

电桥逐步筛选飞行载荷建模方法及其应用



唐宁*,白雪

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要:通过载荷地面校准试验建立载荷模型是应变法飞行载荷准确测量的基础,为高效准确地建立载荷模型,在对应应变法飞行载荷测量原理分析的基础上提出了一种基于电桥应变响应特性综合指标的电桥逐步筛选飞行载荷建模方法,在建模过程中对参与建模的电桥进行逐步筛选并得到一组备选载荷模型,结合叠加原理验证及电桥物理特性分析等方法可确定飞行实测中所选用载荷模型。应用该方法对机翼测载剖面飞行载荷进行测量,结果表明该方法准确可靠,并可将测载结果应用于飞机飞行载荷安全监控。

关键词:载荷校准试验;应变法;载荷模型;飞行载荷;响应系数

中图分类号:V217

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.10.005

根据国军标^[1]及相关适航条例^[2]要求,飞机飞行载荷试飞是军用飞机设计定型试飞及民用飞机适航审定试飞所必须进行的试飞科目,根据飞行载荷实测结果可对飞机机翼及垂平尾结构强度设计进行验证及评估,在准确的飞行载荷测量基础上所编制的各测载部件载荷谱是飞机使用过程中结构疲劳寿命评估的重要依据^[3]。目前,飞行载荷测量方法主要有应变法及测压法^[4]两类,而应变法以其技术成熟度高、可靠性高、维修性好等优势被广泛应用。应变法飞行载荷测量包含载荷校准试验及飞行实测两部分,在校准试验中,通过将应变改装后的测载部件进行合理约束并施加大小方向均已知的校准载荷,可得到表述飞行载荷与相应应变电桥关系的载荷模型,据此通过飞行实测应变即可得到飞行载荷^[5]。因此,基于应变电桥响应的飞行载荷模型建立是飞行载荷测量的关键环节。对于结构简单、传力路径明显且应变电桥少的结构,可针对性地选择相应电桥参与模型建立,但随着飞机结构日益复杂,所布置应变电桥数量逐渐增多,该方法实施难度较大,目前国内外针对应变电桥载荷模型建立方法进行了大量理论及实践研究,德莱顿飞行试验研究中心采用应变法对X-29A飞机机翼进行

了飞行载荷测量^[6],Skopinski等提出并应用T值法对简单结构双梁机翼建立了载荷模型^[7],赵燕在遗传算法原理的基础上提出了基于改进遗传算法的载荷模型建立方法^[8]。本文在载荷模型建立的原理基础上,提出了一种基于电桥统计学指标的电桥逐步筛选建模方法,旨在实现一种计算量小、计算效率高且易于编程实现的高精度飞行载荷模型建模方法。

1 载荷模型建立原理及分析

载荷模型建立的数据来源是校准试验所测得的校准载荷及结构应变,图1为载荷校准试验加载情况简化。一般来说,在正常使用中,飞机结构载荷与应变响应为线性关系,且满足可叠加性,因此载荷模型的形式为应变电桥响应为自变量的多元一次多项式。 L 为在测载部件上所施加的校准载荷,包含剪力、弯矩及扭矩等,可通过多元线性回归将表述载荷 L 与相关应变电桥响应 μ_i 之间关系的载荷模型写为:

$$L = \sum_{i=1}^n \beta_i \mu_i \quad (1)$$

收稿日期:2019-08-20; 退修日期:2019-09-02; 录用日期:2019-09-12

*通信作者: Tel.: 029-86838109 E-mail: 158334240@163.com

引用格式: Tang Ning, Bai Xue. Flight load modeling method based on step by step screening bridge and its application [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(10): 35-40. 唐宁, 白雪. 电桥逐步筛选飞行载荷建模方法及其应用[J]. 航空科学技术, 2019, 30(10): 35-40.

式中: β_i 为各电桥所对应的拟合系数,一般通过最小二乘法求出,如此即可得到包含所筛选电桥及其系数的载荷模型。

应注意的是,式(1)中的载荷模型所建立的是测载部件校准载荷与结构应变之间的关系,而试验中实测应变包含结构受重力影响所引起的应变,因此在每个校准试验加载工况开始前,应对各应变值 μ_i 进行清零,使得校准载荷为0时各应变值也为0。而在施加校准载荷的过程中,测载部件受校准载荷、结构支反力及重力共同影响保持平衡,以图1所示机翼结构剪力 L 为例,剖面外机翼结构重力为 Mg ,剖面支反力为 F ,各加载点 i 所施加的点载荷为 P_i 、校准载荷 L 为 P_i 之和。

