

一种用于飞行载荷实测的改进动态模型建立方法*

AN IMPROVED BUILDING-DYNAMIC-LOAD-MODEL
METHOD FOR FLIGHT LOAD MEASUREMENT赵 燕**^{1,2} 范华飞¹ 李志蕊¹

(1. 中国飞行试验研究院飞机所, 西安 710089)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710068)

ZHAO Yan^{1,2} FAN HuaFei¹ LI ZhiRui¹

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

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要 载荷模型在使用应变计法的飞行载荷实测中占有重要地位, 基于地面静态校准数据和空中动态飞行数据, 建立一种动态的载荷模型, 并提出一种剔除强影响应变计的相对准则, 形成一种改进的动态模型建立方法。通过和传统动态建模方法的比较验证了改进方法的正确性, 在地面检验工况中发现改进方法比传统的动态建模方法精度高。最后将之应用于某型机翼根部的飞行载荷实测, 结果发现: 和传统静态建模方法比较, 弯矩差 5%, 剪力差 3%, 由于该方法更代表空中实际飞行状况, 其结果可能更可靠。

关键词 飞行载荷 应变计 动态载荷模型 相对准则

中图分类号 V217+.32 O346.4

Abstract Load model plays an important role for flight load measurement using strain gage. Combined ground static calibration data with flight dynamic data, load model was constructed. And a relative criterion was proposed for the eliminating of strain gage with strong influence. Further, an improved method of building dynamic load model was formed. Compared with traditional dynamic load model, the improved method was validated, which show that the accuracy of improved method is higher than that of traditional dynamic one. Moreover, the method in this paper was applied to measure flight loads at certain aircraft wing root. The results show that there are the differences of 5% for bending moment and 3% for shear between traditional static model and the improved dynamic load model, where the latter could be more reasonable because the improved method more represents the real flight.

Key words Flight load; Strain gage; Dynamic load model; Relative criterion

Corresponding author: ZHAO Yan, E-mail: zhaoyan1031@mail.nwpu.edu.cn, Tel: +86-29-86830410, Fax: +86-29-8683203

Manuscript received 20131226, in revised form 20140609

引言

飞行载荷实测是验证飞机载荷设计是否正确或者合理的最有力方法, 不仅为飞机定型提供重要凭证, 还可为飞机设计提供关键数据。常采用的飞行载荷实测法有压力分布法^[1]和应变计法^[2], 对于机翼根部载荷测量, 前者需对整个翼面加装压力传感器, 后者仅需在根部剖面加装应变计即可, 在不需要得到详尽的载荷分布时, 一般多采用较经济的后者。虽然光纤^[3]和录像^[4]等测试技术亦均有试用, 但由于技术不成熟, 大多工程项目中仍以应变法为主。NASA 使用应变计法对 15 种不同的飞机结构进行了载荷测量^[5], 对于二梁

或三梁结构, 载荷方程的检验误差较小, 对于多梁多墙结构, 检验误差有时高达 50% 以上。William A 等^[6]分析了加载方式(单点和分布)、加载量级、工况数量等因素对载荷方程精度的影响。Jebacek I 等^[7]通过和计算值以及静强度试验结果的比较, 验证应变法测载结果的正确性。文献[8]则考虑了飞行载荷测量的不确定度, 更加客观地给出应变法测载结果。Coates C W 等^[9]将实际飞行与计算结合, 使用飞行应变驱动有限元计算, 可实时计算飞行载荷。文献[10]对穷举法、T 值法、MT 值法以及遗传算法等建载荷方程的方法进行了对比研究。何发东等^[11]则使用应变计法对平尾载荷进行了测量。

