

飞机结构载荷测量应变电桥热输出修正方法

李俊

(中国飞行试验研究院飞行试验总体技术研究所,西安,710089)

摘要 针对近年来在飞机结构载荷测量飞行试验过程中发现的结构温度对载荷测量结果影响的问题,在分析载荷测量应变电桥热输出产生的原因和机理基础上,提出一种基于多项式拟合的应变电桥热输出分析和修正方法。通过地面温度试验验证了该方法的有效性,并利用该方法对多型飞机结构载荷飞行试验实测结果进行修正,取得了良好的修正效果,有效地提高了载荷测量的精准度。研究成果为飞机结构载荷测量应变电桥热输出修正提供了适用的理论依据和工程方法,对飞机结构载荷飞行试验验证起到了重要的支撑作用。

关键词 飞机结构;载荷测量;结构温度;应变电桥热输出;地面温度试验;热输出修正方法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2022.01.009

中图分类号 V217 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2022)01-0064-06

A Thermal Output Correction Method of Strain-Gage Bridge for Load Measurement of Aircraft Structure

LI Jun

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

Abstract Aimed at the problems that the aircraft structure load measurement is affected by the structure temperature in the process of flight test of aircraft structure load measurement in recent years, on the basis of analyzing the cause and mechanism of thermal output of strain-gage bridge for load measurement, a method is proposed based on polynomial fitting for analysis and correction of thermal output of strain-gage bridge. This method is valid through ground temperature being tested. The method is used to correct the measurement results of several aircraft structural load flight tests, and a good correction effect is obtained, effectively improving the accuracy of load measurement. The research results provide the correction of thermal output of the strain-gage bridge in load measurement with an applicable theoretical basis and engineering method, and provide an important technical support for flight test and verification of aircraft structure load.

Key words aircraft structure; load measurement; structure temperature; thermal output of the strain-gage bridge for load measurement; ground temperature test; method for correction of thermal output

为了验证飞机结构载荷分析方法,评估和确定严重受载情况,必须通过真实飞行试验测量飞机结构载荷。飞机结构载荷测量方法有应变法和压力法2种。应变法是通过测量安装在结构上的应变电桥

收稿日期: 2021-09-13

作者简介: 李俊(1978—),男,四川巴中人,高级工程师,研究方向为飞机载荷与强度飞行试验。E-mail:cfte_lj@163.com

引用格式: 李俊.飞机结构载荷测量应变电桥热输出修正方法[J].空军工程大学学报(自然科学版),2022,23(1):64-69. LI Jun, et al. A Thermal Output Correction Method of Strain-Gage Bridge for Load Measurement of Aircraft Structure[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2022, 23(1): 64-69.

响应,利用载荷校准地面试验建立的载荷模型,得到飞机的结构载荷。应变法是国际通用的可靠的飞机结构载荷测量方法^[1-3],主要用于飞机主承力部件结构载荷飞行测量。压力法是测量飞机部件的气动压力分布,通过积分得到气动载荷,再通过惯性修正得到飞机结构载荷。利用压力法测量飞机结构载荷的影响因素多,精度难以保证,一般用于应变法难以测量的活动部件典型剖面气动载荷测量。

应变电桥热输出是由结构温度变化引起的载荷测量应变电桥的响应,是应变法测载重要的误差源。在飞机结构载荷飞行试验测量中,飞机结构温度会随飞行高度和速度等参数的变化而变化,当在远离应变电桥的初始平衡温度的条件下测量飞机结构载荷时,如果不采取相应的补偿措施和修正方法,可能会产生较大的热输出,轻则影响载荷测量的精度,重则导致飞机结构载荷飞行试验测量和验证工作失效。国外在 20 世纪 80 年代,开展了基于惠斯通电桥的复合材料层压板应变测量热输出补偿方法研究^[4],但至今尚未发现有关飞机结构载荷测量应变电桥热输出修正方法研究的文献。国内在 20 世纪 90 年代,借鉴国外应变测量热输出补偿方法研究成果,开展了载荷测量热输出修正的初步探索,试图通过复合材料层压板试验件地面温度试验得出的应变计温度特性对飞行实测数据进行修正^[5],但针对不同的试验件、应变计以及粘接工艺等,通过地面试验得到的应变计温度特性差别很大,而且同样温度条件下相同铺层形式的层压板和结构件的实际变形也存在较大差别,导致该方法一直未在后续载荷测量飞行试验中应用。近年来,在飞机结构载荷飞行实测中,已发现应变电桥热输出对载荷测量结果的严重影响问题,需要在载荷测量应变电桥热输出修正方面开展系统性理论和工程实践研究。

