

基于虚拟试验的机翼-起落架布局 飞机翼根载荷校准试验方法研究



孟敏*, 吴波, 李俊

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要:飞机的机翼-起落架布局是指起落架安装在机翼上的结构形式。在校准试验时,起落架对机翼根部存在约束力,使翼根实际承受的力与施加的校准载荷相差较大,无法准确建立翼根的载荷方程。本文基于虚拟试验,提出了一种载荷校准试验方法:首先通过求解响应系数,解耦了约束载荷与校准载荷;其次构造了虚拟试验加载工况和虚拟应变响应,建立了弯矩、剪力和扭矩载荷方程;最后利用虚拟试验检验了载荷方程。检验结果证明了本方法的正确性。

关键词:虚拟试验;机翼-起落架布局;载荷校准试验

中图分类号:V217.32

文献标识码:A

DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.017

飞行载荷测量是验证飞机结构完整性,完成飞机定型必需的试验项目^[1]。除非表明确定受载情况的方法可靠,否则用以确定载荷大小和分布的方法必须用飞行载荷测量来证实^[2]。应变法^[3]是飞行载荷测量的主要方法,在飞行中实测结构应变,将应变带入载荷方程中,得到飞行载荷^[4]。载荷校准试验是建立载荷方程的重要环节。载荷校准试验是根据飞机结构受载特点,在合适的位置加装应变计,模拟飞机实际受载情况,对飞机施加校准载荷,建立校准载荷与应变响应的关系,即载荷方程^[5,6]。

载荷校准虚拟试验是指模拟试验加载工况,对试验部件的有限元模型进行加载,计算分析测载部位的结构响应情况,建立载荷方程的过程。通过虚拟试验,可以实现对真实试验的外推、预测以及模拟演练等。在国外,美国曾在YF-12、B-2等飞机上成功应用了载荷校准虚拟试验技术。在国内,虚拟试验尚限于对小部件的部分研究^[7,8]。

飞机的机翼-起落架布局是指起落架安装在机翼上的结构形式,是民用客机的常见布局。对于机翼-起落架布局飞机的载荷校准试验,如果采用起落架支撑约束飞机,在载荷校准过程中起落架对机翼根部始终存在大小未知的作用力。该作用力导致翼根实际承受的力与施加的校准载荷相差较大,无法准确建立机翼根剖面的载荷方程。机翼根部

面载荷是机翼总载荷的体现,是机翼强度安全、疲劳监控的重要依据,对于全机载荷验证分析至关重要。国内尚未开展过机翼-起落架布局飞机的翼根载荷校准试验。

本文提出了机翼-起落架布局飞机翼根载荷校准试验方法,并通过虚拟试验验证了方法的可行性。

1 研究方法

对于机翼-起落架布局的飞机,校准载荷与约束载荷同时作用于机翼,机翼根部的应变电桥响应是二者共同作用的结果。载荷方程的目的在于建立校准载荷与校准载荷引起的应变响应之间的关系。因此,解耦约束载荷与校准载荷,将约束载荷产生的机翼根部应变响应剥离出来,是机翼根部载荷测量的关键点。

(1) 设计校准试验加载工况,得到翼根应变电桥对于约束载荷的响应系数。电桥响应系数^[9]是指单位载荷引起的电桥应变响应,计算公式如下:

$$K = \frac{\varepsilon}{F} \quad (1)$$

式中: K 为电桥响应系数, F 为载荷, ε 为由载荷引起的应变响应。

(2) 解耦约束载荷与校准载荷。在不同加载点施加校准载荷,利用先前求得的约束载荷响应系数,计算约束载荷

收稿日期:2019-08-17; 退修日期:2019-08-24; 录用日期:2019-08-30

*通信作者.Tel.: 029-86838109 E-mail: thudxz@qq.com

引用格式: Meng Min, Wu Bo, Li Jun. Research on the wing root load calibration test method of wing-landing gear layout based on the virtual test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 114-119. 孟敏, 吴波, 李俊. 基于虚拟试验的机翼-起落架布局飞机翼根载荷校准试验方法研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 114-119.

