

飞机主动式余度作动舵面铰链力矩飞行测量方法

李俊¹, 蒋献²

(1. 中国飞行试验研究院飞行试验总体技术研究所, 西安, 710089;

2. 中国飞行试验研究院飞机飞行试验技术研究所, 西安, 710089)

摘要 现代飞机舵面大多采用主动式余度作动系统。这种系统固有的力纷争现象, 导致传统的基于原位载荷校准试验的飞机结构载荷测量方法, 不再适用于现代飞机操纵舵面铰链力矩飞行测量。提出了一种基于离位载荷校准试验和原位载荷验证试验的飞机舵面铰链力矩测量方法, 建立了相应的载荷测量模型, 分析确定了铰链力矩测量精准度的影响因素, 给出了可能引起的系统误差的验证和修正方法, 形成了主动式余度作动舵面铰链力矩飞行测量流程。通过多型飞机舵面铰链力矩测量试飞, 验证了该方法的可行性和有效性; 提高了飞机舵面铰链力矩测量的精准度, 为飞机舵面设计载荷验证与优化提供了可靠的实测载荷; 得到了飞机舵面各作动机构的载荷分配, 实现了飞机舵面作动系统力纷争的飞行监测, 确保了飞行安全。

关键词 飞机舵面铰链力矩; 飞行测量; 主动式余度作动系统; 力纷争; 离位载荷校准试验; 原位载荷验证试验

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.03.006

中图分类号 V217 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)03-0043-07

A Flight Measurement Method for Hinge Moment of Aircraft Control Surface with Redundant Actuation System in Active Mode

LI Jun¹, JIANG Xian²

(1. Flight Test General Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;

2. Aircraft Flight Test Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract Most of modern aircraft control surface employ redundant actuation system in active mode. Due to the inherent force-fighting in this system, the traditional aircraft structural load measurement method based on on-station load calibration test is no longer suitable for the flight measurement of hinge moment of modern aircraft control surface. In this paper, a method of measurement for hinge moment of aircraft control surface based on off-station load calibration test and on-station load verification test is presented, the corresponding load measurement model is established, the factors affecting the precision of hinge moment measurement are analyzed and determined, the verification and correction methods of possible systematic errors are given, the procedure for flight measurement of hinge moment of aircraft control surface is developed. The feasibility and effectiveness of this method are verified by flight test of hinge moment measurement of multi-type aircraft control surface, the precision of hinge moment of aircraft control surface is improved, and the reliable measured load is provided for the design load verification and optimization of aircraft control surface. The load distribution of each actuator of aircraft control surface is ob-

收稿日期: 2022-10-31

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, 蒋献. 飞机主动式余度作动舵面铰链力矩飞行测量方法[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(3): 43-49. LI Jun, JIANG Xian. A Flight Measurement Method for Hinge Moment of Aircraft Control Surface with Redundant Actuation System in Active Mode[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(3): 43-49.

tained, and flight monitoring of the force-fighting of the actuation system of aircraft control surface is realized, which ensures the flight safety.

Key words hinge moment of aircraft control surface; flight measurement; redundant actuation system in active mode; force-fighting; off-station load calibration test; on-station load verification test

在飞机舵面设计中,计算结构强度和作动机构输出功率所依据的外载荷一般都是通过理论计算、风洞试验和设计经验确定的。由于飞机舵面实际受载情况的复杂性,通过理论计算和实验不可能完全模拟真实情况,特别是在各种飞行状态和舵面偏度情况下的载荷,使得用于设计计算的外载荷可能与使用中所承受的真实载荷明显不同。因此,在新机研制中,必须对飞机舵面载荷进行飞行测量^[1-2],以此来分析和评估理论计算结果和实验室实验结果的准确性,同时探索舵面载荷规律,发现新的严重受载情况。

飞机舵面载荷飞行测量方法有应变法和压力法两种。应变法是国际通用的飞机结构载荷测量方法,主要通过测量安装在舵面主要传力路径上的应变电桥响应,利用载荷校准地面试验建立的载荷模型,得到飞机舵面载荷。压力法是测量飞机舵面外表面的气动压力分布,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^[3-8]。该方法的压力测量系统改装实施难度大、测量精度影响因素较多,难以得到精准的飞机舵面铰链力矩,一般用于测量舵面典型剖面气动载荷^[9-10]。因此,飞机舵面铰链力矩飞行测量一般采用应变法进行测量。