本文基于载荷测量应变电桥电路原理和电阻应变计工作特性,分析载荷测量应变电桥热输出产生的原因及机理,提出载荷测量应变电桥热输出修正方法,并通过了金属结构和复合材料结构地面温度试验验证,最后利用该方法对多型飞机结构载荷飞行试验测量结果进行了修正,取得了良好效果。

1 载荷测量应变电桥热输出分析和修正方法

1.1 载荷测量应变电桥电路原理

在飞机结构载荷飞行试验测量中,通常采用桥式测量电路,如图 1 所示。图中 E 为激励桥压, R_1 、

R_2 、 R_3 及 R_4 分别是 4 个桥臂电阻。桥臂电阻变化和输出电压 u_g 的变化之间存在着一定的物理关系。在实际测量中,经常采用的是全等臂电桥,即 $R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R$ 。当 4 个桥臂电阻变化分别为 ΔR_1 、 ΔR_2 、 ΔR_3 和 ΔR_4 ,且 $R \gg \Delta R_i (i=1,2,3,4)$ 时,电桥的输出电压近似为:

$$u_g = \frac{kE}{4} (\epsilon_1 - \epsilon_2 + \epsilon_3 - \epsilon_4) \quad (1)$$

式中: ϵ_i 为应变电桥中第 i 个桥臂感受的应变, $\epsilon_i = (\Delta R_i/R)/k (i=1,2,3,4)$; k 为应变计灵敏度系数。

由公式(1)可知,应变电桥响应与各桥臂应变值的代数和成正比。飞机结构载荷就是利用应变电桥的这种加减特性来测量的^[6]。

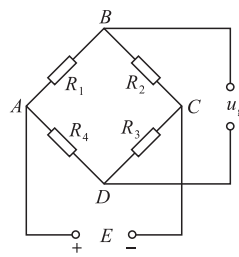


图 1 全桥测量电路

在飞机结构载荷飞行试验测量中经常用的是全桥测量电路。全桥是指桥路中 4 个桥臂均感受载荷引起的应变。用全桥进行飞机结构载荷测量,既可以使电桥的响应量增大,又可以通过不同的组桥方式来减少其他载荷和温度的影响。由式(1)可以得到应变全桥的输出应变为:

$$\epsilon = \epsilon_1 - \epsilon_2 + \epsilon_3 - \epsilon_4 \quad (2)$$

1.2 载荷测量应变电桥热输出产生的机理

针对载荷测量应变电桥的单个应变计来说,将其安装在无任何外力作用、不受约束的试件上,当试件温度发生变化时,其电阻值也将随之改变,这种变化即为单个应变计热输出。这是由于应变计敏感栅材料的电阻温度系数和敏感栅材料与被测试件材料之间的线膨胀系数的差异共同作用、迭加产生的结果,可由以下公式表示^[7]:

$$\epsilon_t = \left[\frac{\alpha_g}{k} + (\beta_s - \beta_g) \right] \Delta t \quad (3)$$

式中: α_g 为应变计敏感栅材料的电阻温度系数; β_g 为应变计敏感栅材料的线膨胀系数; β_s 为试件材料的线膨胀系数; Δt 为相对于应变电桥初始平衡温度变化量。

由于式(3)括号内的所有参数本身都是温度的函数,不能用此式的形式来假设热输出与温度变化成线性关系。但式(3)表明,热输出不仅取决于应变计的特性,而且还取决于应变计所粘接的材料特

