

大型飞机多支柱交联式起落架 一体化载荷校准及建模研究

汤阿妮, 郭正旺, 胡小敏, 张海涛

(中国飞行试验研究院飞机所, 西安, 710089)

摘要 针对某大型飞机多支柱交联式起落架结构受力及传力特点,首次采用一体校准、独立建模的载荷试验方法,三支柱起落架侧挂正向一体安装、一体加载,解决了多支柱之间的载荷影响问题。根据交联式多支柱结构受力及传力特点,进行应变电桥及载荷工况设计,载荷工况既包括常规的单支柱加载,还包括满足多支柱影响的两支柱及三支柱组合加载工况。提出了多支柱广义响应系数概念,并通过广义响应系数对支柱之间的影响效果进行分析,显示支柱载荷向前单向传递,后支柱影响紧邻前支柱,前支柱不影响后支柱。据此提出了支柱独立建模、载荷逐次迭代、基于广义响应系数的支柱消扰载荷建模方法,获得了满足精度要求的载荷模型。

关键词 多支柱交联式起落架;一体化载荷校准;载荷工况;响应系数;载荷模型

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.01.004

中图分类号 V226 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)01-0025-06

Holistic Loads Calibration and Modelling of Tri-Strut Connected Landing Gear for the Large Aircraft

TANG Ani, GUO Zhengwang, HU Xiaomin, ZHANG Haitao

(Institute of Aircraft, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract In view of the structure characteristic of the force of the load and the transmission force on tri-strut connected landing gears, holistic load calibration but regressing loads modal respectively test method are adopted for the first time, the three struts landing gears are installed and loaded as one, and the effect problem among the struts loads are resolved successfully. With loads and structure analysis, strain gauges and loads cases are designed for the struts with I-shaped section and large obliquity, and loads cases include single strut cases, as well as combination loads cases of two or three struts. General reference coefficient of multi-strut is put forward to analyze the effect among the struts loads. The result indicates that the loads are transferred forwards, the latter one affects the proximate front one, but the front one doesn't affect the latter one. In terms of this result, the policy of regressing loads modal is put forward which is regressing loads modal respectively and calculating struts loads one by one, then deducting the influence between struts according to the general reference coefficient. The test method is impactful and the loads modals meet the needs of precision.

收稿日期: 2023-10-17

作者简介: 汤阿妮(1975—),女,陕西潼关人,研究员,研究方向为飞机、起落架载荷与强度。E-mail: tangani@sohu.com

引用格式: 汤阿妮,郭正旺,胡小敏,等.大型飞机多支柱交联式起落架一体化载荷校准及建模研究[J].空军工程大学学报,2024,25(1):25-30. TANG Ani, GUO Zhengwang, HU Xiaomin, et al. Holistic Loads Calibration and Modelling of Tri-Strut Connected Landing Gear for the Large Aircraft [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(1): 25-30.

Key words tri-strut connected landing gears; holistic loads calibration; load cases; reference coefficient; loads modal

起落架载荷试飞是验证起落架及其相连结构强度的重要途径,主要采用应变法^[1-3]。载荷校准试验是应变法测载的关键环节,起落架载荷校准有联机 and 脱机两种方法。20 世纪末,中国试飞院利用联机方法对多型小型飞机起落架进行了载荷实测^[4]。随着舰载机、大型飞机的研制,起落架的限制载荷大幅提升、结构及载荷工况更加复杂^[5-7],联机校准已不能满足起落架载荷试飞需求。为满足大载荷复杂工况起落架载荷实测需求,试飞院开展了脱机校准研究,利用该方法陆续完成了多型飞机起落架载荷实测^[8]。北京强度研究所也对脱机校准进行了研究,完成了多型飞机起落架载荷谱实测^[9-10]。常规布局起落架载荷校准试验技术已相对成熟。