为了提高电传飞控系统的可靠性和安全性,现代军、民用飞机舵面大多采用主动式余度作动系统,这种作动系统采用两个或多个作动器并联布局,并同时主动地驱动舵面,舵面所承受的载荷由多个驱动机构来传递。由于传感器、作动器和操纵面的制造和安装误差积累等,将导致不同作动器输出不一致,且操纵面的扭转刚度一般较大,这就引起了同一舵面多个驱动机构间的力纷争现象。力纷争将导致操作舵面扭曲,引起舵面疲劳破坏,严重时危及飞行安全。国内外许多学者在力纷争减缓方面开展了大量的理论研究和工程实践,取得了良好的研究成果^[11-14],但由于力纷争影响因素多,无法完全消除。这种力纷争现象将导致飞机舵面在相同的载荷作用下各个作动机构载荷分配存在不确定性,传统的基于原位载荷校准试验的应变法不再适用于此类操纵舵面铰链力矩飞行测量,急需探索新的方法。

1 飞机舵面铰链力矩测量原理

应变法测载通常是指基于原位载荷校准试验的

载荷测量方法。原位载荷校准试验是指在试验飞机上对拟测载部件进行加载校准,以得到载荷实测模型的试验。要求拟测载部件已完成应变电桥的加装,并在飞机上处于正常安装和使用状态。

基于原位载荷校准试验的应变法测载的基本原理是线性叠加原理,即测载应变电桥响应与外载荷成线性关系;并且测载应变电桥响应是所有外载荷单独作用时产生的响应的叠加^[15]。而满足线性叠加原理的前提条件是任意时刻在相同载荷作用下测载部件主传力路径载荷分配存在相同的比例关系。

当飞机舵面只有一个作动机构时,主传力路径唯一,因此,可以采用基于原位载荷校准的应变法进行飞机舵面铰链力矩测量。即飞机舵面铰链力矩测量模型可直接通过原位载荷校准试验得到。值得注意的是,在载荷校准时需要考虑不同舵面偏度和试验加载方向对铰链力矩测量模型的影响。

当飞机舵面采用主动式余度作动系统时,各作动机构之间存在力纷争现象,由于力纷争的影响因素很多,导致不同时刻(如:地面校准和空中飞行)各作动机构力纷争大小不完全相同,有时差别很大,进而导致不同时刻在相同载荷作用下,各作动机构载荷分配不同,不满足上述前提条件,因此,不能采用基于原位载荷校准试验的应变法来测量飞机舵面的铰链力矩。

但考虑到飞机舵面所受的铰链力矩是由各作动机构分担的力矩之和来平衡,即:

$$M_h = \sum_{i=1}^n M_{hi} \quad (1)$$

式中: M_{hi} 为舵面第*i*个作动机构分担的铰链力矩,(N·m);*n*为舵面作动机构的数量。

舵面作动机构分担的铰链力矩 M_{hi} 与作动机构传力关键件(作动器或作动器的连杆等)承受的载荷及其与舵面转轴的距离有关,具体关系式为:

$$M_{hi} = F_i d_i \quad (2)$$

式中: F_i 为舵面第*i*个作动机构传力关键件承受的载荷,(N); d_i 为舵面第*i*个作动机构传力关键件承受的载荷与舵面转轴的距离,(m);

舵面作动机构传力关键件承受的载荷 F_i 可以通过基于离位载荷校准试验的应变法进行单独测量。离位载荷校准试验是指将拟测载的作动机构传力关键件从飞机上拆下,模拟飞机上的连接形式安

装在试验装置上进行加载校准,以得到传力关键件的载荷实测模型^[16-18],即:

$$F_i = k_i \epsilon_i \quad (3)$$

式中: k_i 为通过离位载荷校准试验得到的第*i*个作动机构传力关键件的载荷系数, $(N/(\mu m/m))$; ϵ_i 为加装在舵面第*i*个作动机构传力关键件上的应变电桥响应, $(\mu m/m)$ 。