产生的应变响应,进而得到校准载荷产生的应变响应,计算翼根应变电桥对于各个校准载荷的响应系数。

(3)建立载荷方程。设计校准试验加载工况,并利用响应系数构造虚拟应变响应。根据加载工况与应变响应,建立翼根的弯矩、剪力和扭矩载荷方程。

(4)载荷方程模型检验。设计校准试验加载工况,并利用响应系数构造虚拟应变响应。利用应变响应和载荷方程计算载荷,并与虚拟载荷工况对比,检验载荷方程。

为了验证以上研究方法,本文建立了某型飞机机翼的有限元模型,设计了虚拟应变电桥,利用有限元模型开展了机翼起落架布局飞机的翼根载荷校准虚拟试验。

于左右机翼为完全对称结构,因此只保留单侧机翼进行建模。利用 MSC.Patran 软件建立的有限元模型如图 1 所示。

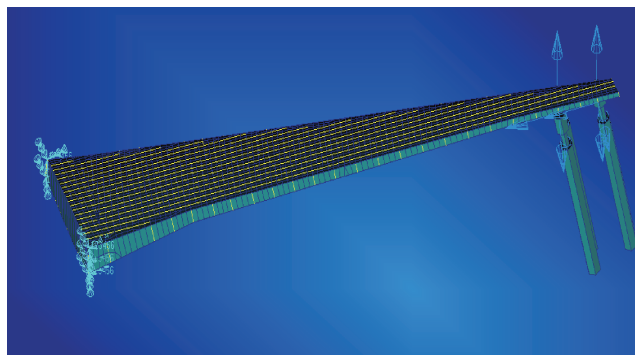


图1 机翼的有限元模型

Fig.1 Finite element model of the wing

2 有限元模型与虚拟应变电桥构建

2.1 有限元模型构建

以某型飞机机翼为试验对象,基于结构特点、传力路径分析和受力分析,对机翼进行建模简化,保留主传力结构:前梁、后梁、壁板和肋,其余次要承力部件不参与建模。由

2.2 虚拟应变电桥构建

机翼上的虚拟应变电桥类型包括弯矩电桥、拉压电桥、剪力电桥和扭矩电桥,共 8 组应变电桥。电桥位置分布在前梁腹板、后梁腹板以及上壁板,如图 2 所示。

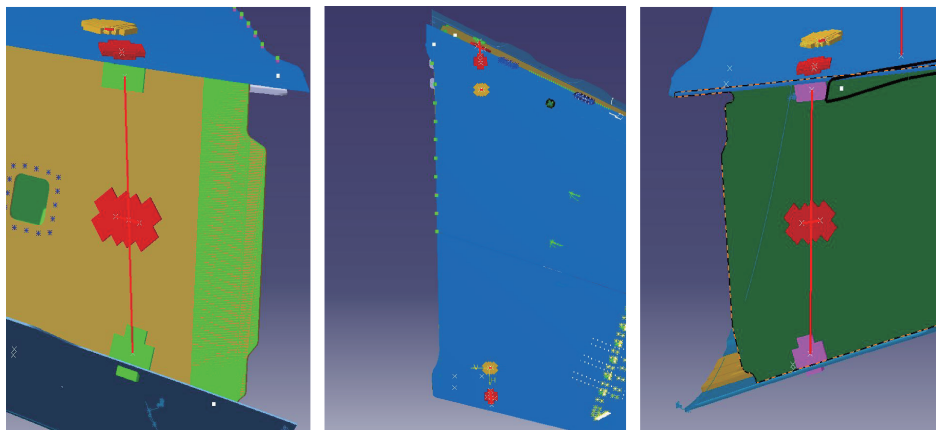


图2 机翼根剖面应变电桥

Fig.2 Strain bridge on wing root profile

用来测载的应变电桥为惠斯通全桥,由 4 个桥臂组成,如图 3 所示的 R_1, R_2, R_3 和 R_4 。每个桥臂都代表特定位置、特定方向的应变。

对电桥附近的有限元网格进行细化,如图 4 所示。定义局部坐标系,选取特定位置、特定方向的应变响应,组成惠斯通全桥。

3 约束载荷与校准载荷解耦

本节通过设计校准试验加载工况,计算响应系数,将约束载荷引起的应变响应与校准载荷引起的应变响应解耦,

并检验解耦结果。

3.1 解耦设计

机翼载荷校准虚拟试验加载点如图 5 所示,其中加载点 0 为机翼约束载荷作用点,加载点 1~18 为校准载荷作用点。

解耦的目的在于求解翼根应变电桥对约束载荷以及各个加载点校准载荷的响应系数。

(1) 求解约束载荷应变电桥响应系数