我国自主研制的某大型飞机,首次采用多支柱交联式主起落架。因其下部空间狭小、多支柱交联紧凑设计、载荷量级巨大,载荷校准无论采用联机还是脱机方法难度均很大。如何通过载荷校准获得准确可靠的载荷模型,成为制约飞机试飞定型的重大难题之一。国外多种飞机采用此类起落架结构,如 A400M、AN225、AN124 等,但该类起落架载荷目前看到的资料以仿真计算居多^[11-12]。据了解 AN225、AN124 均实测了起落架载荷,但未看到具体报告。国内尚未有该类起落架载荷实测资料,文献^[13]描述了伊尔 76 飞机起落架载荷实测结果,该机主起落架虽然是多支柱布局,但主起落架 2 个支柱之间互相独立,在校准试验时可以作为单支柱处理。

为了解决该机起落架载荷实测技术难题,首先对起落架结构和传力路线进行分析,确定合理的校准方法,设计载荷校准用应变电桥,通过电桥敏感性分析,确定支柱载荷影响方式,建立了基于广义响应系数的支柱消扰建模方法,并利用实测数据进行了验证。该方法对于多支柱起落架载荷实测、结构设计和安全评定具有重要意义。

1 结构形式及传力分析

1.1 结构形式与特点

某大型飞机主起落架为三支柱六轮摇臂式,主要承力结构包括斜支柱、缓冲器、下摇臂、侧撑杆、前撑杆、拱形支架,三支柱通过拱形支架前后串接,大倾角安装,支柱为“工”字截面,如图 1 所示。

与常规小飞机相比,该起落架结构特点主要有:
1) 多支柱交联,载荷存在多条传力路线,支柱载

荷之间互相影响,载荷工况复杂;

2) 大倾角安装,垂、航载荷耦合严重;

3) 支柱采用工字截面,传力路线及受载单一性均较圆形截面更加复杂;

4) 三支柱紧凑设计,内部空间有限。

1.2 结构承载与传力分析

起落架承受的载荷分量包括航向载荷 P_x , 作用于轮心, 向前为正; 垂向载荷 P_z , 作用于轮心, 向上为正; 侧向载荷 F_y , 作用于轮胎接地点, 对主起落架指向内侧为正; 主起落架航向刹车载荷 F_x , 作用于轮胎接地点。由于该机起落架为双轮, 校准试验中所有载荷需通过 2 个机轮分别施加, 如图 1 轮轴处所示(由于空间所限, 载荷分量仅标注后支柱, 前、中支柱只需将下标中的 A 替换成 F、M 即可)。起落架载荷传递途径分析如下:

1) 航向载荷 P_x 、 F_x 和垂向载荷 P_z 通过下摇臂传递给拱形支架、斜支柱及缓冲器, 最后传递至机身平衡。由于后支柱通过前支柱拱形支架与机身相连, 所以航、垂载荷通过拱形支架上的交联节点向前方支柱传递, 从而影响前方支柱受载;

2) 侧向载荷 F_y 沿下摇臂通过侧撑杆传递至机身。因此, 每个支柱承受的侧向载荷单独传递, 不影响其他支柱受载。

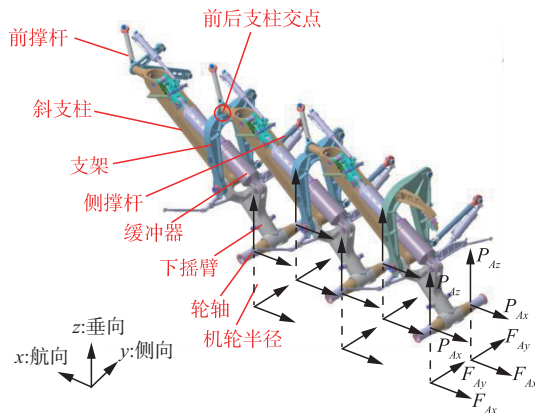


图 1 三支柱交联式主起落架及其载荷分量

2 载荷试验

2.1 校准方法

对该机起落架, 由于采用大倾角设计, 飞机下部空间极为有限, 如果采用联机校准, 多个载荷工况难以施加, 且飞机的固定、试验风险难以估计。综合考虑只能采用脱机方法。以往的脱机校准只有一个支柱, 如果该机也采用这种方法, 则支柱之间的互相影