* 20131226 收到初稿, 20140609 收到修改稿。

** 赵 燕, 女, 1979 年 10 月生, 河南省临颖县人, 汉族, 博士后, 中国飞行试验研究院飞机所高工, 研究方向为飞行载荷与无网格等。

上述研究中载荷方程的求解均需要加载工况数大于应变计个数,但为了更好地模拟飞机空中分布性受载,目前地面校准试验的发展趋势为以区域性的大面积加载替代单点加载。并且随着飞机结构的复杂,为了不遗漏传力路径,改装的应变计越来越多,这样会造成加载工况数小于应变计个数的问题,上述建立载荷方程的方法将不再适用。针对该问题,Padmanabhan^[12]发展了一种直接关联飞行应变和地面应变、飞行载荷和地面载荷的动态载荷模型。比较传统方法^[2]和文献^[12]的方法,相似点为两者均需要依据线性拟合建立预测模型,不同点为前者建模仅使用地面校准数据,没有考虑实际飞行状况,无法反映空中迎角变化、高度、速压以及襟副翼作用等影响信息,而后者建模使用了飞行应变,飞行应变是空中实际飞行状况的最直接反映,因此可以推断后者的模型比前者更能代表真实的飞行状况。文献^[12]方法的求解本质为一个不断剔除具有强影响应变计的迭代收敛过程,剔除的准则为学生化残差大于3。若将该准则用于不同的飞机,有时会导致错误的结果,其原因为该剔除准则较绝对,事实上结构不同,受载时应变特性不同,是否为强影响应变计也是相对的,因此该剔除准则不能普遍使用,本文基于文献^[12]方法的建模思想,发展一种相对的剔除准则,不受具体结构形式的影响,形成一种改进的动态载荷建模方法,并将之应用于某型机机翼飞行载荷测量。

1 基本原理公式

1.1 线性回归

线性回归变量与因变量可建立的线性统计模型为

$$Y = X\omega \quad (1)$$

X 为回归量矩阵, Y 为响应向量。 ω 为所要求的系数,通常使用最小二乘法对公式(1)求解。

1.2 传统静态载荷模型

当作用于飞机结构上的载荷和应变满足线性叠加原理时,使用地面静态的校准载荷和其对应的应变,依据公式(1)建立载荷方程(2),然后代入飞行应变,可求得飞行载荷,如式(3)。传统载荷模型表征载荷与应变的关系。

$$[L_{gt}]_{N \times 1} = [\varepsilon_{gt}]_{N \times M} [k]_{M \times 1} \quad (2)$$

$$[L_{fl}]_{1 \times 1} = [\varepsilon_{fl}]_{1 \times M} [k]_{M \times 1} \quad (3)$$

公式(2)和式(3)中 L_{gt} 为地面校准载荷, ε_{gt} 为地面校准试验时应变计的响应, L_{fl} 为飞行载荷, ε_{fl} 为飞行应变, k 为系数。 N 为校准工况数, M 为应变计个数。方程(2)求解需要 $N > M$ 。

2 改进的动态建模方法

2.1 动态载荷模型

为使建立的载荷模型更加代表空中的实际飞行状况,与传统基于地面静态校准数据建立载荷方程不同,使用空中实际飞行应变和地面校准试验的应变建立载荷模型^[12],如

$$[\varepsilon_{fl}]_{M \times 1} = [\varepsilon_{gt}]_{M \times N} [k']_{N \times 1} \quad (4)$$

$$[L_{fl}]_{1 \times 1} = [L_{gt}]_{1 \times N} [k']_{N \times 1} \quad (5)$$

该载荷模型表征飞行应变与地面校准应变的关系,然后利用公式(4)所求系数 k' , 利用地面校准载荷,代入公式(5),求得飞行载荷。

2.2 强影响应变计的相对剔除准则

采用文献^[12]的方法测量飞行载荷的关键步骤为对方程(4)进行迭代求解,迭代的过程为消除具有强影响应变计的过程,其衡量应变计是否为强影响点的准则为

$$|R_{st}(i)| > 3 \quad (6)$$

式中, R_{st} 为学生残差, i 表示应变计序号,其计算公式为

$$R_{st}(i) = \frac{e_i}{S_i \sqrt{1 - h_{ii}}} \quad (7)$$

式中, e 为残差, S 为标准偏差, h_{ii} 为帽子矩阵的对角线元素,帽子矩阵的计算公式为

$$H = [\varepsilon_{gt}]_{M \times N} ([\varepsilon_{gt}]_{M \times N}^T [\varepsilon_{gt}]_{M \times N})^{-1} [\varepsilon_{gt}]_{M \times N}^T \quad (8)$$

事实上,对于不同飞机的校准数据,公式(6)中阈值3不是都适用的,将之运用于不同结构的计算,可能导致错误的结果。从数学意义上讲,数据点是否为强影响点是相对的,与具体工程应用环境有关系,因此预发展一种相对的应变计剔除准则,如公式(9)所示,即每次迭代过程中剔除对应学生残差绝对值最大的应变计。

$$\max\{|R_{st}(i)|, i \in [1, N]\} \quad (9)$$

改进动态建模方法的工作机理为:对于一个公式(4)所示的应变模型,对应最大学生残差绝对值的应变计最有可能为强影响点,比较去掉该点前后通过公式(5)求得的载荷值,如果差异很大,则为强影响点,如果不为强影响点,所求载荷值达到一个逐步稳定收敛的状态,此时的解则为最终的所求载荷。