实际载荷校准试验中,施加校准载荷必定引起约束载荷的变化。因此,需要设计特殊的加载工况,使得机翼只受约束载荷的作用。工程实际中,可以利用机身加载等方法

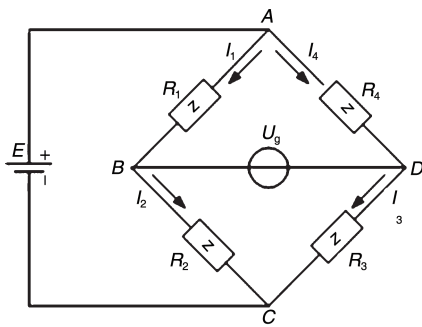


图3 机翼根剖面应变电桥组桥形式
Fig.3 Wing root profile strain bridge group bridge form

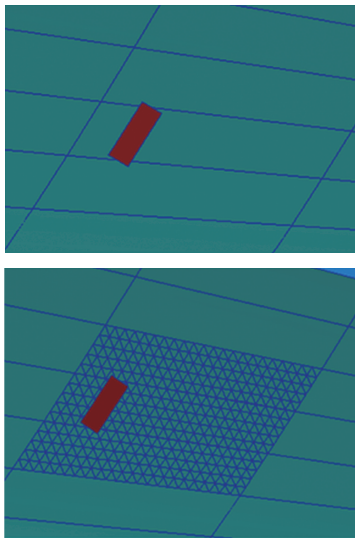


图4 应变电桥区域网格细化
Fig.4 Strain bridge area mesh refinement

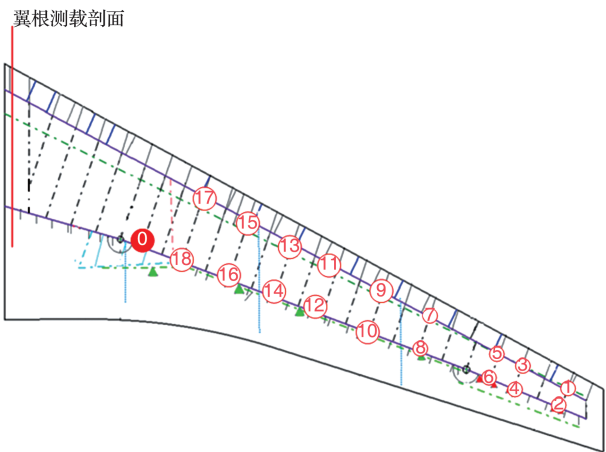


图5 机翼载荷校准虚拟试验加载点
Fig.5 Virtual load calibration test load points for wing

实现。在本文虚拟试验中,只须在机翼的约束点处施加载荷,即将约束载荷当作外载荷施加。具体地,在有限元模型的0号加载点处施加载荷,见表1。

表1 约束点加载工况
Table 1 Constraint point loading conditions

工况编号	加载点编号	载荷量级/N
1	0	9257

通过有限元计算,得到翼根的虚拟应变电桥响应。根据式(1)计算翼根应变电桥对约束载荷的响应系数,结果见表2。

(2) 求解校准载荷应变电桥响应系数

以加载点1为例,介绍校准载荷应变电桥响应系数的求解方法。在加载点1施加校准载荷,在加载点0施加相应的约束载荷。约束载荷量级通过飞机平衡计算得到。加载

表2 约束载荷响应系数
Table 2 Constrained load response coefficient

加载点	电桥响应系数/($\mu\epsilon/N$)							
	前梁弯矩电桥	前梁剪力电桥	后梁弯矩电桥	后梁剪力电桥	上壁板前梁拉压电桥	上壁板前梁扭矩电桥	上壁板后梁拉压电桥	上壁板后梁扭矩电桥
0	-0.0036	-0.0007	-0.0016	-0.0064	0.0006	0.0025	0.0072	0.0051

工况见表3。

通过有限元计算,得到翼根的虚拟应变电桥响应。利用先前计算的约束载荷响应系数和表3约束载荷量值,计算约束载荷引起的应变响应。从实际电桥响应中扣除约束

表3 校准载荷与约束载荷加载工况