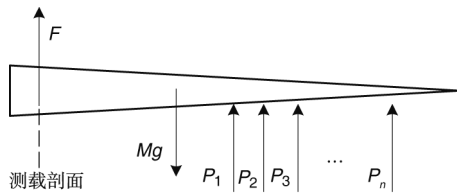


图1 机翼校准试验加载及受力示意图

Fig.1 Wing calibration test loading and force diagram

由剖面外机翼结构受力平衡可得:

$$F - Mg = -\sum P_i = -L \quad (2)$$

因此,试验过程中,校准载荷与支反力变化量大小相等,方向相反,结合式(1),可以看出,通过载荷模型计算得到的是结构受载后支反力变化量,对于弯矩及扭矩等载荷可采用类似的方法进行分析,均可得到相同结论,即通过应变法测得的载荷为支反端相应载荷的变化量,该结论为后续测载结果的分析及应用奠定了基础。

应注意的是,参与建模的电桥数量应不大于独立的载荷数量,即加载工况数量,以保证后续采用最小二乘法计算电桥系数的过程中应变矩阵与其自身转置乘积矩阵的可逆性^[7]。

2 电桥逐步筛选飞行载荷建模方法

随着新型飞机结构日趋复杂,飞机结构传力路径增多,对载荷测量电桥的布置方法及数量提出了更高的要求,而机载测试技术的发展,使得应变通道数据采集能力足以满足在所有传力路径上布置应变电桥的需求,但测载剖面上大量的应变电桥为建模过程中合理电桥筛选带来了困难,冗余电桥的引入对方程的精度不利,因此有必要采用高效且合理的电桥筛选方法以提高载荷数据分析及建模工作效率并对相应载荷作用下结构电桥响应规律进行总结。

电桥逐步筛选飞行载荷建模方法的基本思想是通过各电桥统计指标值组成的各电桥筛选指标 Ind_i 值的大小判断电桥对相应载荷的响应特性, Ind_i 越大则电桥响应特性越好,据此逐步剔除该指标最小的电桥,得到一组备选载荷模型,对电桥 i ,其 Ind_i 值的定义如下:

$$\text{Ind}_i = \frac{|k_i \lambda_i \beta_i|}{\gamma_i \tau_i} \quad (3)$$

式中: β_i 为载荷模型电桥拟合系数,通过多元线性回归计算得到; k_i 为电桥响应系数,为校准载荷 L 与电桥 i 的响应 μ_i 一元线性回归后得到的一次项系数; λ_i 为电桥应变响应 μ_i 与校准载荷 L 之间的相关系数,其计算表达式为^[9]:

$$\lambda_i = \frac{\text{cov}(\mu_i, L)}{\sqrt{D(\mu_i)} \cdot \sqrt{D(L)}} \quad (4)$$

式中: cov 为协方差运算, D 为方差运算。

τ_i 为电桥概差,其计算表达式为^[7]:

$$\tau_i = 0.6745 \sqrt{\frac{m_i \sum_{j=1}^n \varepsilon_i^2}{n - q}} \quad (5)$$

式中: n 为所加载荷工况数量, q 为剩余应变电桥个数, ε 为载荷拟合计算值与实测值的残差矢量,令 $\mu = [\mu_1 \mu_2 \dots \mu_n]$ 为应变矩阵, m_i 为矩阵 $[\{\mu\}^T \{\mu\}]^{-1}$ 第 i 行的对角线值; γ_i 为电桥复相关系数^[10]。

以电桥 i 为例,其计算方式分两步,首先,用电桥 i 的响应 μ_i 对其余电桥响应 $\mu_1 \mu_2 \dots \mu_{i-1} \mu_{i+1} \mu_{i+2} \dots \mu_n$ 进行多元线性回归,得到:

$$\hat{\mu}_i = \alpha_1 \mu_1 + \alpha_2 \mu_2 + \dots + \alpha_{i-1} \mu_{i-1} + \alpha_{i+1} \mu_{i+1} + \dots + \alpha_n \mu_n \quad (6)$$

其次,计算 μ_i 与 $\hat{\mu}_i$ 间的简单相关系数,即得到复相关系数:

$$\gamma_i = \frac{\text{cov}(\mu_i, \hat{\mu}_i)}{\sqrt{D(\mu_i)} \cdot \sqrt{D(\hat{\mu}_i)}} \quad (7)$$