舵面作动机构传力关键件承受的载荷与舵面转轴的距离 d_i 难以进行实际测量,一般是通过三维理论模型得到的。如果 d_i 与舵面偏度 θ 有关,还需要通过三维理论模型得到不同偏度下的距离,并建立 d_i 与偏度 θ 之间的关系 $d_i(\theta)$ 。在实际飞行测量中,通过偏度 θ 的飞行实测值得到距离 d_i 。

但是这种测量方法将不可避免地导致一定的系统误差^[19],具体原因如下:

1)传力关键件承受的载荷到舵面转轴的距离是通过三维理论模型得到的,与实际距离存在一定的差异;

2)关键传力件离位载荷校准试验的约束状态不可能与其在飞机上的安装使用状态完全相同;

3)离位载荷校准试验的测试系统与机上测试系统不同或不完全相同。

因此,必须通过原位载荷验证试验来确定系统误差大小,并分析系统误差的变化规律,必要时采用相应的修正方法进行修正,以提高舵面铰链力矩测量的精准度。原位载荷验证试验是先将完成离位载荷校准试验的舵面作动机构传力关键件安装到飞机上,并使其处于正常的安装使用状态,然后在舵面上施加典型的验证工况,并通过机上测试系统测量传力关键件应变电桥响应,再通过上述关系模型得到实测的铰链力矩,最后将其与实际施加的铰链力矩进行比较,以确定铰链力矩测量的精准度。

2 飞机舵面铰链力矩测量模型

根据舵面铰链力矩测量原理分析,可以得到基于离位载荷校准试验和原位载荷验证试验的飞机舵面铰链测量模型:

$$M_n = \sum_{i=1}^n \beta_i k_i \epsilon_i d_i(\theta) \quad (4)$$

式中: β_i 为第*i*个作动机构分担的铰链力矩实测值的系统误差修正系数,由原位载荷验证试验得到。

由系统误差产生的原因可以得到

$$\beta_i \approx \beta_{k_i} \beta_{\epsilon_i} \beta_{d_i} \quad (5)$$

式中: β_{k_i} 为第*i*个作动机构传力关键件载荷系数修正因子,这是由于关键传力件在离位载荷校准试验

中的安装约束状态与其在飞机上实际安装使用状态的差异而导致的,差异越小, β_{k_i} 越接近于1;由于同一舵面各个作动机构传力关键件安装约束状态差异基本相同,因此载荷系数修正因子也应近似相等,即 $\beta_k \approx \beta_{k_i}$;

β_{ϵ_i} 为第*i*个作动机构传力关键件应变电桥响应的修正因子,反映了传力关键件在离位载荷校准试验中的测试系统与飞机上的测试系统差异,差异越小, β_{ϵ_i} 越接近于1。由于同一舵面各个作动机构传力关键件测试系统差异基本相同,因此应变电桥响应修正因子也应近似相等,即 $\beta_{\epsilon} \approx \beta_{\epsilon_i}$;

β_{d_i} 为第*i*个作动机构传力关键件承受的载荷与舵面转轴的距离的修正因子,反映了机上实际距离与理论距离的差异,差异越小, β_{d_i} 越接近于1。由于同一舵面各个作动机构传力关键件承受的载荷到舵面转轴距离的差异基本相同,因此,距离修正因子也应近似相等,即 $\beta_d \approx \beta_{d_i}$ 。

基于上述分析,公式(4)可以简化为:

$$M_n \approx \sum_{i=1}^n \beta_{k_i} \beta_{\epsilon_i} \beta_{d_i} k_i \epsilon_i d_i(\theta) \approx \beta_k \beta_{\epsilon} \beta_d \sum_{i=1}^n k_i \epsilon_i d_i(\theta) = \beta \sum_{i=1}^n k_i \epsilon_i d_i(\theta) \quad (6)$$

综上,舵面铰链力矩测量的系统误差修正系数与各个影响因素修正因子之间存在乘积的关系,即使每个因素影响小,其修正因子很接近于1,但3个因素的综合影响将会很显著,例如:当3个修正因子均取0.96时,综合修正系数将达到0.88,在这种情况下,如果不进行修正将导致较大的测量误差。在工程测量中,难以通过试验得到每一个修正因子 β_k 、 β_{ϵ} 、 β_d ,但可以通过原位载荷验证试验得到反映3种影响因素的综合修正系数 $\beta = \beta_k \beta_{\epsilon} \beta_d$ 。