Table 3 Calibrate load and constrain load loading conditions

工况编号	加载点编号	载荷量级/N
2	0	-6121
	1	5000

载荷引起的应变响应,即可得到校准载荷引起的应变响应,如式(2)所示:

$$\epsilon_j = \epsilon_i - K_y \times F_y \tag{2}$$

式中: F_y 为约束载荷, K_y 为约束载荷的电桥响应系数, ϵ_i 为总的应变响应, ϵ_j 为校准载荷引起的应变响应。

利用式(1),计算虚拟应变电桥对于加载点1校准载荷的响应系数。计算结果见表4。

至此,得到了加载点1校准载荷的响应系数,完成了加载点1校准载荷与约束载荷的解耦。加载点2~18校准载荷

表4 校准载荷响应系数
Table 4 Calibration load response coefficient

加载点	电桥响应系数/($\mu\epsilon/N$)							
	前梁弯矩电桥	前梁剪力电桥	后梁弯矩电桥	后梁剪力电桥	上壁板前梁拉压电桥	上壁板前梁扭矩电桥	上壁板后梁拉压电桥	上壁板后梁扭矩电桥
1	-0.0331	-0.0070	-0.0034	-0.0043	-0.0040	0.0099	0.0306	0.0106

的解耦方法同理。

表5 解耦检验工况
Table 5 Decoupling test conditions

工况编号	加载点编号	载荷量级/N
3	0	-51387
	7	10000
	8	10000
	9	13000
	10	13000

3.2 解耦验证

为了检验约束载荷与校准载荷的解耦正确性,须设计解耦验证工况。解耦验证工况的加载点包括约束点以及多个校准载荷加载点。对有限元模型施加载荷,进行载荷校准虚拟试验,得到虚拟应变电桥的响应;利用响应系数,计算虚拟应变电桥的响应;对比虚拟应变电桥响应的虚拟试验结果与响应系数计算结果,完成解耦验证。为了涵盖所有加载点,须设计多个解耦验证工况。本节以一个5点加载工况为例,介绍验证方法。

表6 解耦检验结果
Table 6 Decoupling test results

序号	虚拟应变电桥类型	应变响应构造值 相对误差/%
1	前梁弯矩	0.0002
2	前梁剪力	0.0011
3	后梁弯矩	0.0045
4	后梁剪力	-0.0016
5	上壁板前梁拉压	-0.0021
6	上壁板前梁扭矩	0.0010
7	上壁板后梁拉压	0.0001
8	上壁板后梁扭矩	0.0021

