



飞机载荷校准试验方案优化设计研究

孟敏*, 吴波, 唐宁

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要:在载荷校准试验方案设计中,规划加载工况是主要内容。加载工况设计的目标是既能使载荷方程有足够高的精度,又不至于有太多冗余工况。为了提高试验效率,保证载荷方程精度,本文基于载荷校准虚拟试验,研究了载荷方程建模工况数量以及建模工况选取对载荷方程精度的影响,提出了载荷校准试验加载方案优化设计方法。

关键词:载荷校准试验; 虚拟试验; 优化设计; 载荷方程精度

中图分类号: V217.32

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.01.005

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,虚拟试验尚仅限于对小部件的部分研究^[7,8]。

在载荷校准试验方案设计中,规划加载工况是主要内容。加载工况设计的目标是既能使载荷方程有足够高的精度,又不至于有太多冗余工况。如果加载工况数量太多,则会在校准试验中花费较多的人力、物力、财力与时间;如果加载工况数量不够,则会降低载荷方程精度,甚至导致校准试验无效。在实际工作中,校准试验工况设计依赖于力学分析与工程经验,为了保证载荷方程精度,一般会实施较多的载荷工况。为了提高试验效率,保证载荷方程精度,需要

研究载荷校准试验方案优化设计。

本文基于载荷校准虚拟试验,研究了载荷方程建模工况数量以及建模工况选取对载荷方程精度的影响,提出了载荷校准试验加载方案优化设计方法。

1 载荷方程建模方法

以剪力载荷方程为例,介绍载荷方程建模方法^[9-11]。假设有 n 个加载工况用于剪力载荷方程建模。将每个工况的剪力合力组成剪力矢量,记为:

$$V = [V_1 \quad V_2 \quad \cdots \quad V_n]^T \quad (1)$$

在测载剖面上筛选 m 个应变电桥,用于剪力方程建模。在剪力 V_i 工况下, m 个应变电桥的响应分别为 $[\varepsilon_{i1} \quad \varepsilon_{i2} \quad \varepsilon_{im}]$ 。将 n 个剪力工况的所有应变响应集成矩阵为:

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \cdots & \varepsilon_{1m} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & & \varepsilon_{2m} \\ \vdots & & & \vdots \\ \varepsilon_{n1} & \varepsilon_{n2} & \cdots & \varepsilon_{nm} \end{bmatrix} \quad (2)$$

则有载荷与应变关系如下:

$$\begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ \vdots \\ V_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \cdots & \varepsilon_{1m} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & \cdots & \varepsilon_{2m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \varepsilon_{n1} & \varepsilon_{n2} & \cdots & \varepsilon_{nm} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_m \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $\beta = [\beta_1 \quad \beta_2 \quad \cdots \quad \beta_m]^T$ 即为载荷方程系数。计算 β 如下:

收稿日期: 2019-10-09; 退修日期: 2019-11-05; 录用日期: 2019-12-05

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

引用格式: Meng Min, Wu Bo, Tang Ning. Research on optimization design of aircraft load calibration test scheme[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(01): 39-43. 孟敏, 吴波, 唐宁. 飞机载荷校准试验方案优化设计研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(01): 39-43.

