

舰载飞机着舰撞击载荷实测技术研究

汪文君

(中国飞行试验研究院飞机飞行试验技术研究所, 西安, 710089)

摘要 针对国内飞机起落架载荷测量中普遍存在的静标动测问题, 从理论和机理上分析了静标定的应变法实测动态载荷存在问题的原因。同时, 考虑到舰载飞机因固定着舰方式遭受严重的动态载荷, 重点研究了舰载飞机着舰撞击载荷的静标动测问题。通过动态落震试验模拟飞机着舰过程, 根据测力平台的实测载荷分析, 获取了应变法实测载荷精度受动态影响的程度, 提出一种改进的惯性修正方法, 即: 通过落震试验数据辨识质量矩阵, 通过辨识的质量矩阵和实测加速度修正应变法的实测载荷。试验结果表明, 改进的惯性修正方法进一步提高了垂向载荷的测量精度, 显著提高了航向和侧向载荷的实测精度。

关键词 静标动测; 应变法; 着舰撞击; 落震试验; 惯性修正

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.02.008

中图分类号 V217⁺.32; TH213.3 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)02-0069-07

A Measurement Technology of Impact Load on Shipborne Aircraft Landing

WANG Wenjun

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

Abstract The common problem of static calibration and dynamic measurement remaining in domestic aircraft landing gear load measurement, the causes of static calibration in dynamic load measurement by strain method are analyzed theoretically and mechanically. At the same time, the focuses, in consideration of carrier based aircraft being subjected to severe dynamic loads due to fixed point landing, is on the static and dynamic measurement of impact loads on carrier based aircraft landing. By simulating the process of aircraft landing through dynamic drop tests and analyzing the measured load on the force measuring platform, the degree of influence of dynamic load on the accuracy of strain method measurement is obtained, and an improved inertia correction method is proposed. The identification of the mass matrix is done by the drop test data, and the correction of the measured load is made by the strain method through the identified mass matrix and measured acceleration. The experimental results show that the improved inertia correction method further improves the measurement accuracy of vertical loads and significantly improves the measurement accuracy of heading and lateral loads.

Key words static calibration and dynamic measurement; strain loading method; landing impact load; drop test; inertial correction

飞行载荷实测是在真实的飞行环境下测量飞机结构所承受载荷, 不仅可为飞机定型提供重要凭证,

收稿日期: 2023-09-19

作者简介: 汪文君(1984-), 男, 江西景德镇人, 高级工程师, 硕士, 研究方向为飞机结构载荷强度试飞。E-mail: wangwenjun803@163.com

引用格式: 汪文君. 舰载飞机着舰撞击载荷实测技术研究[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(2): 69-75. WANG Wenjun. A Measurement Technology of Impact Load on Shipborne Aircraft Landing[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(2): 69-75.

还可为飞机设计或后续的疲劳载荷谱编制提供关键数据^[1]。应变法^[2-3]是飞机起落架结构中常使用的载荷实测方法,它由 NACA 提出,后经 Hovell 等发展^[4],Jebaceke 等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,现已广泛地应用于各种飞机飞行载荷的测量^[5]。