上述参数均可表征电桥的相应物理特性,响应系数 k_i 为单位载荷下电桥 i 的应变响应,表明了该电桥对相关载荷的敏感性,在载荷模型中应使用响应较大的电桥;相关系数 λ_i 取值范围为 $[-1, 1]$,该值表示了电桥响应与载荷的线性相关程度,相关性越高则该电桥越适于参与载荷模型建立; β_i 作为模型中各电桥系数,表示了电桥在模型中的权重。可以看出,上述三参数绝对值越大,则表示电桥响应特性越好,因此均作为 Ind_i 值的分子。 γ_i 的取值范围为 $[0, 1]$,表示电桥 i 与其他电桥之间的线性相关性,其值越接近于1,该电桥与其他电桥相关性越强。如在模型中选用

该电桥,则可能会造成应变矩阵为非满秩矩阵,导致模型系数无法求解,故应选择 γ_i 小的电桥参与模型建立; τ_i 表明了电桥的冗余性,该值越大则电桥的冗余性越强,上述两个参数越小,则电桥冗余性越小,故均作为 Ind_i 值的分母。综上, Ind_i 值从电桥对载荷的敏感性、线性、单一性、冗余性等多个方面综合考察了电桥响应特性,因此,可作为全面考察电桥特性的判据,据此可在载荷模型建立过程中对电桥进行筛选。

根据上述流程建立飞行载荷模型,会得到所包含电桥数量从初始电桥数 n 到电桥数为1的 n 个备选载荷模型,各模型精度可通过验模工况数据进行检验,计算方式如下:

$$\text{err} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (L_i - \hat{L}_i)^2}{\sum_{i=1}^n L_i^2}} \times 100\% \quad (8)$$

根据计算结果可初步对各模型精度进行考察,但各模型中包含了不同的电桥组合,且可能有多模型的验证精度均满足要求,因此应在所建立的备选模型基础上进行优选,以最终确定飞行载荷测量所选用的模型。一般根据模型中所包含电桥的物理特性及实际飞行结果进行综合判断。对电桥物理特性判别的主要依据是其响应系数随加载合力作用点改变的变化趋势。如在机翼载荷校准中,理想情况下剪力电桥响应系数应随机翼展向压心位置变化而不发生变化,但剪力电桥布置区域可能并不为纯剪切状态,因此剪力电桥同时受弯矩影响,随加载点合力压心展向位置变化呈线性变化;而弯矩电桥响应系数应随加载点合力压心展向位置变化呈线性变化,扭矩电桥响应系数仅与加载压心弦向位置相关,载荷模型中应尽量选取响应性质良好的电桥,以确保实际飞行中电桥响应的稳定性。此外,在结构对称位置的载荷测量值在对称机动中也应保证一致,这也是实测载荷模型选择的重要标准之一。

依据上述方法,可得基于电桥逐步筛选飞行载荷建模方法的基本流程,如图2所示。

3 建模方法应用

在某型机机翼载荷校准试验载荷模型建立中使用电桥逐步筛选方法分别建立了左右机翼对称测载剖面的载荷模型。两剖面电桥布置方式相同,各布置三个弯矩电桥(B_1, B_2, B_3)、三个扭矩电桥(T_1, T_2, T_3)及两个剪力电桥(S_1, S_2),各电桥均有备份电桥。建模前进行主备电桥的相似性判断,令 k_A 和 k_B 分别为主备电桥响应对剪力的一元回归系数,定义判断

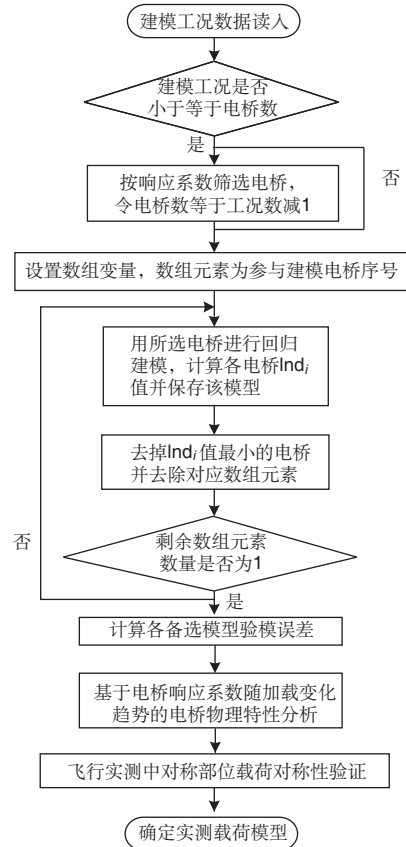


图2 建模方法流程图

Fig.2 Modeling method flow chart

指标 J 为两者的标准差除以平均值,化简如下:

$$J = \frac{\sqrt{2} |k_A - k_B|}{k_A + k_B} \quad (9)$$

设定一个上限值为0.1,当上述指标值超过该上限值时,则认为主备电桥差异较大,两电桥均参与建模,否则仅选择主桥参与建模。采用本文方法,以剪力及弯矩为例,分别建立其载荷模型,左右机翼各得到弯矩方程8个,剪力方程8个,由式(8)根据验模工况计算各模型误差如图3所示,可以看到:大部分模型误差较小,均在5%的可接受范围内。

为在备选模型中得到合理的结果,须对电桥的响应特性进行分析,对左右机翼测载剖面分别考察弯矩电桥及剪力电桥响应系数随工况合力作用点展向距离变化的变化情况,如图4及图5所示。

由图4和图5可以看到,两侧机翼剪力电桥 S_1, S_2 的响应系数随压心位置改变变化较小且连续,表明两剪力电桥响应特性良好,均可用于载荷模型建模,而弯矩电桥 B_1, B_2 和 B_3 响应系数随压心位置改变呈线性变化,同样表明其可用于载荷模型建模。综上,在备选载荷模型中选择如表1

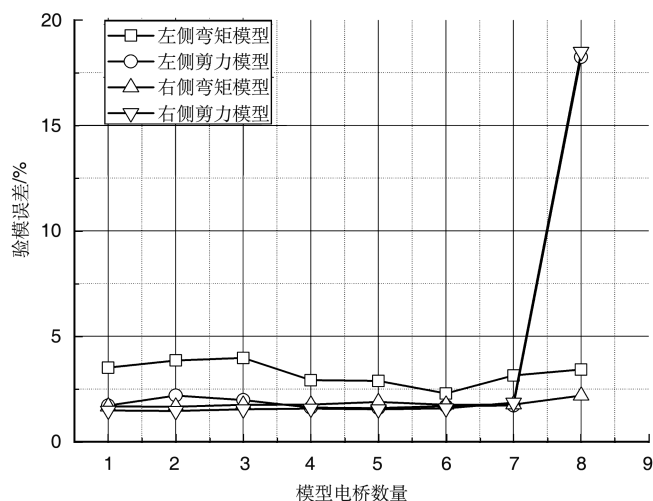


图3 不同电桥数量载荷模型验证误差

Fig.3 Load model verification error

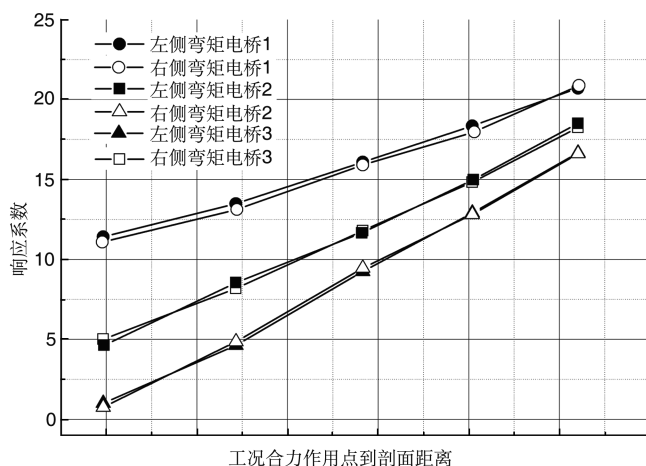


图5 弯矩电桥响应系数随压心变化

Fig.5 Bending bridge response coefficient changes with pressure centre

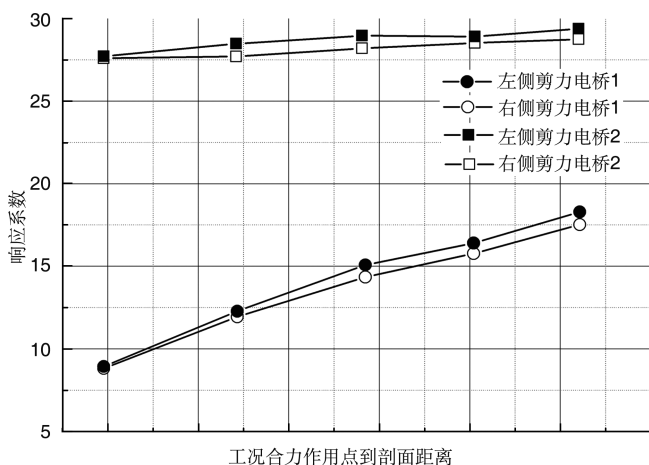


图4 剪力电桥响应系数随压心变化

Fig.4 Shear bridge response coefficient changes with pressure centre

所示结果进行飞行载荷计算。

在飞行实测过程中,使用上述载荷模型分别对左右机翼对称测载剖面的飞行载荷进行测量,以急剧俯仰机动为例,在该机动过程中,飞行员配平飞机后保持定常平飞状态,并急剧推杆或拉杆,以使飞机达到目标过载^[1]。机动过程的空速 V 、高度 H 、侧滑角 β 、滚转角 ϕ 及实测剪力和弯矩如图6所示,其中剪力弯矩均通过除以平飞状态载荷进行无量纲化处理。