性等。

在不同于初始平衡温度的条件下测量机械载荷引起的应变时,应变电桥输出为各桥臂应变计感受的机械载荷应变和热输出应变的代数和。一般通过选用温度自补偿应变计、桥路补偿及优化改装工艺等方式,使桥路中应变计热输出代数和趋于零,从而消除应变电桥热输出,保证载荷测量精度。但在实际测量中,影响应变电桥热输出的因素很多,尤其是各向异性复合材料结构的载荷测量,很难消除应变电桥热输出,甚至可能会产生很大的热输出,严重影响载荷测量的精度^[8]。因此,需要在传统方法的基础上研究一种工程适用的载荷测量应变电桥热输出修正方法。

1.3 载荷测量热输出修正方法

飞机结构载荷测量应变电桥响应等于载荷应变和热输出应变的代数和,可以从实测应变电桥响应中减去热输出代数值得到载荷应变。即:

$$\epsilon_L = \epsilon - \epsilon_t \quad (4)$$

式中: ϵ 为实测应变; ϵ_L 为载荷应变; ϵ_t 为应变电桥热输出代数值得。

虽然每一批应变计都有通过出厂检测试验得到的热输出数据,但不能将其用于修正载荷测量应变电桥热输出。原因之一是应变计出厂检测得到的热输出曲线代表一批应变计的平均值,由于每个应变计之间的热输出特性存在很大差异,随着测试温度与基准温度的偏差增大,分散度越大。原因之二是该热输出数据是针对特定批次的特定测试材料的,具有相同或接近相似的标称膨胀系数的不同材料,甚至同一材料的不同批次和形式,都可能具有显著不同的热膨胀特性^[9]。因此,为了对热输出进行准确地修正,需要使用安装在实际测试部件上的应变计电桥来获取热输出数据,同时需要在应变计附近安装温度传感器来测量真实的结构温度。在没有施加机械载荷情况下,对测试采集系统清零,然后对试验部件施加测试温度,采集记录应变电桥响应和结构温度。如果在整个过程中试验部件没有机械应力和热应力,则在任何温度下的测量应变就是该温度下的热输出。如果在随后的应变测量过程中仪器的灵敏度系数设置与用于热输出测试的灵敏度系数相同,则可以从测量应变中减去热输出代数值得到载荷测量应变。但通过该方法修正热输出,在飞行测量之前需要将测试部件或飞机放置对环境试验设备或环境试验室中进行温度试验^[10],实施难度大,试验成本高,修正时还要考虑约束条件的影响。

本文将探索一种通用的应变电桥热输出与结构

温度的统计分析方法,以此得到飞机结构载荷飞行实测过程中温度变化引起的实测应变的变化量,从实测应变中扣除温度引起的应变量即可达到热输出修正的目的。此处的结构温度不一定是测量点的温度,也可以是测量区域或部件的温度,只要该温度与测量点处温度变化趋势一致即可。由于结构温度通常受环境温度、气动加热、发动机和机载设备的热传导及热辐射等影响,如果某些部件结构温度只受环境温度影响,可以用气压高度代替结构温度。

考虑到应变计出厂检测得到的热输出曲线一般可用以下多项式来拟合^[6-7]:

$$\epsilon_t = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 + a_4 t^4 \quad (5)$$

式中: t 为结构温度; a_i ($i=0,1,2,3,4$)为多项式系数。

由式(5)可得到载荷测量应变全桥中各桥臂的应变计热输出为:

$$\epsilon_{it} = a_{i0} + a_{i1} t + a_{i2} t^2 + a_{i3} t^3 + a_{i4} t^4 \quad (6)$$

$(i=1,2,3,4)$

由式(2)得到应变全桥热输出应变:

$$\epsilon_t = \epsilon_{1t} - \epsilon_{2t} + \epsilon_{3t} - \epsilon_{4t} \quad (7)$$

将式(6)代入式(7)得到载荷测量应变全桥的热输出曲线表达式:

$$\epsilon_t = b_0 + b_1 t + b_2 t^2 + b_3 t^3 + b_4 t^4 \quad (8)$$

式中:系数 $b_j = a_{1j} - a_{2j} + a_{3j} - a_{4j}$ ($j=0,1,2,3,4$)。

将式(8)代入式(4)中即可得到经热输出修正后载荷测量应变电桥响应。由式(8)可知,当 $b_j = 0$ 时,载荷测量应变全桥热输出为零,在实际测量过程中,可以通过选用适用的高质量应变计、粘接剂和可靠的改装工艺等,尽可能减少载荷测量应变电桥的热输出量值,提高热输出稳定性。