响将无法考虑,尤其是前、中支柱及中、后支柱之间影响较大,导致较大的测量误差。基于上述分析,对该机宜采用整体脱机校准,即将 3 个支柱作为一个整体,试验夹具一体设计,三支柱一体安装、一体加载。此外,脱机校准的关键是起落架的固定,不仅要方便安装、拆卸,更重要的是模拟真实状态。以往单支柱起落架,均采用倒装的方式,其优点是缓冲器行程易于固定。对该机起落架,由于起落架固定点与支柱不在同一平面,倒装方式很难实施,试验夹具及加载装置难以固定。综上,对该机起落架采取正装一体化脱机校准,三支柱起落架侧挂正向一体安装,一体加载^[14]。

2.2 应变电桥布置

通过受力及传力分析可知,斜支柱和拱形支架主要承受传递航向和垂向载荷,侧撑杆主要承受传递侧向载荷,前撑杆承受传递航向载荷,下摇臂承受三向载荷。据此,分别在下摇臂、支柱、支架、侧撑杆及前撑杆上布置相应载荷电桥,每个支柱布置 25 个电桥,如图 2(a)所示。

对斜支柱及工字截面组桥方式进行了专门设计,直支柱或小倾角支柱测试剖面一般取与轴线垂直的截面,对称组桥。考虑到该支柱的大倾角,除了布置与支柱轴线垂直的测试截面外,还布置了与载荷垂直的电桥;针对工字截面则选取了受载严重的外缘对称面进行组桥。部分测试剖面及电桥布置细节如图 2(b)、(c)所示。

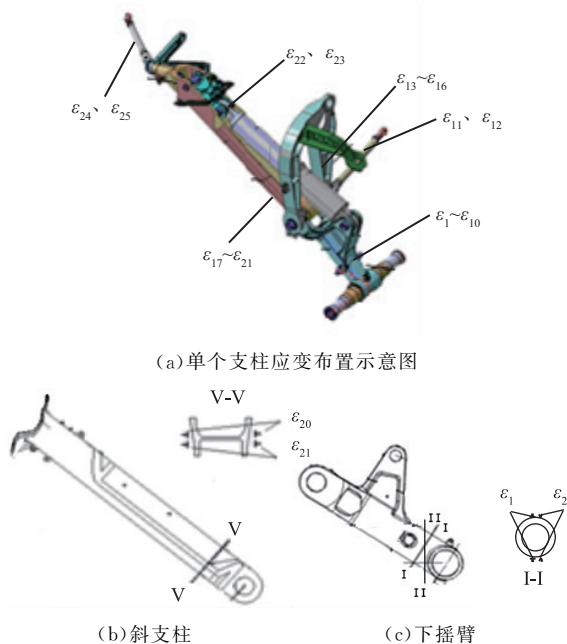


图 2 应变电桥布置示意图

2.3 载荷工况

一体校准与单支柱分别校准最大的区别是,载荷工况不仅要考虑支柱单独受载,还要考虑支柱组

合受载。由传力分析可知,后支柱载荷向中支柱传递,中支柱载荷向前支柱传递,前后支柱无影响,侧向载荷独立传递。故支柱组合加载不必考虑前、后支柱组合及侧向组合。

依据载荷分析,载荷工况包含 3 种缓冲器压缩行程下的单支柱单向加载(含航、垂、侧及刹车载荷)、组合加载(含两向组合及三向组合);两支柱组合加载(含前、中组合及后、中组合)及三支柱组合加载等。两支柱组合进行垂、航、垂航及垂侧组合加载,三支柱进行垂、航、垂航、垂侧、垂航侧组合加载。最大校准载荷为限制载荷的 50%,如表 1 所示。