3 飞机舵面铰链力矩测量流程

基于离位载荷校准试验和原位载荷验证试验的飞机舵面铰链测量流程:首先要通过传力分析确定传力关键件;然后将传力关键件从飞机上拆下,进行应变电桥安装和离位载荷校准试验,建立传力关键件载荷模型;再通过原位载荷验证试验确定载荷模型精度,必要时,开展误差分析和载荷实测模型修正;最后通过飞行实测得到传力关键件应变电桥响应,并利用载荷实测模型得到舵面铰链力矩,具体流程见图1。该方法主要包括传力关键件确定、应变电桥安装、离位载荷校准试验、原位载荷验证试验和飞行试验等5个关键环节。

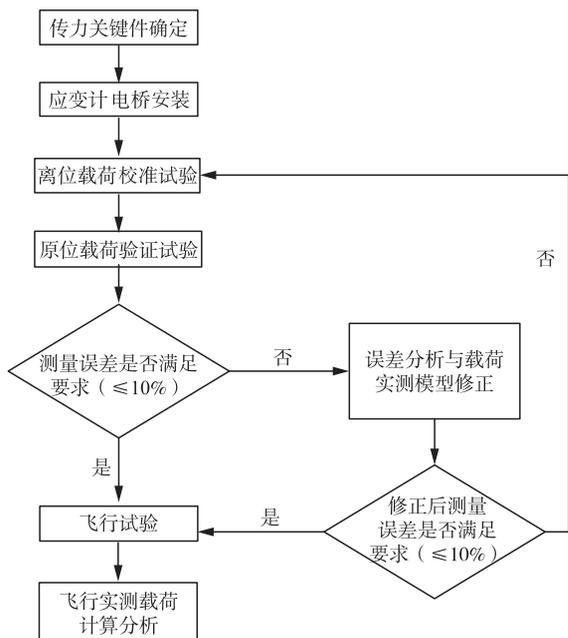


图1 舵面铰链力矩飞行实测流程

1) 传力关键件确定。根据操纵舵面的传力特点来确定传力关键件,一般在传力路径上选取受载单一,结构简单,易于拆卸的构件为传力关键件,如:作动机构的连杆或作动器等;

2) 应变电桥安装。通过传力关键件受力特点和应变电桥测载机理确定应变计安装的位置和组桥方式。操纵舵面作动机构传力关键件大多具有轴向尺寸短、截面大而且复杂、受连接接头局部应力影响大等特点,当承受轴向施加拉压载荷时连杆应力图相差很大,甚至会出现应变电桥不能同时感受拉、压载荷或对拉、压载荷响应方向不协调等情况^[10],对于操纵舵面作动器还需考虑液压油压力对测载应变电桥的影响等。因此,只有通过工程经验和有限元分析以及地面加载试验,才能准确地确定应变计安装位置和组桥方式。理想的应变计安装位置应该选择对拉、压载荷响应大,应力分布均匀并且在加载过程中应变和载荷的线性度较好的位置。

3) 离位载荷校准试验。先将选取的传力关键件从飞机上拆下,完成应变电桥安装后,模拟飞机上真实的连接形式将传力关键件连接在专用试验设备上,进行加载试验,以建立传力关键件载荷模型,并利用传力关键件载荷到舵面转轴的距离,得到舵面铰链力矩测量模型。

4) 原位载荷验证试验。将完成离位载荷校准试验的传力关键件恢复安装到飞机上,并处于正常的使用状态,对操纵舵面进行加载试验,以验证铰链力矩测量模型精度。当模型精度不满足要求时,需要通过原位载荷验证试验数据,对模型误差进行分析,并确定载荷模型的修正系数。如果修正后载荷模型仍不能满足精度要求,就需要重新考虑离位载荷校

准试验和原位载荷验证试验方案的合理性。

5) 飞行试验。根据操纵舵面功能、控制原理和典型受载情况确定飞行状态和方法。通过飞行试验获取操作舵面传力关键件应变电桥响应和舵面偏度的飞行实测值,利用离位载荷校准试验和原位载荷验证试验确定的载荷测量模型得到飞行实测铰链力矩。