应变法的本质是通过地面标定的应变计计量飞行中的载荷,地面标定的载荷应尽可能与实际飞行中的受载保持一致,两者不一致将会影响载荷实测精度。目前,起落架地面标定应变计的方法有两种:一种是受俄罗斯起落架载荷标定方法的启示,刘克格等在飞机真实停放状态下对起落架进行载荷标定,简称“联机标定法”^[6];另一种是杨全伟等为了解决联机标定所面临的飞机约束困难、载荷难以加大问题,将起落架从飞机上拆下、安装在专用的地面试验台架上进行载荷标定,简称“脱机载荷标定法”,并用到了舰载飞机滑跃起飞的载荷实测^[7]。其后,蒋启登为解决舰载飞机支柱式起落架应变的低灵敏度、高耦合度和强非线性等问题^[8],谢帅、汤阿妮等为了解决多轮多支柱起落架的载荷分配难题,所采用的标定方法均为脱机载荷标定方法^[9-10]。赵燕、何发东等分别将遗传算法和神经网络引入了测载模型建模中,建模所用数据均为静标定数据^[11-13]。无论联机标定还是脱机标定,标定过程都是缓慢加载,均属于静标定,所建立的载荷方程均为静态受载下的载荷和结构应变之间的关系。此时,地面标定试验与飞机起飞、刹车、转弯等准静态下的起落架受载基本一致,载荷实测精度较高。但将基于地面静标定的应变计用于着陆、着舰撞击等动态载荷测量时,将面临的地面标定和飞机实际受载不一致的问题,导致飞行载荷实测精度下降,此类问题简称“静标动测问题”。与陆基飞机拉飘着陆^[14-15]不同,舰载飞机一般按固定下滑角撞向舰面^[16-18],着舰下沉速度要比陆基飞机大得多,引发撞击式着舰,飞机结构遭受严重的动态载荷。如果采用之前的联机标定法或脱机标定法进行静标定,将面临更加严重的“静标动测问题”。此时,着舰载荷的实测精度将受影响,但具体有多大影响国内未见相关公开的研究文献。程卫真等对机载航炮、武器外挂等小部件进行了动态标定、动态载荷识别^[19],但像起落架这种大部件的、针对飞行载荷实测的动态试验并未开展。国外 William T 进行了陆基飞机起落架的静标动测问题研究,认为静标定的载荷方程需经过动态验证,动态验证好的方程才能用于载荷实测。但如果动态影响严重,没有动态验证好的方程,怎么处理或修正,目前可参考的文献很少。

针对以上问题,借助某舰载飞机验证试飞关键技术攻关项目,笔者在国内首次深入开展舰载飞机着舰撞击载荷实测技术研究,基于落震平台进行了舰载飞机的着舰模拟,解决了起落架大部件级的组合动态载荷的激励问题,并基于着舰载荷的特点和动态落震数据提出一种改进惯性修正法,提供了一种便于工程实用、可快速进行着舰载荷修正的方法,经地面试验和飞行试验验证,提高了着舰撞击载荷的实测精度。

1 应变法的动态适用性问题

1.1 应变法

应变法是通过静态载荷校准试验下的载荷和应变数据,基于静态测载模型进行线性回归,获取飞行实测用的载荷方程。静态测载模型见式(1),线性回归公式见式(2),将标定试验记录的载荷和应变数据代入式(2)即获得载荷方程系数。

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

$$\mathbf{K} = \mathbf{F}\boldsymbol{\varepsilon}^T(\boldsymbol{\varepsilon}\boldsymbol{\varepsilon}^T)^{-1} \quad (2)$$

式中: \mathbf{K} 为结构的刚度矩阵,也被称为载荷方程的系数; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为结构的应变; \mathbf{F} 为结构承受的外力,此处为静标定试验时施加的校准载荷。

飞行时,将实测应变代入静态测载模型式(1),即获得实测的飞行载荷 \mathbf{F} 。

可以看出,应变法不论是从测载原理和模型的角度,还是从标定试验方法、建模方法来看,静态受载是其前提假设。当结构承受动态载荷时,引起的结构响应不仅仅是结构的应变响应,还引起结构的运动速度和加速度,结构承受的动态载荷与结构应变之间的关系是否还如式(1)所描述,是否还能基于式(1)建立两者之间的关系,是需要研究的。

1.2 动态适用性问题

飞机结构在动态载荷作用下的结构响应可用动力学方程描述。起落架主体结构由外筒、活塞杆和轮轴组成的类连续梁结构,外力集中作用于起落架轮胎与地面接触处,参考应变/应力模态分析理论^[20-21],传统以位移为基础变量的动力学方程可转化成以应变为基础变量的动力学方程:

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{\varepsilon}} + \mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{F} \quad (3)$$

式中: \mathbf{M} 、 \mathbf{C} 、 \mathbf{K} 分别为结构的广义质量、阻尼和刚度矩阵; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 、 $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 、 $\ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 分别为结构的应变、应变的速度和加速度; \mathbf{F} 为结构承受的外力。

本文中(3)被称为动态测载模型,与静态测载模型式(1)相对应。对比动态和静态测载模型,可以

得出:

1) 基于静标定的应变法适用于准静态载荷测量。当采用静态校准的方法对起落架进行标定时, 结构上 $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}=0, \ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}=0$ 。此时, 通过对载荷和应变进行线性回归, 获取的是结构的刚度矩阵 \mathbf{K} 。飞行实测时, 将实测应变带入式(1)时, 实际上只获得了结构的弹性力 $\mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon}$, 并不是外载荷 F , 即不是结构实际受到的外力。所以, 通过静标定法获得的载荷方程实测准静态载荷 ($\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} \approx 0, \ddot{\boldsymbol{\varepsilon}} \approx 0$) 时, 是没有问题的, 此时:

$$\mathbf{F} \approx \mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon} \quad (4)$$

2) 应变法用于动态载荷测量需评估速度和加速度项的影响

当结构承受的不是准静态载荷, 载荷与应变之间的关系不在满足静态测量模型。此时, 需要评估加速度项 $\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 和速度项 $\mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 对测量精度带来的影响, 当测载精度不在可接受的范围, 需考虑适当的修正方法或动态测载方法。对于起落架着舰撞击过程, 结构上的速度和加速度项不可忽略, 即结构的惯性和阻尼力不可忽略。此时, 采用静标定法获得的载荷方程, 能多大程度准确测量出起落架结构所受外载荷, 是需要经过验证的。

2 动态试验验证

2.1 模拟着舰的动态试验

试验方法为动态落震试验, 试验设备是立柱式落震试验台^[22], 如图 1 所示。试验时, 将起落架提升到所要求的高度后投放, 起落架机轮将撞击下方的测力平台表面。

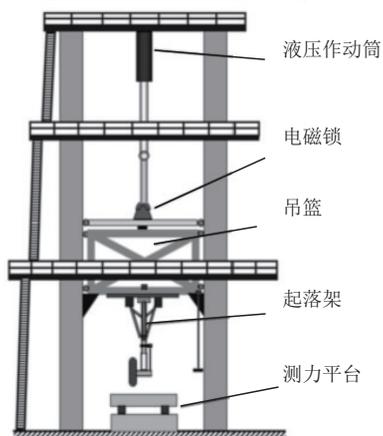


图 1 立柱式落震试验台

为更好模拟舰载飞机着舰过程, 在下沉速度、啮合速度和飞机姿态 3 个方面进行了模拟, 具体如下:

2.1.1 下沉速度

下沉速度是飞机相对航母的垂向速度。当模拟

着舰下沉速度时, 一方面需要考虑舰载飞机定点着陆方式下, 下沉速度比陆基飞机大很多, 通常是陆基飞机下沉速度的 2 倍以上; 另一方面也要考虑到, 进行动态验证的起落架是从正在飞行鉴定的飞机上拆下, 为不影响后续飞行鉴定任务, 下沉速度不能达到限制值。

为协调以上两者的矛盾, 同时考虑到舰载飞机强度和刚度规范中规定, 飞行鉴定可用 3 次不小于 80% 的最大使用下沉速度进行等效考核^[23]。本次试验中, 下沉速度确定为最大使用下沉速度的 60% 和 80%, 对应的投放高度按式(5)确定:

$$h = \frac{v_z^2}{2g} \quad (5)$$

式中: h 为起落架的投放高度; v_z 为下沉速度; g 为重力加速度。

2.1.2 啮合速度

啮合速度^[24-26]是挂拦阻索时, 飞机相对航母的水平速度。啮合速度和下沉速度点共同影响飞机的航向载荷。本次试验中, 啮合速度为飞机的最大啮合速度。

落震试验时, 在起落架触底前利用机轮带转设备预先反向转动起落架机轮, 以达到最大啮合速度所要求的转速。

2.1.3 飞机姿态

着舰过程中, 舰载飞机或多或少都带着不同的俯仰姿态和滚转姿态着舰, 此时飞机起落架将面临着垂向、航向和侧向载荷的组合载荷。

目前, 国内所采用的立柱式落震试验主要针对起落架内部缓冲器调参的目的设计, 主要验证起落架的缓冲性能, 并考虑航向载荷对缓冲器缓冲性能的影响, 难以模拟飞机真实着陆过程的垂向、航向和侧向的组合受载情况。

为了更真实模拟着舰撞击受载情况, 设计通过起落架在落震台架上的不同安装角, 以实现带俯仰角和滚转角的落震试验, 如图 2 所示, 以激励出起落架的垂向、航向和侧向载荷。本次试验中, 航向姿态角和滚转姿态角均为 3° 。