改进映射方法的算法流程如图1所示。图1中的 N_{c_num} 为计算次数,当 $N_{c_num} \leq M - N$ 时,若 $([\varepsilon_{gt}]_{M \times N}^T [\varepsilon_{gt}]_{M \times N})$ 可逆,方程(4)最小二乘解存在; $N_{c_num} > M - N$ 时,公式(4)的最小二乘解不正确。

3 方法验证

使用的校准数据为某型机机翼根部校准数据,共有18个可用应变计,9个单点加载工况,1个组合加载的检验工况。利用多点加载工况与9个单点加载工况

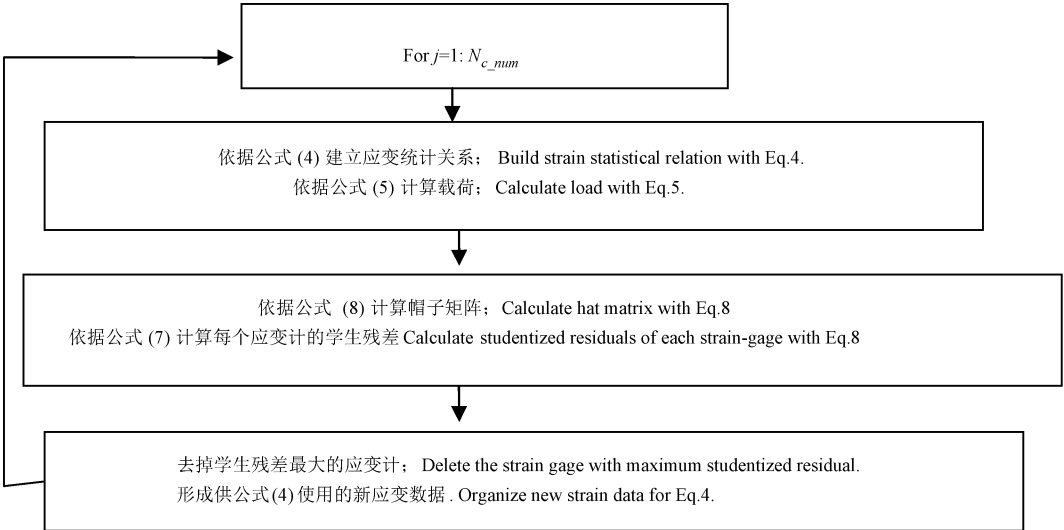


图 1 计算流程图
Fig. 1 Computation flow chart

的应变数据建立统计关系。分别使用参考文献[12]方法(M)、本文改进方法(IM)测量翼根剖面的剪力、弯矩和扭矩,M方法建立的模型使用了18个应变计,分别为M1,M2,⋯,M18。IM建立的模型使用了9个应变计,分别为Im1,Im2,⋯,Im9,图2,图3分别为两种不同方法最终使用应变计实测值与计算值的比较,可以看出两者与试验值吻合的均很好,即两种方法建立模型的精度都很高,但是最终载荷却相差很大。

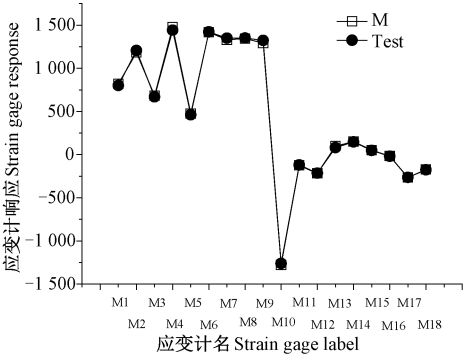


图 2 参考文献[12]方法应变计试验与计算比较
Fig. 2 Strain comparisons from ref. 12 and test

图4、图5和图6为上述两种方法得到的剪力、弯矩和扭矩与试验值(Test)的比较。从图4、图5和图6可发现文献[12]的方法在整个迭代过程中载荷均不变,该现象说明按照文献[12]的方法,所有的应变计均不为强影响点,无需剔除,但与试验值比较,误差达到了16.3%(如图4所示),说明文献[12]剔除应变计的准则公式(6)不适用。采用本文的相对准则时,迭代过程呈现如下的变化趋势:当迭代步为1-4时,载荷变化较大;当迭代步为5-9时,达到相对稳定;当迭代步为10-15时,载荷值剧烈震荡。其原因为,第一