4 方法应用

利用上述方法进行了多型飞机舵面铰链力矩测量试飞,此处仅给出具有不同作动机构特点的两型飞机副翼铰链力矩测量试飞情况,一型飞机副翼铰链力矩是以作动器连杆为关键件进行测量的,并经原位载荷验证试验验证,测载模型的精度满足要求;另一型飞机副翼铰链力矩是以作动器为关键件进行测量的,经原位载荷验证试验验证,测载模型的精度不满足要求,需要进行修正。

4.1 以作动器连杆为关键件的舵面铰链力矩测量

某飞机副翼由两套液压系统通过4个作动机构来驱动,每套液压系统对应2个作动机构,为典型的主动式余度作动舵面。每个作动机构由作动器及其连杆等组成,在副翼操纵过程中,作动器与副翼之间的连杆做刚体平面运动,只承受轴向拉、压载荷,为副翼作动机构的传力关键件,当副翼承受向下载荷时,连杆承受轴向拉伸载荷,当副翼承受向上载荷时,连杆承受轴向压缩载荷,具体见图2。应变电桥安装位置为连杆左、右缘条外侧中心附近。组桥形式为由左、右缘条对应位置应变计构建的拉压电桥。

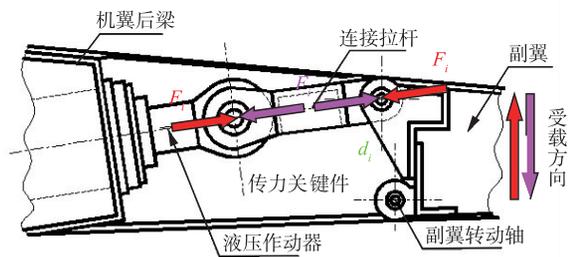


图2 副翼作动器连杆受力分析

通过离位载荷校准试验得到4个作动器连杆的载荷系数 k_i ($i=1,2,3,4$)。拉伸和压缩载荷系数不完全相同,应根据连杆实际受载情况选择相应的载荷系数,图3给出连杆拉、压载荷校准试验典型结果。拉杆轴向拉压载荷到转轴的距离 $d_i(\theta)$ 由三维模型得到。将其代入公式(6),并令 $\beta=1$,即可得到某飞机副翼铰链力矩测量模型。通过原位载荷验证试验对该铰链力矩测量模型进行了验证,图4给出了原位载荷验证试验加载点位置示意图,表1给出了原位载荷验证试验结果,表中,铰链力矩相对值为

铰链力矩与实际施加的最大合力的比值。结果表明,相对误差均小于 5%,副翼铰链力矩测量模型精度满足要求($\leq 10\%$),不需要修正即可用于飞行试验载荷测量。

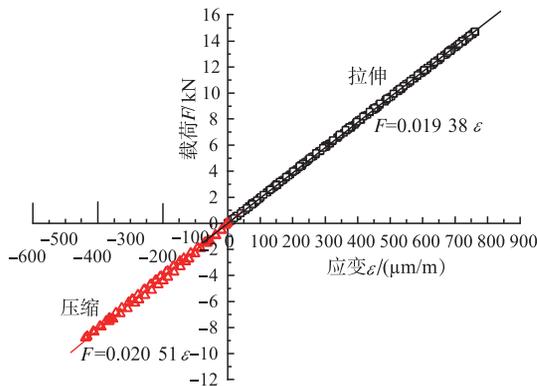


图 3 拉杆离位载荷校准典型试验结果

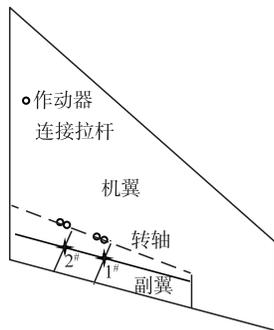


图 4 某型飞机副翼原位验证试验加载点位置

表 1 某型飞机副翼铰链力矩测量模型的验证结果

测载部件	加载点	实际施加铰链力矩相对值/m	实测铰链力矩相对值/m	相对误差 %
左副翼	1	0.270 7	0.268 1	-1.0
左副翼	2	0.347 7	0.360 7	3.7
右副翼	1	0.273 5	0.261	-4.6
右副翼	2	0.352 6	0.355 4	0.8