对于对称的左右机翼测载剖面,因机动过程中飞机无滚转及偏航机动,仅包含纵向机动,故其剪力及弯矩等载荷实测值应保持一致,由图6可见,所选定载荷模型计算得到的实测载荷符合该规律。

表1 剖面载荷模型及其电桥系数

Table 1 Section load model and its bridge coefficient

载荷	载荷模型电桥及系数			误差/%
	B_1	B_2	B_3	
左机翼弯矩	208.52	-365.15	366.02	1.67
左机翼剪力	B_2	S_1	S_2	2.11
	-0.08	0.03	0.04	
右机翼弯矩	B_1	B_3	S_2	1.77
	-457.83	1536.51	171.72	
右机翼剪力	B_3	S_1	S_2	1.85
	0.06	-0.07	0.15	

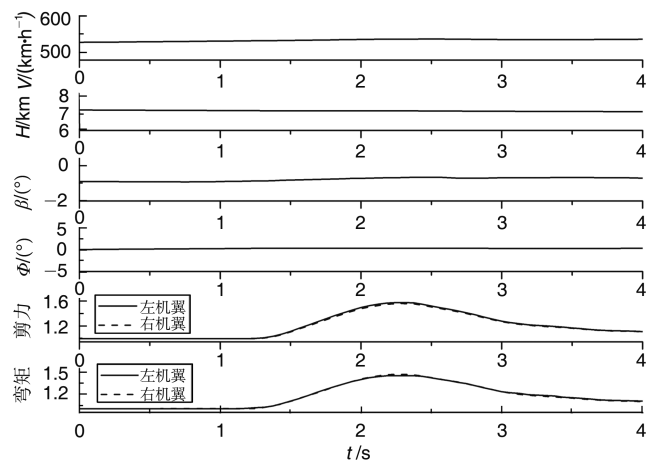


图6 纵向机动飞行载荷实测结果

Fig.6 Longitudinal maneuvering flight load test results

在根据上述方法得到准确实测载荷的基础上,对其进行进一步处理,即可结合结构复合载荷包线^[11]对飞机结构载荷进行监控及分析。由前述分析可知,在应变法测载中

通过载荷模型计算得到的实测载荷为相较于飞机在地面静止状态时,测载结构支反端相应载荷的变化量,因此,在实测载荷基础上,叠加初始状态结构载荷可得到实际结构载荷,将相应飞行状态的载荷绘制于复合载荷包线中,根据载荷状态点与包线边界的关系在对结构受载状态进行监控的同时,可对真实飞行状态与结构载荷设计状态的匹配性进行验证分析。图7为某次飞行过程中左右机翼测载剖面处的剪力及弯矩与该剖面剪力—弯矩复合载荷包线的相对关系。

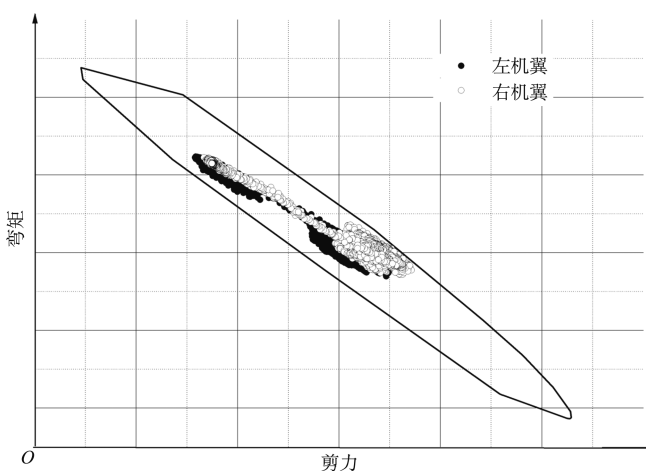


图7 基于机翼剪力—弯矩包线的强度监测
Fig.7 Strength monitoring based on wing shear-bending envelope