上述载荷测量应变电桥热输出修正方法是基于应变计出厂检测的环境和改装工艺条件给出的,能否适用于飞机结构载荷测量应变电桥热输出修正还需要通过地面试验验证。

2 地面验证试验

2.1 金属结构温度试验

金属结构温度试验目的是验证上述的热输出分析与修正方法对金属结构适用性。将载荷测量应变电桥粘贴在铝合金、钛合金和合金钢试件上,利用环境试验箱对试件进行温度试验,取得了130多个应变电桥的热输出数据。试验结果表明,除个别应变电桥热输出因改装工艺问题出现异常外,绝大部分应变电桥热输出与温度之间的关系均可用多项式来

拟合,并且热输出量值较小。图 2 和图 3 仅给出铝合金试验件典型试验结果,包括应变电桥热输出和温度时间历程曲线,热输出和温度的关系及热输出修正结果。从图中可以看出,通过多项式能够很好地拟合应变电桥热输出与温度的关系,拟合优度达到 0.978 54,修正后的应变电桥热输出明显减小,达到±10 μm/m 以内,相对最大热输出比值达到的±0.2 以内。

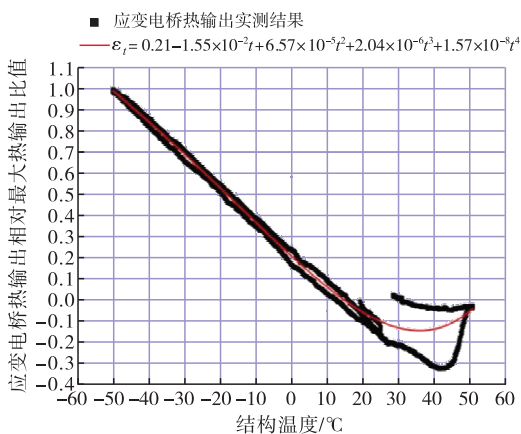


图 2 金属结构试验中应变电桥热输出与温度关系

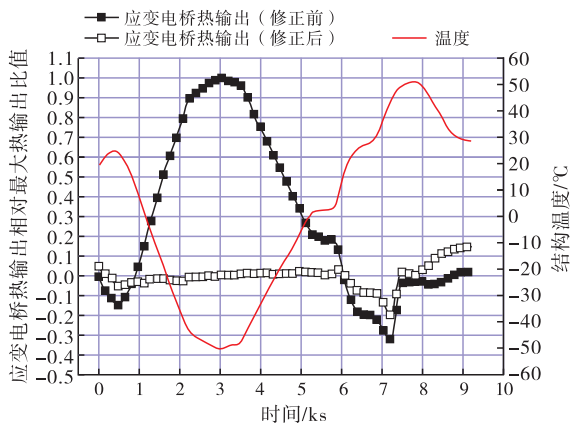


图 3 金属结构试验中应变电桥热输出和温度时间历程

2.2 复合材料结构温度试验

2.2.1 层压板温度试验

层压板温度试验目的是验证上述热输出分析与修正方法对无约束的复合材料层压板结构的适用性。试验件材料体系、铺层形式、受载形式及其温度试验方法主要根据载荷测量特点,并参考层压板力学性能试验相关文献和标准^[11-12]确定。其中,材料体系为 T800-180(°C)固化环氧树脂复合材料,铺层形式包括 4 种常用的典型铺层形式和 4 种某飞机平尾盒段载荷测量剖面梁和蒙皮铺层形式。试验取得了 300 多个应变电桥的热输出数据。试验结果表明,绝大部分复合材料层压板载荷测量应变电桥热输出与温度之间的关系可用多项式来拟合,并且热输出量值

普遍比金属结构大。图 4 和图 5 仅给出了与复合材料盒段结构件相关的热输出较大的典型试验结果。从图中可以看出,通过多项式能够很好地拟合应变电桥热输出与温度的关系,拟合优度达到 0.999 53,修正后的应变电桥热输出明显减小,达到±45 μm/m 以内,相对最大热输出的比值达到±0.05 以内。