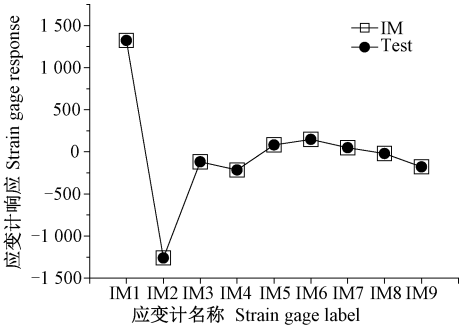


图 3 改进映射方法应变计试验与计算比较
Fig. 3 Strain comparisons from IM and Test

阶段由于强影响点的缘故,造成剔除前后结果有较大差异,随着强影响点的剔除完毕,结果达到一个稳定阶段,如图4、图5和图6中的椭圆所示,此时的解认为是最终解,随着剔除应变计数量逐渐增多,导致用于求解的应变计个数小于工况数时,最小二乘解错误,即出现第三阶段的剧烈震荡。可明显看出与试验值比较,本文改进方法的结果(椭圆所示)比文献[12]方法的结果精确,本文方法的剪力、弯矩和扭矩的误差为6%、4%和10%,文献[12]方法的误差为16%、6%和14%。需指出的是此处的校准试验和数据不是专门为本文研究设计的试验和数据,应变计数量较少,加载工况较多,为点加载,非区域性面加载,收敛阶段不是很明显,尤其是图6中的扭矩,精度低的原因很可能为扭矩应变计较少所导致。