表 1 校准载荷工况

工况类型	单支柱	前、中支柱	中、后支柱	前、中、后支柱
单向加载	$\pm P_x$	$\pm P_x$	$\pm P_x$	$\pm P_x$
	P_z	P_z	P_z	P_z
	$\pm F_y$	$-F_x$	$-F_x$	$-F_x$
	$-F_x$			
两向组合	$\pm P_x + P_z$	$\pm P_x + P_z$	$\pm P_x + P_z$	$\pm P_x + P_z$
	$\pm F_y + P_z$	$\pm F_y + P_z$	$\pm F_y + P_z$	$\pm F_y + P_z$
	$-F_x + P_z$	$-F_x + P_z$	$-F_x + P_z$	$-F_x + P_z$
三向组合	$\pm P_x \pm F_y + P_z$			$\pm P_x \pm F_y + P_z$
	$-F_x \pm F_y + P_z$			$-F_x \pm F_y + P_z$

3 载荷建模及验证

3.1 载荷建模

3.1.1 建模基本原理

载荷校准的理论基础是力的线弹性理论和应变的线性叠加原理,即在弹性范围内,应变和载荷成线性关系,且结构应变是所有载荷引起的应变之和。载荷模型如式(1)所示:

$$P = \sum_{i=1}^j \alpha_i \epsilon_i \quad (1)$$

式中: P 为外载荷; ϵ 为结构应变; α 为载荷系数; j 为电桥个数。对该起落架,载荷模型展开的表达式为:

$$\begin{aligned}
 P_{Fx} &= \alpha_{11} \epsilon_1 + \alpha_{12} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{1j} \epsilon_j \\
 P_{Fz} &= \alpha_{21} \epsilon_1 + \alpha_{22} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{2j} \epsilon_j \\
 F_{Fy} &= \alpha_{31} \epsilon_1 + \alpha_{32} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{3j} \epsilon_j \\
 P_{Mx} &= \alpha_{41} \epsilon_1 + \alpha_{42} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{4j} \epsilon_j \\
 P_{Mz} &= \alpha_{51} \epsilon_1 + \alpha_{52} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{5j} \epsilon_j \\
 F_{My} &= \alpha_{61} \epsilon_1 + \alpha_{62} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{6j} \epsilon_j \\
 P_{Ax} &= \alpha_{71} \epsilon_1 + \alpha_{72} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{7j} \epsilon_j \\
 P_{Az} &= \alpha_{81} \epsilon_1 + \alpha_{82} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{8j} \epsilon_j \\
 F_{Ay} &= \alpha_{91} \epsilon_1 + \alpha_{92} \epsilon_2 + \cdots + \alpha_{9j} \epsilon_j
 \end{aligned} \quad (2)$$

载荷建模的基本任务是求出各个载荷分量的载荷系数,利用校准试验数据,可用最小二乘法计算。近几年也有采用神经网络进行载荷建模的^[15],但其内部原理是类似的。以其中一向载荷为例,假设试验样本数为 n ,则载荷计算模型可用矩阵表示为:

$$[P_n] = [\epsilon_{nj}] [\alpha_j] \quad (3)$$

两边各乘以电桥响应的转置矩阵,得到回归分析的最小二乘法正则方程为:

$$[\epsilon_{nj}]^T [P_n] = [\epsilon_{nj}]^T [\epsilon_{nj}] [\alpha_j] \quad (4)$$

由此得到载荷系数为

$$[\alpha_j] = [[\epsilon_{nj}]^T [\epsilon_{nj}]]^{-1} [\epsilon_{nj}]^T [P_n] \quad (5)$$

上式有解的必要条件是 $|\epsilon_{nj}]^T [\epsilon_{nj}]| > 0$

该必要条件的物理意义是:相同特性的电桥不能出现在同一载荷模型中,即所选电桥应当线性无关。对于单支柱起落架,通过响应系数分析,确定每向载荷的最优电桥,即可用上述方法计算得到载荷模型。对多支柱起落架,各支柱电桥除受自身载荷影响外,还受到其它支柱载荷影响,因此不能直接利用上述方法计算,必须解决支柱之间的载荷是如何相互影响的问题。