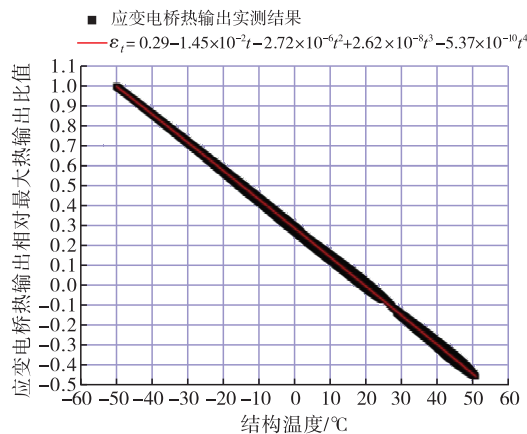


图 4 层压板试验中应变电桥热输出与温度关系

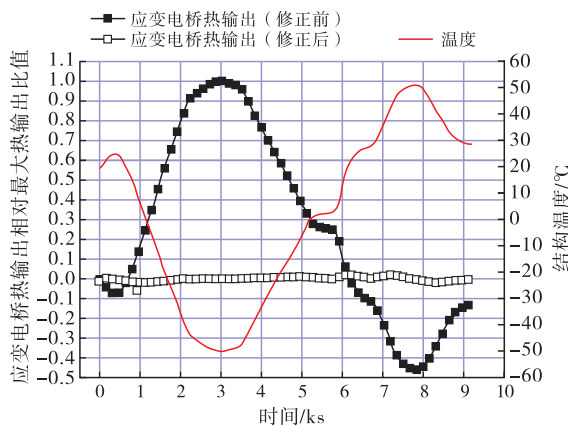


图 5 层压板试验中应变电桥热输出和温度时间历程

2.2.2 盒段结构件温度试验

盒段结构件温度试验目的是验证上述热输出分析与修正方法对具有真实约束条件的复合材料盒段结构的适用性。该试验是将盒段结构件载荷测量剖面置入环境试验箱中进行的。试验选用的复合材料盒段件的结构与某飞机平尾翼盒结构相似,材料体系为 800-180(°C)固化环氧树脂复合材料。试验取得了 60 多个应变电桥的热输出数据。试验结果表明,绝大部分复合材料盒段件载荷测量应变电桥热输出与温度之间的关系均可用多项式来拟合。图 6 和图 7 仅给出了复合材料盒段件典型试验结果。从图中可以看出,通过多项式能够很好地拟合应变电桥热输出与温度的关系,拟合优度达到 0.999 73,修正后的应变电桥热输出明显减小,达到±10 μm/m 以内,相对最大热输出比值达到±0.05 以内。