在加载点0、7、8、9和10上施加载荷,共同作用于有限元模型。载荷量级见表5。通过有限元计算,得到各个工况下的虚拟电桥响应。

根据先前求得的各个加载点的响应系数以及表5工况,计算各个虚拟电桥的应变响应。

对比虚拟电桥响应的虚拟试验结果与响应系数计算结果,计算响应系数计算结果的相对误差。检验结果见表6。

结果可见,利用响应系数构造的虚拟应变电桥响应误差很小,表明响应系数计算正确,证明了约束载荷与校准载荷解耦的正确性。

4 载荷方程建模

载荷方程有两个要素,分别是载荷以及由载荷引起的应变。

首先,设计载荷校准虚拟试验的建模工况。建模工况的

加载点从图5加载点①~⑱中挑选,每个建模工况由多个加载点组成,设计多个建模工况以满足建模要求。根据建模工况及飞机结构几何信息,进一步求得各个工况中机翼根剖面的弯矩、剪力和扭矩。其次,利用解耦得到的各加载点响应系数与建模工况,构造各建模工况下的虚拟应变电桥响应。最后,建立虚拟电桥应变响应与弯矩、剪力和扭矩的载荷方程,得到各载荷方程系数。载荷方程建模结果见表7。

表7 载荷方程
Table 7 Load equation

载荷方程	前梁弯矩电桥	前梁剪力电桥	后梁弯矩电桥	后梁剪力电桥	上壁板前梁拉压电桥	上壁板前梁扭矩电桥	上壁板后梁拉压电桥	上壁板后梁扭矩电桥
弯矩载荷方程系数/($N\cdot m/\mu\epsilon$)	-277.7	0	-79.6	-765.0	0	0	0	0
剪力载荷方程系数/($N/\mu\epsilon$)	0	-5.5	7.0	-210.8	0	0	0	0
扭矩载荷方程系数/($N\cdot m/\mu\epsilon$)	0	0	0	-4320.2	0	7826.9	0	-5982.1

5 载荷方程检验与分析

为了验证载荷方程的正确性,需要设计验模工况,对比载荷方程计算得到的载荷与验模工况实际加载的载荷。

首先,设计载荷方程验模工况。验模工况的加载点从图5加载点①~⑱中挑选,每个建模工况由多个加载点组成。本文设计了6个验模工况,分别检验弯矩方程、剪力方程和扭矩方程误差。根据验模工况及飞机结构几何信息,进一步求得各个工况中机翼根剖面的弯矩、剪力和扭矩。其次,利用解耦得到的各加载点响应系数与验模工况,构造各验模工况下的虚拟应变电桥响应。最后,利用构造的虚拟电桥应变响应与表7的载荷方程,计算弯矩、剪力和扭矩。对比载荷方程的计算值与验模工况的实际加载值,求出载荷方程计算结果的相对误差^[10-12]。相对误差结果见表8。

表8 载荷方程检验误差
Table 8 Load equation error

序号	弯矩方程检验误差/%	剪力方程检验误差/%	扭矩方程检验误差/%
1	0.1	0.2	—
2	0.1	0.1	—
3	0.1	0.1	—
4	—	—	0.1
5	—	—	0.2
6	—	—	0.2

表8所示的误差计算结果表明,各工况的载荷方程检验误差较小,说明了载荷方程模型的准确性,进而证明了本文方法是正确、可行的。

6 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1)本文提出了机翼-起落架布局飞机的翼根载荷校准试验方法,基于有限元模型,设计并开展了载荷校准虚拟试验,解耦了约束载荷与校准载荷,建立翼根的载荷方程,并检验了载荷方程。载荷校准虚拟试验结果表明本方法是正确、可行的。

(2)对于机翼-起落架布局飞机,传统的方法是通过一定方式测量起落架对机翼的约束力,将该力与施加的载荷一并作为校准载荷,参与载荷方程的建模。采用这种方法,校准载荷的量级变化较小,校准载荷合力作用点的变化范围较小,使得校准试验对机翼真实受载情况模拟度较低,载荷方程误差较大。本文在约束力测量的基础上,利用响应系数,虚拟构建了校准载荷,完全消除了约束力,使得校准

载荷量级、合力作用点的变化范围较大,提高了载荷方程的精度。

(3)本文对机翼-起落架布局飞机的载荷校准试验进行了方法性的研究,可直接应用于工程领域。虚拟试验先于真实试验的验证理念亦可为载荷校准试验提供参考。

AST

参考文献

[1] 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.
GJB 67.10A—2008 Military airplane structural strength specification part ten: flight load [S]. Beijing: The General Armaments Department Published the Distribution Department, 2008. (in Chinese)