4 应用

使用本文方法对急剧对称拉起状态下某飞机机翼根部载荷进行实测,飞行中主要扭矩电桥有损坏,故只

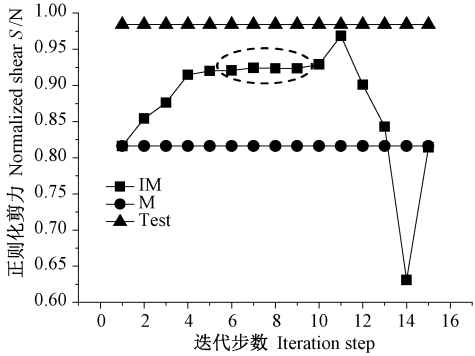


图 4 三种方法得到的剪力比较
Fig.4 Shear from M, IM and test

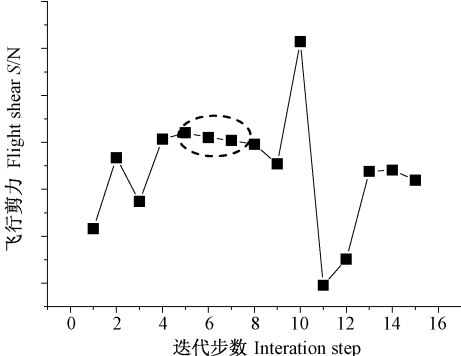


图 7 IM 方法得到的飞行剪力
Fig.7 Flight shear from IM

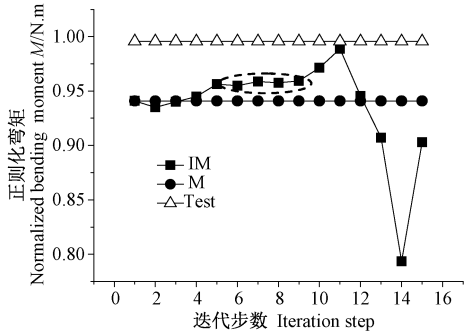


图 5 三种方法得到的弯矩比较
Fig.5 Bending moment from M, IM and test

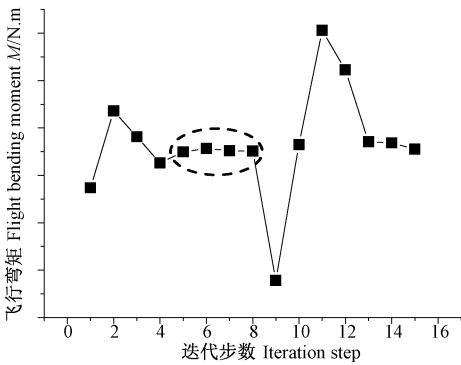


图 8 IM 方法得到的飞行弯矩
Fig.8 Flight moment from IM

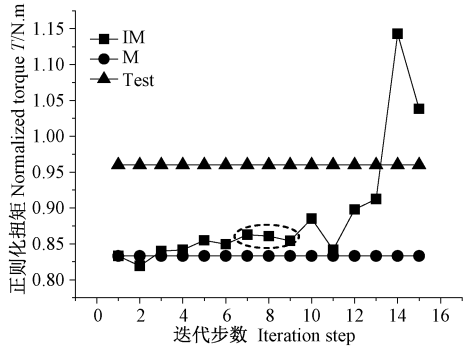


图 6 三种方法得到的扭矩比较
Fig.6 Torque from M, IM and test

表 1 传统静态模型与改进动态模型实测载荷比较
Tab.1 Flight loads from traditional static model and improved dynamics model

载荷 Load	传统方法 Traditional method	本文方法 this paper	偏差 Difference
剪力 Shear S/N	1	0.97	3%
弯矩 Bending moment M/N.m	1	1.05	5%

5 结论

通过研究飞行载荷方程动态建模,有如下的总结和发现:

1) 提出一种相对的应变计剔除准则,发展了一种改进的动态载荷模型建立方法。

2) 和改进前的方法相比,本文方法提高了测载精度,对某结构的剪力、弯矩和扭矩测量时,改进前方法的检验误差为 16%、6% 和 14%,本文方法的检验误差为 6%、4% 和 10%。

3) 对某对称拉起的飞行载荷测量时,和传统静态建模方法比较,弯矩差 5%,剪力差 3%,由于本文方法更代表空中实际飞行状况其结果可能更可靠。

对弯矩、剪力进行实测,校准数据与第 4 部分相同。图 7 – 图 8 分别为实测剪力和弯矩,迭代求解过程变化趋势与第 4 部分验证工况相同,椭圆部分所示为最终的载荷实测值。本文方法与传统方法实测结果见表 1 所示,数据进行了归一化处理,可看出两者结果较相近,验证了本文改进方法的正确性。为进一步探索空中与地面卸载不一打下基础。由于本文方法统计模型基于地面数据和空中飞行数据,相比较完全基于地面校准数据的传统载荷模型,在探索空中与地面卸载分布不统一时具有优势。

4) 对探索空中更加复杂的飞行受载现象打下基础。

参考文献 (References)

[1] Kwak D Y, Yoshida K. Flight test Measurements of Surface pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane[C]. 24th Applied Aerodynamics Conference. San Francisco, California,2006.

[2] Skopinski T. H. , William S. Aiken, Jr. , and Wilbur B. Huston, Calibration of Strain-Gage Installations in Aircraft Structures for Measurement of Flight Loads[R], NACA Report 1178, 1954.

[3] Guo H, Xiao G, Mrad N, et al. Fiber optic sensors for structural health monitoring of air platforms[J]. Sensors, 2010, 11:3687 – 3705.

[4] Lizotte A M, Lokos W A. Deflection-Based Aircraft Structural Loads Estimation With Comparison to Flight [C]. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Austin, TX, 2005.

[5] 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.

[6] William A, Stauf L R. Strain-Gage Loads Calibration Parametric Study[R]. NASA/TM – 2004 – 212853,2004.

[7] Jebacek I, Horak M. Possibilityies and methods of in-flight loading measurement[J]. Aviation, 2012,16(2):47 – 50.

[8] Gonzalez M, Gogu C, Binaud N, et al. Uncertainty quantification in aircraft load calibration[C]. 10th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, Orlando, Florida, USA, 2013.

[9] Coates C W, Thamburaj P. An inverse Method for Selection of Fourier Coefficients for flight load Identification[C]. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Austin, TX, 2005.

[10] Nelson S A. Strain Gage Selection in Loads in Loads Equations Using a Genetic Algorithm[R]. NASA Contractor Report 4597, 1994)

[11] 何发东,范华飞. 全动平尾带偏度载荷校准试验技术研究[J]. 机械强度,2014,36(3):374-377.
HE FaDong, FAN HuaFei. Stabilator with skewness load calibration test technology research[J]. Journal of Mechanical Strength,2014, 36(3):374-377 (In Chinese).

[12] Padmanabhan M A, Nagesh K Y, Elattuvalappil H. A Statistics based Method forMapping Flight Strains to Loads[C]. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Newport, Rhode Island, 2006.