3.1.2 电桥敏感性分析

电桥敏感性通过响应系数进行分析,响应系数指单位载荷引起的应变^[16-17],其表达式为:

$$\beta = \epsilon / P \quad (6)$$

对于常规布局起落架,载荷分量共3个(刹车载荷为刹车状态的航向载荷),故每个电桥有3个响应系数,即航向载荷响应系数 β_{P_x} 、垂向载荷响应系数 β_{P_z} 和侧向载荷响应系数 β_{F_y} 。对多支柱起落架,为分析其它支柱载荷影响,引入广义支柱载荷响应系数的概念(后简称响应系数),即其它支柱载荷引起的电桥响应。所以每个电桥除自身的3个响应系数外,还有另外2个支柱3向载荷的响应系数,共9个响应系数。

响应系数分析包括量值和曲线分析,其量值大小直接反应了电桥的敏感程度,随缓冲器行程变化的曲线则反应了其载荷特性。图3给出的是左主起前支柱2个电桥的响应系数曲线,其横坐标为缓冲器压缩行程。从曲线可以看出,第1个电桥仅对前支柱载荷敏感,且对垂向载荷最敏感,是典型的弯矩电桥特性。第2个电桥除对前支柱三向载荷均敏感外,同时对中支柱航、垂载荷敏感,对后支柱载荷及中支柱侧向载荷不敏感,同时表现出剪力和弯矩电桥特性。

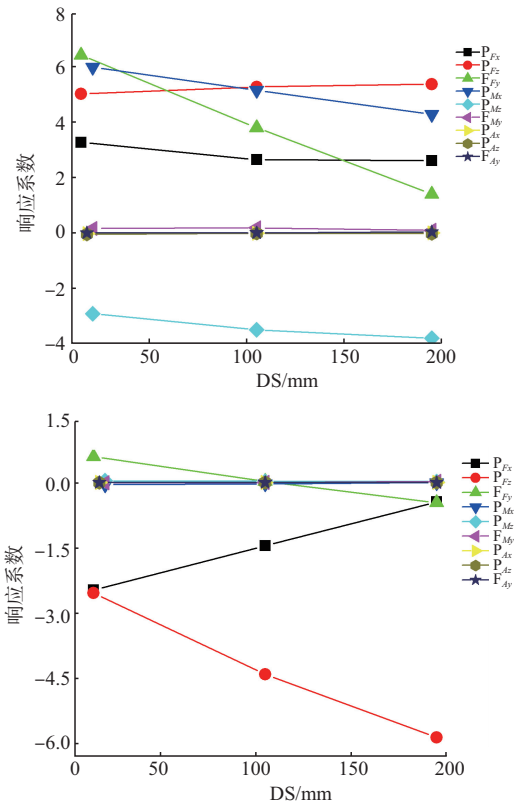
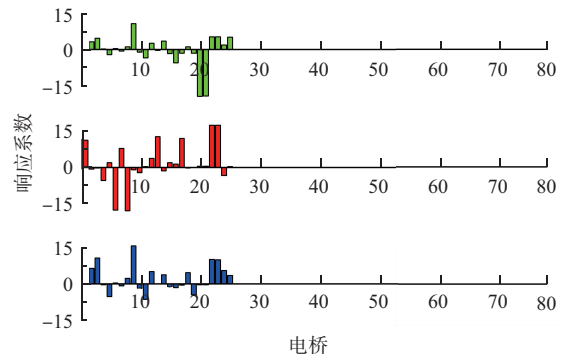


图3 典型电桥响应系数曲线

3.1.3 支柱影响分析

通过广义响应系数值可以确定多支柱之间载荷的相互影响问题,图4分别给出了一个行程下三支柱不同方向加载时,左主起落架所有电桥的响应系数值,横坐标为电桥编号,1~25号为前支柱电桥,26~50号为中支柱电桥,其余为后支柱电桥。从图中可以直观地看到一个支柱加载时其它支柱电桥的响应。

由图4可知,后支柱航、垂载荷影响部分中支柱电桥,中支柱航、垂载荷影响部分前支柱电桥。前支柱载荷对中、后支柱所有电桥几乎无影响。后支柱电桥不受前、中支柱载荷影响。所有支柱侧向载荷对其它支柱均无影响。即载荷向前单向传递,与载荷传递分析结果完全一致。