飞行试验内容主要包括不同高度和不同速度的滚转机动等。通过飞行试验得到应变电桥响应和副翼偏度实测值,将其代入铰链力矩方程便可得到飞行实测铰链力矩。对铰链力矩进行无量纲化处理,便得到铰链力矩系数 m_h 和 m_{hi} :

$$m_h = \frac{M_h}{qSb_A}, m_{hi} = \frac{M_{hi}}{qSb_A} \quad (6)$$

式中: q 为速压, (kPa); S 为机翼面积, (m^2); b_A 为平均气动弦长, (m);

进而可以得到第 i 个作动机构分担铰链力矩比例:

$$R_i = \frac{m_{hi}}{m_h} \quad (7)$$

图 5 给出了滚转机动中,右副翼实测铰链力矩 m_h 和 m_{hi} ($i=1\sim 4$),同时给出了对应时刻的副翼偏度和滚转角。结果表明,在向左 360° 滚转机动中,右副翼偏度向下(符号为正),承受气动载荷向上,相对于转轴铰链力矩为负值,受载规律符合滚转机动特点。副翼承受铰链力矩由 4 个作动机构共同分担,但各个作动机构承受载荷不尽相同。

图 6 给出了副翼各作动机构载荷分配比例 R_i ($i=1\sim 4$)随副翼铰链力矩的变化规律。结果表明,在小载荷时各作动机构载荷分配比较分散,分配比例存在负值表示各作动机构之间存在力纷争现象;同一副翼上、下偏转时各作动机构载荷分配都存在较大的差别;随着铰链力矩的增大,4 个作动机构连接拉杆载荷分配比例均逐渐趋于 0.25,达到相对均衡状态,但始终未达到平均受载状态。各作动机构载荷分配比例的不确定性从根本上验证了主动式余度驱动舵面铰链力矩测量不能采用基于原位载荷校准试验的应变法。

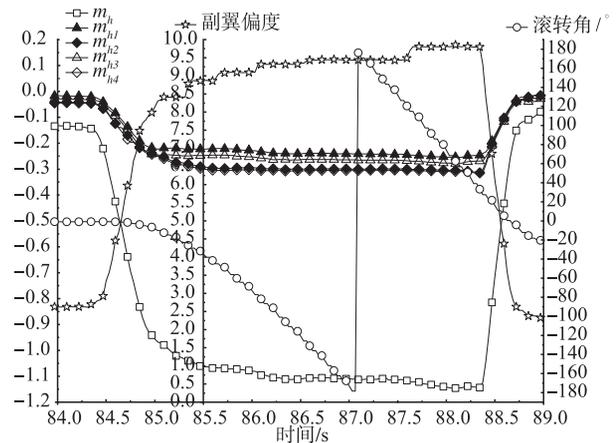


图 5 滚转机动中右副翼载荷实测结果

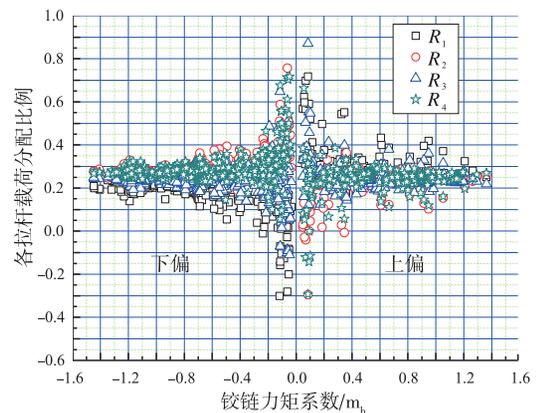


图 6 各作动器拉杆载荷分配比例变化规律

4.2 以作动器为关键件的舵面铰链力矩测量

某飞机副翼由两套液压系统通过2个液压伺服作动器来驱动,每套液压系统对应一个作动器,为典型的主动式余度作动舵面。每个作动器两端分别与机翼后梁和副翼前梁铰接。在副翼操纵过程中,作动器主要承受轴向拉、压载荷,为传力关键件;应变电桥安装位置为作动器与机翼后梁铰接的接头附近;组桥形式为由左右缘条对应位置应变计构建的拉压电桥。