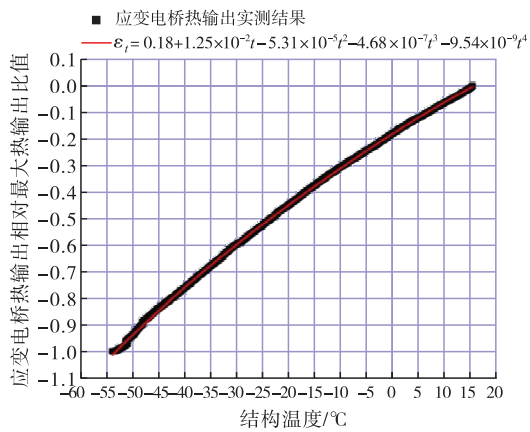


图6 结构件试验中应变电桥热输出与温度关系

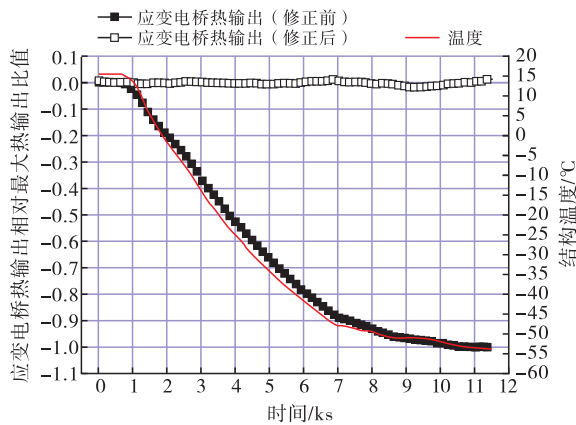


图7 结构件试验中应变电桥热输出和温度时间历程

3 载荷测量应变电桥热输出修正方法应用

在飞机结构载荷测量飞行试验中,飞行实测应变变为载荷应变和热输出应变之和,在载荷应变不变或变化很小的情况下,飞行实测应变的变化量即为热输出变化量。本文主要是基于这一原理对飞行实测数据进行修正的。

载荷测量飞行实测数据修正方法和流程:首先统计分析飞行实测应变电桥响应与测载部位实测温度及载荷敏感飞行参数(如过载等)的相关性^[13];然后选取温度相关性大、温度变化大且载荷变化小的飞行实测数据,对应变电桥响应与结构温度进行多项式拟合,得到温度与应变电桥响应的关系式;再将实测温度变化量代入温度与应变电桥响应关系式,可得到应变电桥响应的修正量;最后将应变电桥响应修正量代入对应的载荷方程,得到实测载荷修正量。

利用本文提出的载荷测量应变电桥热输出修正方法对多型飞机结构载荷飞行实测结果进行了修正。图8和图9给出了某飞机载荷测量应变电桥热输出的修正结果,以相对最大实测应变比值形式给

出。从图8可以看出,利用多项式可以很好地拟合应变电桥响应与结构温度的关系,拟合优度达到0.993 78;从图9可以看出,修正前的应变电桥响应随温度有明显变化,修正后应变电桥响应不再随温度变化,修正效果良好。

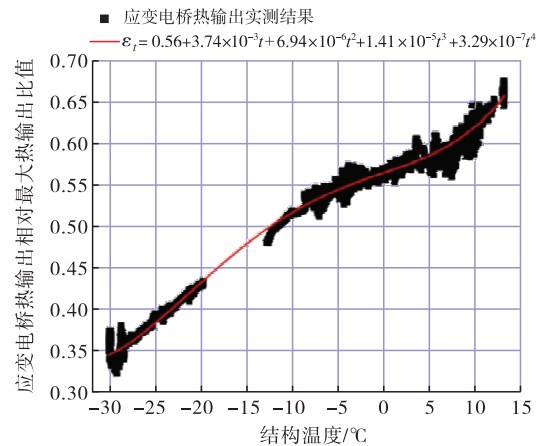


图8 飞行试验中应变电桥热输出与温度关系

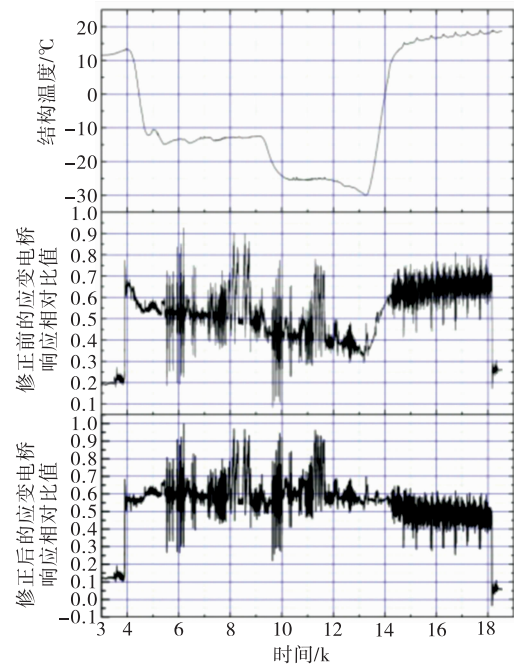


图9 飞行试验中应变电桥热输出和温度时间历程

表1给出两型飞机4个飞行状态(机型I,A: $h_p=6\ 000\text{ m}$, $v_c=439\text{ km/h}$ 。机型I,B: $h_p=10\text{ km}$, $v_c=510\text{ km/h}$ 。机型II,C: $h_p=9\text{ km}$, $v_c=260\text{ km/h}$ 。机型II,D: $h_p=9\text{ km}$, $v_c=366\text{ km/h}$)飞行实测载荷修正结果,表1中,剪力相对值为实测剪力 F 与速压 q 和机翼面积 S 乘积的比值 F/qS ,弯矩相对值为实测弯矩 M 与速压 q 和机翼面积 S 乘积的比值 M/qS 。从表中可以看出,个别状态实测弯矩和剪力修正量较大,修正后实测载荷展向压心更合理,载荷测量精准度提升显著;高度越高修正量越大,在相同高度上,速度越大修正量越小,修正量变化规律合理。

