三种应变电桥方案校准试验结果的 η 均值及线性相关系数 R 的平方值,如表1所示。

表1 三种应变电桥的响应系数及 R^2

Table 1 The response coefficient of three kinds of strain-gage bridge and R^2

电桥	拉向		压向	
	η	R^2	η	R^2
电桥 A	17.559 0	0.996 9	—	—
电桥 B	2.425 3	0.980 4	34.459	0.998 4
电桥 C	21.908 0	0.997 0	15.091	0.999 4

从表1的拟合数据可以看出:电桥A拉向载荷时响应良好;电桥B压向载荷时响应良好,但拉向载荷时响应很小且线性度不高;电桥C在拉、压向载荷时电桥响应都很好,响应系数均较大,应变载荷之间线性度高,因此选择电桥C的方案作为飞行载荷实测电桥。

选择电桥C的响应系数,根据式(1)反推出飞行载荷实测模型为

$$F_f = \begin{cases} \epsilon_f \div 21.908, & \epsilon \geq 0 \\ \epsilon_f \div 15.091, & \epsilon < 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: ϵ_f 为电桥C飞行实测输出量; F_f 为实测飞行载荷。

从表1的电桥响应系数 η 可以看出:压向与拉向响应系数差异大于45%,其原因是连杆太短,在实际工程中不能简单处理为传统杆结构,因此在进行短连杆飞行载荷实测时,为了测得拉、压向载荷,校准试验需完成拉、压向两种校准试验工况。

3 飞行载荷实测

在该型机完成某机动过程中,将上述连杆在飞行时的实测应变值代入飞行载荷实测模型(式

(3)),得到对应该机动的飞行载荷实测时间历程图,如图5所示。

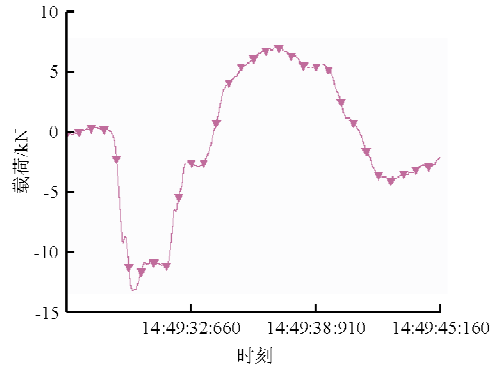


图5 飞行载荷实测

Fig. 5 Flight loads measurement

从图5可以看出:该连杆在该机动过程中前段受压向载荷,后段受拉向载荷,电桥C方案在实测中很好地体现了拉、压向载荷,得到了理想的飞行实测结果,用一个测试通道完成了该短连杆的载荷测量工作,对该型飞机操作面铰链力矩测量起到了关键性作用。

4 结论

(1) 本文结合实际工程提出了一种短连杆飞行载荷实测的应变电桥组桥新技术,并能够通过飞行实测轻松判断连杆受载方向;

(2) 短连杆结构应变电桥响应系数在受拉、压向载荷时差异较大,压向与拉向响应系数误差大于45%,因此,校准试验时需完成拉、压向两种校准试验工况。

参考文献

- [1] GJB67. 10A-2008 军用飞机强度和刚度规范:第十部分——飞行试验[S]. 北京:总装备部军标出版发行部, 2008: 1-10.
GJB67. 10A-2008 Military airplane structural strength specification part ten—flight load[S]. Beijing: The General Armaments Department Published the Distribution Department, 2008: 1-10. (in Chinese)
- [2] Ivo Jebáček, Marek Horak. Possibilityies and methods of in-flight loading measurement[J]. Aviation, 2012, 16(2): 47-50.
- [3] William A Lokos, Rick Stauf. Strain-gage loads calibration

- parametric study[R]. NASA/TM-2004-212853, 2004.
- [4] Jenkins J M, DeAngelis V M. A summary of numerous strain-gage load calibrations on aircraft wings and tails in a technology format [R]. NASA Technical Memorandum 4804, 1997.
- [5] Nelson S A. Strain gage selection in loads equations using a genetic algorithm [R]. NASA Contractor Report 4597, 1994.
- [6] Madhusudan A Padmanabhan, Karthik Y Nagesh, Hemalatha Elattuvalappil. A statistics based method for mapping flight strains to loads[R]. AIAA-2006-2005, 2006.
- [7] 赵燕, 高尚, 张多源. 一种可用于飞行载荷测量的改进遗传算法[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(8): 1265-1269.
Zhao Yan, Gao Shang, Zhang Duoyuan. An improved genetic algorithm for flight load measurements[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(8): 1265-1269. (in Chinese)
- [8] 范华飞, 何发东, 赵燕. 自适应飞行载荷实测模型[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(5): 817-820.
Fan Huafei, He Fadong, Zhao Yan. An adaptive measurement model of flight loads [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(5): 817-820. (in Chinese)
- [9] 汤吉晨. 飞机尾翼载荷飞行测量研究[J]. 航空学报, 1989, 10(10): 474-478.
Tang Jichen. Investigation on the determination of airplane tail loads by flight tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989, 10(10): 474-478. (in Chinese)
- [10] Eric J Miller, Andrew C Holguin, Josue Cruz, et al. Strain gage load calibration of the wing interface fittings for the adaptive compliant trailing edge flap flight test [EB/OL]. (2014-01-13)[2015-07-16]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140003965.pdf>.

作者简介:

范华飞(1985—),男,工程师。主要研究方向:飞行载荷与强度规范、飞行试验。

李俊(1978—),男,高级工程师。主要研究方向:飞行载荷与强度规范、飞行试验。

李志蕊(1987—),女,工程师。主要研究方向:飞行载荷与强度规范、飞行试验。

(编辑:赵毓梅)