4 结论

本文针对应变法飞机飞行载荷测量中载荷模型建立方法,提出了一种基于电桥响应特性指标的模型电桥筛选方法,应用结果表明,该方法在保证测载结果精度的同时可实现载荷模型的高效建模,在此基础上根据应变法载荷测量原理可计算得到飞机飞行过程中的结构载荷,结合飞机结构复合载荷包线可对真实飞行环境下的飞机结构受载状态进行监控及分析。

AST

参考文献

- [1] 总装备部. GJB 67.10A—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.
General Equipment Department. GJB 67.10A—2008 Military aircraft strength and stiffness specification part 10: Flight test [S]. Beijing: General Equipment Department Military Standards Publishing Department, 2008. (in Chinese)
- [2] 中国民用航空局. CCAR-25-R4. 中国民用航空条例第25部-运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局, 2011.
CCAC. CCAR-25-R4 Chinese civil aviation regulation[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [3] 蒋祖国, 田丁栓. 飞机结构载荷/环境谱[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012.
Jiang Zuguo, Tian Dingshuan. Aircraft structure load and environment spectrum[M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [4] 原正庭. 亚声速飞机压力分布测量[J]. 航空学报, 1998(4): 103-105.
Yuan Zhengting. Subsonic aircraft pressure distribution measurement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998 (4):103-105. (in Chinese)
- [5] 克利亚奇科 MJI. 飞机强度飞行试验(静载荷)[M]. 汤吉晨, 译. 西安: 航空航天部工业部《ASST》系统工程办公室, 1992.
Kliachko MJI. Aircraft strength flight test(static load)[M]. Tang Jichen, translation. Xi'an: Department of Systems Engineering, Department of Aeronautics and Astronautics, ASST, 1992. (in Chinese)
- [6] Sims R, McCrosson P, Ryan R, et al. X-29A aircraft structural loads flight testing[R]. Edwards: Dryden Flight Research Facility, 1989.
- [7] Skopinski T H, Aiken W S J, Huston W B. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads[R]. Langley: Langley Aeronautical Laboratory, 1952.
- [8] 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. Research on flight load measurement based on genetic algorithm and evaluation Model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2506-2512. (in Chinese)
- [9] 何春雄, 龙卫江, 朱锋峰. 概率论与数理统计[M]. 北京: 高等教育出版社, 2012.
He Chunxiong, Long Weijiang, Zhu Fengfeng. Probability theory and mathematical statistics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2012. (in Chinese)
- [10] 陈晓鹏, 张强勇, 刘大文. 边坡变形统计回归分析模型及应用[J]. 岩石力学与工程学报, 2008(S2): 3673-3679.
Chen Xiaopeng, Zhang Qiangyong, Liu Dawen. Deformation

statistical regression analysis model of slope and its application
[J]. Chinese Journal of Rock Mechanics and Engineering, 2008
(S2):3673-3679. (in Chinese) (责任编辑 皮卫东)

作者简介

唐宁(1989—)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机飞行

载荷测量。

Tel: 029-86838109

E-mail: 158334240@qq.com

白雪(1989—)女,硕士,工程师。主要研究方向:机载测试
传感器。

Tel: 029-86838059

E-mail: 4462344448@qq.com

Flight Load Modeling Method Based on Step by Step Screening

Bridge and Its Application

Tang Ning*, Bai Xue

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The establishment of the load model by the ground calibration test is the basis for the accurate measurement of flight load with the strain method. To build the model efficiently and accurately, a step-by-step screening bridge flight load modeling method based on the strain response characteristics of bridge was proposed, which was the result of analysis on the principle of strain flight load modeling method. Participating bridges were gradually screened during the modeling process and a set of alternative load models was obtained, combined with the verification of the superposition principle and the analysis of the physical characteristics of the bridge, the selected load model in the flight measurement can be determined. Applying this method to measure the flight load of the wing load section, the results show that the method is accurate and reliable, and the load test results can be applied to the aircraft flight load and safety monitoring.

Key Words: load calibration test; strain method; load model; flight load; response coefficient

Received: 2019-08-20; Revised: 2019-09-02; Accepted: 2019-09-12

*Corresponding author. Tel.: 029-86838109 E-mail: 158334240@163.com