通过离位载荷校准试验得到2个作动器的载荷系数 $k_i (i=1,2)$ 。作动器轴向拉压载荷到转轴的距离 $d_i(\theta)$ 由三维模型得到。将其代入公式(6),并令 $\beta=1$,得到飞机副翼铰链力矩测量模型。通过原位载荷验证试验对该副翼铰链力矩测量模型进行了验证,图7给出了原位载荷验证试验加载点位置示意图,表2和表3分别给出了左、右副翼原位载荷验证试验结果,表中,铰链力矩相对值为铰链力矩与实际施加的最大合力的比值。结果表明,副翼铰链力矩测量实测值均小于原位载荷验证试验实际施加的铰链力矩,并且绝大部分相对误差都大于10%,存在较大的系统误差^[19],副翼铰链力矩测量模型不满足精度要求,需要对铰链力矩测量模型进行修正。

以实测铰链力矩为因变量,以实际施加铰链力矩为自变量,进行截距为零的回归分析^[20],可以得到模型的修正系数 β ,具体见表4。结果表明,大于 $|t|$ 的概率均小于 $1.00E-6$,调整后 R^2 均大于0.99,回归模型具有显著意义;左右副翼修正系数不完全相同,但差别不大,约为6.7%。

利用修正系数可以得到修正后实测铰链力矩和相对误差,具体见表2和表3。结果表明,修正后的模型误差明显减小,绝大部分误差都小于10%,并且相对误差大小与4号点施加载荷的占比(4号点施加的力与舵面施加的合力之比)有关,占比越大误差越大,这是因为4号点区域与作动器的展向距离较大,会产生相对较大的扭曲变形。而副翼在正常使用过程中4号点区域承受的载荷占比很小,因此修正后的载荷测模型能够满足飞行试验载荷测量要求。

由于飞行试验及其数据分析处理方法与本文4.1节类似,在此就不赘述。

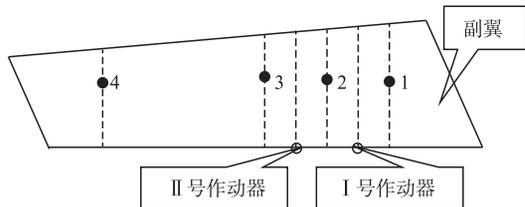


图7 某飞机副翼原位载荷验证试验加载点位置示意图

表2 某飞机左副翼铰链力矩测量模型验证结果

加载点	4号点施加载荷占比	实际施加铰链力矩相对值/m	实测铰链力矩相对值/m	相对误差/%	实测铰链力矩相对值修正结果/m	修正后相对误差/%
1	0	0.063 6	0.058 5	-8.0	0.064 5	1.4
4	1	0.050 9	0.039 5	-22.4	0.043 6	-14.3
1,4	1/3	0.089 0	0.075 4	-15.3	0.083 2	-6.5
1,4	2/3	0.082 5	0.068 1	-17.5	0.075 1	-9.0
1,4	1/2	0.114 3	0.099 4	-13.0	0.109 6	-4.1
1,2,3,4	1/4	0.213 0	0.200 6	-5.8	0.221 2	3.9

表3 某飞机右副翼铰链力矩测量模型验证结果

加载点	4号点施加载荷占比	实际施加铰链力矩相对值/m	实测铰链力矩相对值/m	相对误差/%	实测铰链力矩相对值修正结果/m	修正后相对误差/%
1	0	0.061 8	0.051 3	-17.0	0.060 7	-1.8
4	1	0.052 8	0.036 5	-30.9	0.043 2	-18.2
1,4	1/3	0.088 3	0.067 6	-23.4	0.079 9	-9.5
1,4	2/3	0.083 8	0.063 3	-24.5	0.074 9	-10.6
1,4	1/2	0.114 5	0.091 9	-19.7	0.108 7	-5.1
1,2,3,4	1/4	0.220 3	0.195 3	-11.4	0.230 9	4.8

表4 修正系数 β 回归分析结果

测载部件	β 值	t 值	概率 $> t $	调整后 R^2
左副翼	1.102 8	41.3	1.57E-7	0.996 5
右副翼	1.182 5	32.5	5.18E-7	0.994 3