$$\beta = ([\varepsilon]^T [\varepsilon])^{-1} [\varepsilon]^T V \quad (4)$$

2 载荷校准虚拟试验建模

2.1 有限元模型构建

以某型飞机机翼为研究对象,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。

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、

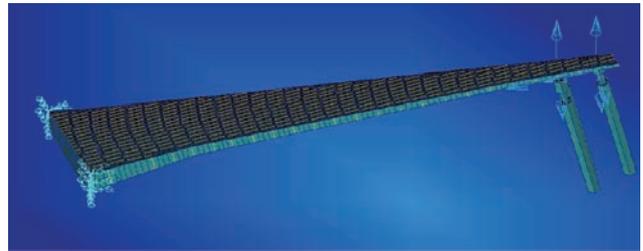


图1 机翼的有限元模型

Fig.1 Finite element model of the wing

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。

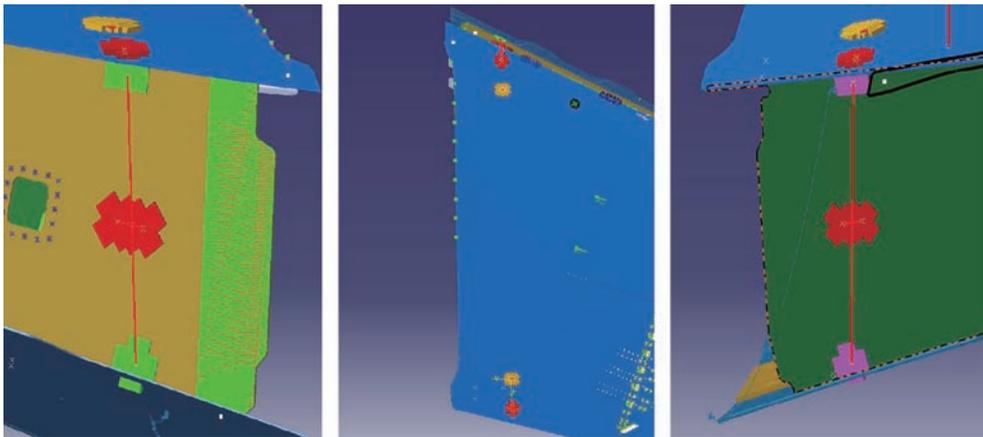


图2 机翼根部剖面应变电桥

Fig.2 Wing root profile strain bridge

用来测载的应变电桥为惠斯通全桥,由4个桥臂(R1、R2、R3和R4)组成,如图3所示。每个桥臂都代表特定位置、特定方向的应变。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 载荷方程建模工况选取研究

载荷校准试验加载工况包括载荷方程建模工况和验模工况。建模工况用来建立载荷方程,数量多于验模工况,是加载工况的主要组成部分。本节开展虚拟试验,研究相同建模工况数量下,建模工况的选取对载荷方程精度的影响。

图4为某型机机翼、载荷测量剖面及载荷校准虚拟试验加载点示意图,图中共有一个载荷测量剖面 and 18个加载点。

以剪力载荷方程为例来研究。设计4点加载工况作为建模工况,共20个工况,见表1。

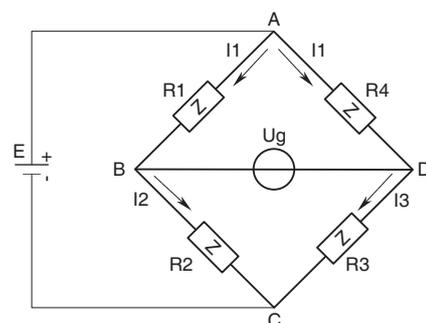


图3 应变电桥组桥形式

Fig.3 The form of the strain bridge

选择12点加载工况和14点加载工况作为验模工况,共三个工况,见表2。

将以上建模工况与验模工况载荷输入有限元模型,分别计算得到各个工况下虚拟应变电桥的响应。

设定各组建模工况的数量都是18,每组选取不同的建

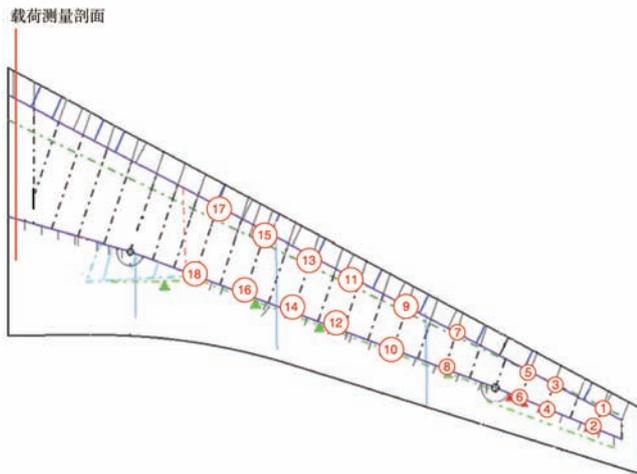


图4 机翼载荷校准虚拟试验加载点
Fig. 4 Wing load calibration virtual test load point

表1 载荷校准虚拟试验建模工况
Table 1 Load calibration virtual test modeling conditions

建模工况编号	加载点			
1	1	2	3	4
2	3	4	5	6
3	5	6	7	8
4	7	8	9	10
5	9	10	11	12
6	11	12	13	14
7	13	14	15	16
8	15	16	17	18
9	1	3	5	7
10	2	4	6	8
11	3	5	7	9
12	4	6	8	10
13	5	7	9	11
14	6	8	10	12
15	7	9	11	13
16	8	10	12	14
17	9	11	13	15
18	10	12	14	16
19	11	13	15	17
20	12	14	16	18

表2 载荷校准虚拟试验验证工况
Table 2 Load calibration virtual test verification conditions

验证工况编号	加载点
1	5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16
2	7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18
3	5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18

模工况来建立剪力载荷方程。之后针对每种载荷方程,分别用验证工况来检验方程误差。方程检验误差结果见表3。

表3 相同工况数不同加载位置的剪力方程检验误差
Table 3 Test error of shear equation for different loading positions of the same number of conditions