表 1 两型飞机飞行实测载荷修正结果

机型	飞行状态	实测剪力 相对值	修正后剪力 相对值	实测弯矩 相对值/m	修正后弯矩 相对值/m	实测展向 压心/m	修正后展向 压心/m	理论展向 压心/m	实测展向压心 相对理论值的 变化比值/%	修正后展向压心 相对理论值的 变化比值/%
I	A	0.045 7	0.045 3	0.108 2	0.105 9	2.37	2.34	2.31	2.60	1.30
I	B	0.017 1	0.012 7	0.042 7	0.026 8	2.50	2.11	2.14	16.82	-1.40
II	C	0.028 2	0.037 1	0.010 4	0.035 2	0.37	0.95	0.96	-61.46	-1.04
II	D	0.023 5	0.023 5	0.013 4	0.022 0	0.57	0.94	0.97	-41.24	-3.09

4 结语

本文基于飞机结构载荷测量应变电桥电路原理和热输出产生的机理,探索出了基于多项式拟合的载荷测量热输出分析和修正方法,通过金属和复合材料结构载荷测量应变电桥温度地面试验验证了修正方法的有效性,并利用该方法对多型飞机结构载荷飞行实测结果进行修正,取得了良好的修正效果,有效提高了载荷测量的精准度。本文研究成果为飞机结构载荷测量热输出修正提供了适用的理论依据和工程方法,对飞机结构载荷试飞验证起到了重要的支撑作用。

参考文献

[1] JECKINS J M, DEANGELIS V M. A Summary of Numerous Strain-Gage Load Calibrations on Aircraft Wings and Tails in a Technology Format[Z]. NASA Technical Memorandum 4804, 1997.

[2] LOKOS W A, STAUF R. Strain-Gage Loads Calibration Parametric Study [Z]. NASA/TM-2004-212853, 2004.

[3] 空军装备部. 军用飞机结构强度规范 飞行试验: GJB 67.10A—2008[S]. 北京:总装备部军标出版发行部, 2008:2-4.

[4] TUTTLE M E, BRINSON H F. Resistance Foil Strain Gage Technology as Applied to Composite Materials [Z]. NASA Contractor Report 3872, 1985.

[5] 赵华, 郭正旺, 舒成辉, 等. 歼-XX 飞机复合材料结构应变空测研究[R]. 西安:中国飞行试验研究院, 1998:4-24.

[6] 赵华, 汤吉晨, 李昭广, 等. 航空武器装备飞行试验指南第二卷第八册:飞行载荷与强度[M]. 西安:中国飞行试验研究院, 2009:40-52.

[7] 康学军. 电阻应变计的温度效应及其修正方法[J]. 传感器技术, 1989(4):40-46.

[8] 石海波, 曹景涛. 复合材料垂尾受热应变激增问题分析[J]. 力学与实践, 2021, 43(2):198-203.

[9] Micro-Measurements. Strain Gage Thermal Output and Gage Factor Variation with Temperature[Z]. Micro-Measurements Tech Note TN-504-1, 2014.

[10] 牛宏伟, 张强. 发动机推力销载荷测量中的温度修正方法研究[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(24):198-202.

[11] 沈真, 张晓晶. 复合材料飞机结构强度设计与验证概论[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2011:170-190.

[12] 空军装备部. 军用飞机结构强度规范 复合材料结构: GJB 67.14A—2008[S]. 北京:总装备部军标出版发行部, 2008:6-9.

[13] 杜子芳. 多元统计分析[M]. 北京:清华大学出版社, 2016:103-111.

(编辑:姚树峰)