5 结语

本文基于飞机结构载荷测量原理,针对飞机主动式余度作动舵面载荷与传力特点,探索出了一种基于离位载荷校准试验和原位载荷验证试验的飞机舵面铰链力矩测量方法,建立了相应的载荷测量模型,分析确定了铰链力矩测量精准度的影响因素,并给出了可能引起的系统误差的验证和修正方法,形成主动式余度作动舵面铰链力矩测量流程。通过多型飞机舵面铰链力矩测量试飞,验证了该方法的可行性和有效性,提高了飞机舵面铰链力矩测量的精准度,为飞机舵面设计载荷验证与优化提供了可靠的实测载荷。通过该方法得到了飞机舵面各作动机构的载荷分配规律,实现了飞机舵面作动系统力纷争问题飞行监测,确保了飞行安全。本文研究成果为飞机舵面铰链力矩测量提供了理论分析和工程试验方法,对提升飞机结构载荷飞行试验验证能力有

重要的技术支持作用。

参考文献

- [1] 冯振宇. 运输类飞机适航要求解读[M]. 北京:航空工业出版社, 2013:148-151.
- [2] 中国人民解放军空军装备部. GJB67. 10A—2008 军用飞机强度和刚度规范:飞行试验[S]. 北京:总装备部军标出版发行部, 2008:2-4.
- [3] SKOPINSKI T H, AIKEN W S, HUSTON W B. Calibration of Strain—Gage Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads[R]. VA: NACA, 1954.
- [4] JENKINS J M, QUINN R D. A Historical Perspective of the YF—12A Thermal Loads and Structures Program[R]. MD: NASA Center for Aerospace Information, 1996.
- [5] JECKINS J M, DEANGELIS V M. A Summary of Numerous Atrain-Gage Load Calibrations on Aircraft Wings and Tails in a Technology Format[R]. MD: NASA Center for Aerospace Information, 1997.
- [6] LOKOS W A, OLNEY C D, CHEN T, et al. Strain—gage Loads Calibration Testing of the Active Aeroelastic Wing F/A—18 Airplane[R]. MD: NASA Center for Aerospace Information, 2002.
- [7] LOKOS W A, STAUF R. Strain—Gage Loads Calibration Parametric study[R]. MD: NASA Center for Aerospace Information, 2004.
- [8] MILLER E, HOLGUIN A, CRUZ J, et al. Strain Gage Load Calibration of the Wing Interface Fittings for the Adaptive Compliant Trailing Edge Flap Flight Test[R]. WA: AIAA, 2014.
- [9] 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.
- [10] KWAK D Y, YOSHIDA K, ISHIKAWA H, et al. Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic experimental airplane[R]. Reston: AIAA, 2006.
- [11] 王衡. 余度作动系统力纷争机理及控制方法[J]. 飞机设计, 2022(3): 35-38.
- [12] 刘文渊, 张绍杰. 主/主式余度作动系统建模与力纷争研究[C]//中国自动化学会控制理论专业委员会. 第34届中国控制会议论文集. 杭州:杭州电子科技大学, 2015:8807-8812.
- [13] WANG L J, MARE J C, FU Y L. Force Equalization for Redundant Active/Active Position Control System Involving Dissimilar technology actuators[C]//JFPS. Proceedings of the 8th International Symposium on Fluid Power. Japan: JFPS, 2011:136-143.
- [14] FU Y L, PANG Y, LIU H S, et al. Force Fighting Research of Dual Redundant Hydraulic Actuation System[C]//ISDEA. 2010 International Conference on Intelligent System Design and Engineering Application. NY: IEEE, 2010:762-766.
- [15] 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.
- [16] 何发东. 飞机舵面铰链力矩飞行实测技术研究[J]. 科学技术与工程. 2011(31):7835-7838.
- [17] 范华飞, 李俊, 李志蕊. 短连杆飞行载荷实测技术[J]. 航空工程进展, 2015, 6(4):447-451.
- [18] 唐宁, 白雪. 基于作动器载荷的升降舵铰链力矩测量方法[J]. 兵器装备工程学报. 2021, 42(9):293-297
- [19] 袁峰, 李凯, 张晓琳. 误差理论与数据处理[M]. 2版. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社, 2020:33-42.
- [20] 王黎明, 陈颖, 杨楠. 应用回归分析[M]. 2版. 上海:复旦大学出版社, 2018:15-30.

(编辑:陈斐)