序号	选取建模工况编号		方程检验误差		
			验证工况1/%	验证工况2/%	验证工况3/%
1	1~18		14.80	10.90	12.50
2	1~16	19~20	-1.90	-1.30	-1.60
3	1~14	17~20	-0.30	-0.20	-0.20
4	1~12	15~20	0.60	0.50	0.50
5	1~10	13~20	-0.20	-0.10	-0.20
6	1~8	11~20	0.40	0.30	0.40
7	1~6	9~20	0.70	0.50	0.60
8	1~4	7~20	-0.40	-0.30	-0.40
9	1~2	5~20	-0.20	-0.20	-0.20
10	3~20		0	0	0

分析表3结果,发现载荷方程1误差较大,超过5%,其余方程误差均在可接受范围内。方程1与方程2~10的差别在于,没有选用工况19和工况20。进一步寻找原因,发现该剖面的压心范围与工况19和工况20的压心位置接近。因此工况19和工况20是建模的必需工况。本节研究表明,为了提高载荷方程精度,应选取压心在测载剖面压心范围内的加载工况来建模。

4 载荷方程建模工况数量研究

本节研究建模工况数量对载荷方程精度的影响。设置建模工况数目梯度,分别用6、8、10、12、14、16、18和20个工况来建立剪力方程。其中每组建模工况均包含工况19和20,即各组工况均涵盖了测载剖面的压心范围。之后针对每种载荷方程,分别用验证工况来检验方程误差。方程检验误差结果见表4。

用于结构载荷测量的载荷方程,其检验误差一般应小于5%。依据此标准,对以上结果进行分析:

(1)用工况6建模所得载荷方程误差较大。根据式(3),若要 β 有解,要求 $n \geq m$,即用于建模的工况数量要不少于应变电桥数量。本虚拟试验模型中,虚拟应变电桥共8个,因此选用6个工况建模时方程误差较大。由表4可见,直到用8个工况建模,方程误差才会明显减小。因此,为了保证载荷方程精度,要有足够的建模工况。具体数量需要

表4 不同工况数量的剪力方程检验误差
Table 4 Test error of shear equation for different loading conditions

序号	参与建模工况数量	方程检验误差		
		验模 工况1/%	验模 工况2/%	验模 工况3/%
1	6	37.98	28.27	32.27
2	8	1.95	1.41	1.64
3	10	1.77	1.31	1.51
4	12	0.36	0.24	0.29
5	14	0.38	0.29	0.32
6	16	0.88	0.63	0.74
7	18	0.03	0.04	0.03
8	20	0.17	0.14	0.14

根据工程实际进行分析。

(2)建模工况数量为20、18、16、14、12、10和8的载荷方程均满足要求,且具有较高精度。可见建模工况数量达到一定程度后,增加建模工况数量,载荷方程精度并不会明显提高。因此应该在保证载荷方程精度的情况下,适当精简建模工况数量,以提高试验效率。

5 结论

本文基于载荷校准虚拟试验,研究了载荷方程建模工况数量以及建模工况选取对载荷方程精度的影响,提出了载荷校准试验加载方案优化设计方法。本文研究可以得出以下结论:

(1)用不同数量的工况进行载荷方程建模时,当所建载荷方程模型均满足精度要求,应选用工况数量较少的设计方案,以提高载荷校准试验效率。如果条件允许,可通过载荷校准虚拟试验,进行优化设计。

(2)为了保证载荷方程精度,要有足够的建模工况。一般来讲,建模工况数量应多于建模应变电桥数量。具体工况数量需要根据工程实际进行分析,如果条件允许,可通过载荷校准虚拟试验,进行优化设计。

(3)应选取压心在测载剖面压心范围内的建模工况来建立载荷方程,以提高载荷方程精度。

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] M.JI.克利亚奇科.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.
M. JI. Kliqko. 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] 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)
- [10] 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)
- [11] 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)

(责任编辑 王昕)

作者简介

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

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

Research on Optimization Design of Aircraft Load Calibration Test Scheme

Meng Min*, Wu Bo, Tang Ning

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: In the design of the load calibration test plan, the planned loading conditions are the main content. The goal of the load case design is to enable the load equation to be of sufficient accuracy without too many redundant conditions. In order to improve the efficiency of the test and ensure the accuracy of the load equation, this paper studies the influence of the number of load equation modeling conditions and the selection of the modeling conditions on the accuracy of the load equation based on the load calibration virtual test. The optimization design method of the load calibration test loading scheme is proposed.

Key Words: load calibration test; virtual test; optimization design; load equation accuracy

Received: 2019-10-09; Revised: 2019-11-05; Accepted: 2019-12-05

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