(a) 前支柱加载

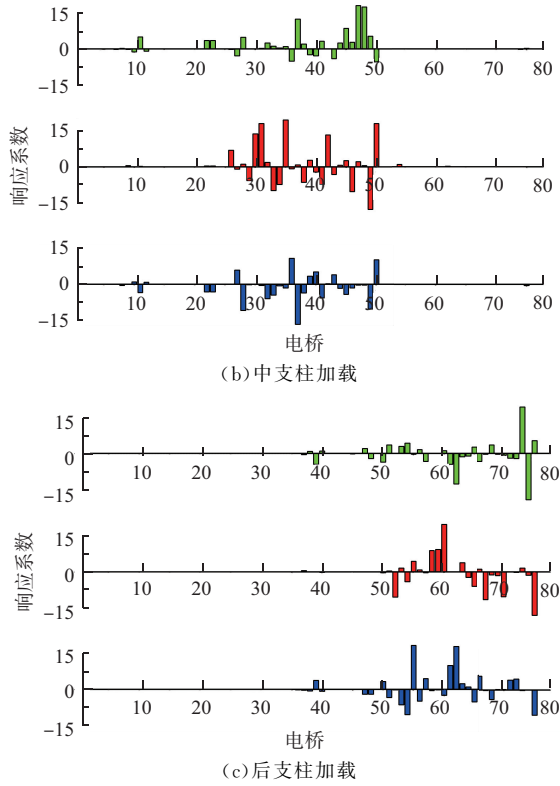


图4 电桥响应系数

3.1.4 基于广义响应系数的支柱消扰建模方法

按照式(2),可以把三支柱起落架看作一个九分量受载整体进行一体化建模,每个载荷分量的模型包含所有支柱可能的电桥。通过广义响应系数分析知,支柱载荷向前单向传递,后影响中,中不影响后,中影响前,前不影响后。若采用一体化建模,易产生奇异矩阵,致使无法求解。若完全采用与小飞机类似的单个支柱独立建模,则支柱之间的影响无法消除,载荷模型将有较大误差。为了消除支柱向前单向影响问题,提出支柱独立建模、载荷逐次迭代计算、基于响应系数的支柱消扰建模方法。其基本原则是:每个支柱独立建模,根据广义响应系数,计算出后支柱载荷引起的前支柱应变,将其从总应变中扣除,载荷模型表达式变为:

$$P = \sum_{i=1}^n \alpha_i (\epsilon_i - \epsilon_o) = \sum_{i=1}^n \alpha_i \cdot [\epsilon_i - (\beta_x P_x + \beta_y F_y + \beta_z P_z)] = \sum_{i=1}^n \alpha_i (\epsilon_i - \sum_{j=1}^3 \beta_j P_j) \quad (7)$$

式中: ϵ_o 表示其它支柱载荷产生的应变; P_j 为其它支柱载荷; β_j 为对应的广义响应系数。

计算步骤为:

- 1) 优先选择不受其它支柱影响的电桥,对所有载荷单独建模;
- 2) 计算不受其它支柱影响的后支柱载荷;
- 3) 根据响应系数计算后支柱载荷引起的中支柱应变;

4) 扣除后支柱载荷引起的中支柱应变,计算中支柱载荷;

5) 根据响应系数计算中支柱载荷引起的前支柱应变;

6) 扣除中支柱载荷引起的前支柱应变,计算前支柱载荷。

3.2 模型验证

3.2.1 试验验证

以中支柱垂、航载荷为例,通过响应系数分析,选择了8个电桥建立垂向载荷模型,7个电桥建立航向载荷模型,载荷模型分别为:

$$P_{Mx} = -0.0483\epsilon_1 + 0.0079\epsilon_2 + 0.01\epsilon_3 - 0.0137\epsilon_4 - 0.089\epsilon_5 - 0.046\epsilon_6 - 0.003\epsilon_7 \quad (8)$$

$$P_{Mz} = -0.021\epsilon_1 - 0.137\epsilon_2 - 0.145\epsilon_3 - 0.087\epsilon_4 + 0.056\epsilon_5 - 0.256\epsilon_6 + 0.024\epsilon_7 + 0.012\epsilon_8 \quad (9)$$