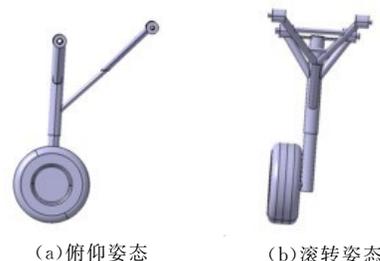


图 2 航向和侧向载荷激励的实现方法

通过以上 3 项模拟,将能更真实模拟着舰撞击受载情况,有模拟出起落架的垂向、航向和侧向载荷的组合受载。

落震试验时,同时通过起落架结构上经过静标定的应变计和机轮下方的测力平台实测撞击载荷。对比分析测力平台和应变计实测载荷,分析应变计实测载荷精度受动态载荷的影响。

2.2 验证结果

为更好地说明动态验证结果,对本文中所采用坐标系和载荷进行定义。所采用的是起落架局部体轴坐标系,坐标系固连在起落架上,其中:坐标原点为起落架轮胎接地点的形心; Z 轴与缓冲支柱的轴线平行,指向上方为正; X 轴与飞机对称面平行且垂直于 Z 轴,指向负航线为正; Y 轴垂直于 X 轴和 Z 轴,且满足右手法则。载荷所采用的定义为: P 表示应变法实测载荷; F 表示落震测力平台实测的轮胎接地点载荷。

因静标定试验是基于起落架局部体轴坐标系进行的,所以应变实测的载荷,就是起落架局部体轴坐标系的载荷。将实测的应变数据,代入应变法的载荷方程,获得的垂向、航向和侧向载荷分别用“ P_z 、 P_x 、 P_y ”表示。但落震测力平台安装于地面,实测的是地面坐标系下的载荷,需要将实测载荷投影至起落架局部体轴坐标系。落震平台实测载荷投影至起落架体轴局部坐标系的垂向、航向和侧向载荷分别用“ F_z 、 F_x 、 F_y ”表示。

最大使用下沉速度的 80%、最大啮合速度、俯仰角和滚转角 3° 的动态落震试验下,应变法实测载荷与落震测力平台实测载荷的对比如图 3~5 所示,图中以垂向载荷为基准对所有载荷进行了归一化处理。应变法实测载荷的误差如表 1 所示。表中及后续文中,应变法实测载荷的误差都是以落震测力平台实测载荷为基准,按式(6)计算得到:

$$\Delta_i = \left| \frac{P_{i_max} - F_{i_max}}{F_{i_max}} \right| \times 100\% \quad (6)$$

式中: i 为载荷分量; Δ_i 为应变法实测 i 方向载荷的误差; P_{i_max} 为应变法实测 i 方向载荷的最大值; F_{i_max} 为落震平台实测载荷在 i 方向投影的最大值。

从图 3~5 和表 1 中可以看出:应变法实测的载荷中,垂向载荷的整体变化趋势吻合较好,在最大载荷处的实测误差为 3.4%,实测精度较高;航向载荷的整体变化趋势一致,在最大载荷的实测误差为 17.9%;侧向载荷的整体变化趋势一致,在最大载荷处的差异的实测误差为 19.8%。