[2] 冯振宇.运输类飞机适航要求解读:第2卷 结构[M].北京:航空工业出版社,2013.
Feng Zhenyu. Interpretation of airworthiness requirements for transport aircraft: Vol. 2 Structure [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)

[3] 吴宗岱,陶宝琪.应变测量原理及技术[M].北京:国防工业出版社,1982.
Wu Zongdai, Tao Baoqi. Strain measurement principle and technology [M]. Beijing: Defense Industry Press, 1982. (in Chinese)

[4] 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. Environment load/ spectrum of aircraft structure [M].Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012. (in Chinese)

[5] Skopinski T H, William S, Aiken J, et al. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads [R]. NACA Report 1178, 1954.

[6] 克利亚奇科 M JI. 飞机强度飞行试验(静载荷)[M]. 汤吉晨,译.西安:航空航天部《ASST》系统工程办公室,1992.
Kliqko M JI. Aircraft strength test (static load) [M]. Tang Jichen, translated. Xi'an: ASST Engineering Office of Ministry of Aeronautics and Astronauts, 1992. (in Chinese)

[7] 唐宁,刘敬礼.基于有限元分析的起落架舱门载荷校准方法[J].中国科技信息,2016(1):45-47.
Tang Ning, Liu Jingli. Landing gear door load calibration

- method based on finite element analysis [J]. China Science and Technology Information, 2016(1):45-47. (in Chinese)
- [8] 张海涛,张鹏程,李亚南. 基于应变法飞机起落架舱门载荷实测研究[J]. 现代机械, 2018(1):83-86.
- Zhang Haitao, Zhang Pengcheng, Li Yanan. Research on the load measurement of aircraft landing gear compartment door based on the strain method [J]. Modern Machinery, 2018 (1): 83-86. (in Chinese)
- [9] Jenkins J M, DeAngelis V M. A summary of numerous strain-gage load calibration on aircraft wings and tails in a technology format[R]. NASA Technical Memorandum 4804, 1997.
- [10] 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. Flight load measurement based on genetic algorithm and evaluating model [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2506-2512. (in Chinese)
- [11] 阎楚良,张书明,卓宁生. 飞机机翼结构载荷测量试验力学模型与数据处理[J]. 航空学报, 2000,21(1):56-59.
- Yan Chuliang, Zhang Shuming, Zhuo Ningsheng. Mechanical model and data treatment of load measurement test for aircraft wing structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000,21(1):56-59. (in Chinese)
- [12] 郭正旺,曹景涛. 飞机双垂尾载荷自平衡校准[J]. 强度与环境,2009,36(4): 19-23.
- Guo Zhengwang, Cao Jingtao. The aircraft double vertical tail load balance calibration[J]. Strength and Environment, 2009,36 (4):19-23. (in Chinese)

作者简介

孟敏(1990—)男,工程师,硕士研究生。主要研究方向:飞行载荷与强度试飞。

Tel: 029-86838109 E-mail: thudxz@qq.com

Research on the Wing Root Load Calibration Test Method of Wing-Landing Gear Layout Based on the Virtual Test

Meng Min*, Wu Bo, Li Jun

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The wing and landing gear arrangement of an aircraft refers to the structural form in which the landing gear is mounted on the wing. In the calibration test, the landing gear exerts a constraint force on the wing root, and it makes the actual force on the wing root differ greatly from the calibration load, which makes it impossible to accurately established the load equation of the wing root. Based on the virtual test, a load calibration test method was proposed in this paper. Firstly, by solving the response coefficient, the constraint load and the calibration load were decoupled. Secondly, the virtual test load conditions and the virtual strain response were constructed, and the load equation of bending moment, shear force and torque were established. Finally, the virtual test was used to verify the load equation. The results proved the correctness of the method.

Key Words: virtual test; wing-landing gear layout; load calibration test

Received:2019-08-17; Revised: 2019-08-24; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author.Tel. : 029-86838109 E-mail: thudxz@qq.com