建模用的电桥对后支柱载荷的响应系数 $\beta_{P_{Ax}}$ 、 $\beta_{P_{Az}}$ 、 $\beta_{F_{Ay}}$ 如表2所示。可以看出垂向模型中6号和8号电桥受后支柱航向和垂向载荷的响应较大,4号、5号电桥略有影响;航向模型中5号和7号电桥响应较大。对侧向载荷响应均较小。利用未参与建模的载荷工况对模型进行检验,结果如图5所示。所有载荷通过除以最大垂向载荷进行了无量纲化处理。其中 P_{Mx0} 、 P_{Mz0} 是实际加载数据, P_{Mx1} 、 P_{Mz1} 是未扣除后支柱载荷影响依据模型计算的载荷,最大误差达到5.86%,不满足载荷校准建模误差不大于5%的要求^[18]。 P_{Mx2} 、 P_{Mz2} 是利用新模型扣除后支柱影响后的检验效果,最大误差2.5%,满足误差不大于5%的要求。

表2 中支柱载荷模型电桥对后支柱载荷的响应系数

ϵ	P_{Mz}			P_{Mx}		
	$\beta_{P_{Ax}}$	$\beta_{P_{Az}}$	$\beta_{F_{Ay}}$	$\beta_{P_{Ax}}$	$\beta_{P_{Az}}$	$\beta_{F_{Ay}}$
1	0.024	0.006	0.016	0.001	0.004	0.028
2	0.045	-0.014	0.028	0.007	-0.008	0.001
3	0.093	-0.032	0.049	0.035	0.159	0.049
4	0.215	-0.205	0.025	0.195	-0.003	0.052
5	0.831	-0.570	0.052	5.444	-4.388	0.035
6	5.444	-4.388	0.196	0.002	-0.004	0.041
7	-0.064	0.014	-0.004	-3.56	3.24	0.004
8	3.569	-3.258	0.349			

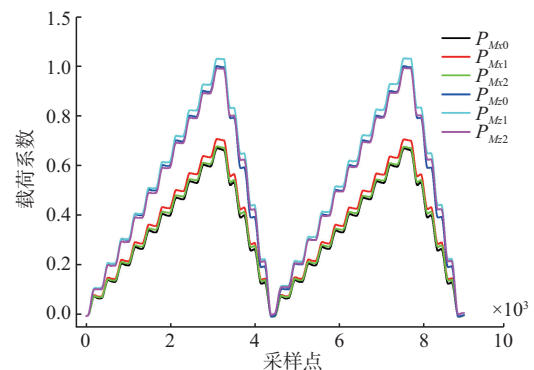


图5 载荷模型验证结果

3.2.2 飞行实测验证

图6给出了某次着陆过程左主起落架实测三向载荷及缓冲器压缩行程(DS)时间历程曲线。DSF、DSM、DSA分别为前、中、后缓冲器压缩行程,其中载荷通过除以停机载荷(PT)、缓冲器压缩行程通过除以最大压缩量(DSmax)进行了无量纲化处理。下沉速度2.8 m/s,着陆俯仰角3.8°。由图6可见后支柱、中支柱、前支柱顺次着陆接地,垂向载荷逐次减小,起转、回弹载荷比较接近,侧向载荷较小,与飞机以3.8°俯仰角着陆状态相符。垂向载荷与缓冲器压缩行程变化趋势一致、量值相符,起转、回弹载荷与垂向载荷量值及相位符合着陆过程。说明载荷变化规律及量值正确,载荷实测结果是可靠的。

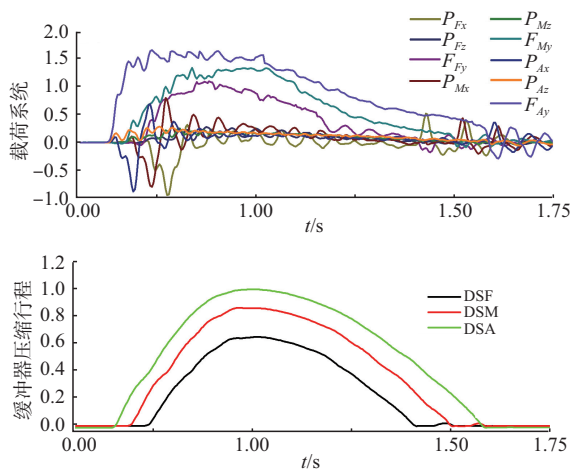


图6 典型着陆起落架实测载荷时间历程

4 结论

针对大型飞机多支柱交联式起落架载荷校准难题,开展了多支柱交联式起落架结构和传力分析,依据其特点,确定校准方法、设计电桥布置方案及载荷工况,基于电桥敏感性分析,提出了基于广义响应系数的支柱消扰建模技术,并通过飞行实测进行验证,得到如下结论:

1)采取的一体校准、独立建模试验方法,符合多支柱交联式起落架结构受力及传力特点,解决了交联式多支柱起落架支柱载荷影响问题,可推广用于类似结构载荷校准及建模;

2)基于广义响应系数的支柱消扰建模方法,解决了交联式多支柱载荷向前单向传递的问题,获得了满足精度要求的载荷模型;

3)地面试验和飞行实测验证了本文一体校准、独立建模思想的正确性,可用于其它大型飞机同类起落架结构载荷实测验证。

参考文献

- [1] 中国人民解放军总装备部. GJB67. 4A—2008 军用飞机结构强度刚度规范:第4部分地面载荷[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2008.
- [2] 中国人民解放军总装备部. GJB67. 10A—2008 军用飞机结构强度刚度规范:第10部分飞行试验[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2008.
- [3] 郭正旺,周友明. 飞机载荷与强度试飞[M]. 北京:航空工业出版社,2018.
- [4] 汤阿妮,沈航. 基于加载平台的起落架载荷校准试验技术[J]. 强度与环境,2006,33(4):23-26.
- [5] CURREY N S. Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practice[M]. Washington D C: AIAA,1988.
- [6] RAYMER D P. Aircraft Design: A Conceptual Approach Third Edition [M]. Washington D C: AIAA,1999.
- [7] 张海涛,李亚南,张鹏程,等. 起落架载荷脱机校准试验技术研究[J]. 现代机械,2018(2):55-58.
- [8] 刘克格,阎楚良,张书明. 飞机主起落架载荷谱实测的台架标定[J]. 吉林大学学报,2006,36(6):1025-1028.
- [9] 刘可格,闫楚良. 飞机起落架载荷谱实测与编制技术[J]. 航空学报,2011,32(5):841-848.
- [10] CASTRICHINI A, COOPER J E, BENOIT Y T. Lemmens, Gust and Ground Loads Integration for Aircraft Landing Loads Prediction[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(1):184-194.
- [11] PHILLIP W, RICHARDS A E. Dynamic Ground Loads Analysis Using Detailed Modeling of Landing Gear and Aircraft Aeroservoelasticity[EB/OL]. (2019-06-06)[2024-01-18]. <https://doi.org/10.2514/6.2019-0759>.
- [12] 汤阿妮,郭正旺,赵华. 大型飞机多轮多支柱起落架载荷飞行研究[J]. 南京航空航天大学学报,2021,53(2):299-305.
- [13] 汤阿妮,张海涛,郭正旺,等. 用于多支柱交联式起落架载荷校准的试验台架及使用方法: ZL201718005731.6, [P]2021-12-10.
- [14] 唐宁. 基于神经网络的机翼结构载荷模型建立方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2021,22(4):41-46.
- [15] КЛЯЧКО М Д, АРНАУТОВ Е В. Летные Прочностные Испытания Самолетов. Статические Нагрузки [M]. Справочник: М Машиностроение, 1985.
- [16] JERALD M, JENKINS V, MICHAEL D. A Summary of Numerous Strain-Gage Load Calibrations on Aircraft Wings and Tails in a Technology Format[R] USA: Nasa Technical Memorandum 4804, 1997.
- [17] 中国飞行试验研究院. Q/FY. J02. 137-2020 飞机载荷校准试验通用技术要求[S]. 西安:中国飞行试验研究院,2020.

(编辑:陈斐)