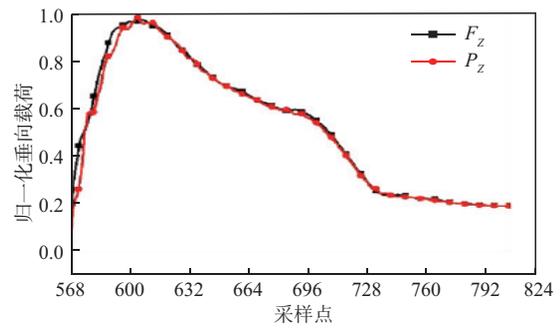


图 3 应变法和落震平台实测垂向载荷对比

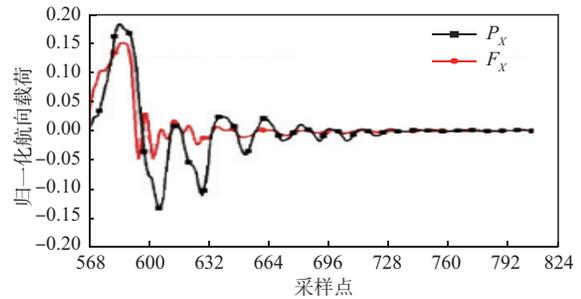


图 4 应变法和落震平台实测航向载荷对比

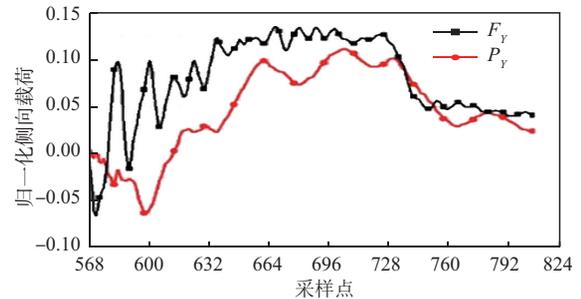


图 5 应变法和落震平台实测侧向载荷对比

表 1 典型状态应变法实测误差 %

测量方法	试验状态	实测误差		
		垂向载荷	航向载荷	侧向载荷
应变法实测	60	3.2	16.8	17.1
	80	3.4	17.9	19.8

通过本文“第 1.2 节 动态适应性问题”的分析可知,落震平台实测载荷和应变法实测载荷的差异是由结构的加速度项和速度项引起的,两者分别对应结构的惯性力和阻尼力。应变法实测的垂向载荷测量精度高,说明垂向的惯性力和阻尼力影响较小,这很有可能是因为垂向载荷有缓冲器和轮胎两级缓冲,减缓了着舰撞击过程的动态效应,特别是缓冲器的减缓功能优异。应变法实测的航向、侧向载荷测量精度没达到理想效果,说明航向、侧向的惯性力和阻尼力影响不可忽略,这很有可能是因为航向、侧向载荷只有轮胎进行缓冲,缓冲效果有限,整体动态效应明显,此时惯性力和阻尼力对应变法实测结果的影响不可忽略。

通过上述分析可知,基于静标定的应变法实测

着舰撞击载荷, 垂向载荷实测精度较高, 而航向和侧向载荷实测精度受动态影响不可忽略, 需要进一步改善。

3 测载精度改进

3.1 改进的惯性修正法

飞机结构在着舰等动态载荷作用下的结构响应可用动力学方程描述。从动力学方程中可以看出: 对于动态受载过程, 外力会在结构中产生惯性力、阻尼力和弹性力。从数量等量的角度看, 也可以说外力由 3 部分组成, 分别是惯性力、阻尼力和弹性力。

实际工程案例中, 惯性力、阻尼力和弹性力每部分所占比例是不同的。对于飞机着舰撞击过程, 通过本文 2.1 节内容可知, 外力中弹性力是占主要成分, 但惯性力、阻尼力的影响又不可忽略, 特别是对起落架航向力和侧向力的影响。

对于惯性力, 结构中的质量分布是重点考虑因素。对于起落架结构来说, 支柱类似悬臂梁, 机轮类似集中质量。机轮安装在支柱下端的轮轴上, 由轮毂、轴承、轮胎和刹车装置组成, 构成了典型的集中质量, 再加之位于悬臂梁的末端, 导致惯性力中机轮的惯性力占主导位置。当重点考虑起落架下部质量(机轮、活塞杆和防扭臂等)的惯性力时, 同时通过轮轴中心附近的加速度传感器实测出下部质量的加速度, 此时式(3)可以转化为:

$$\mathbf{F} \approx \mathbf{M}_{Lo} \mathbf{a}_{Lo} + \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon} \quad (7)$$

式中: 下标“Lo”表示起落架下部的意思。

另外对于阻尼力, 起落架是个复杂机构, 起飞后和着陆前需要进行收放, 起落架与机身连接处、起落架内部各构件之间要么通过轴承、要么通过转轴连接。对于轴承和转轴, 阻尼力影响可能相对较小。当阻尼力可以忽略时, 式(7)变成:

$$\mathbf{F} \approx \mathbf{M}_{Lo} \mathbf{a}_{Lo} + \mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon} \quad (8)$$

当然, 以上分析忽略很多影响小的因素, 具体效果需要根据修正结果的好坏进行评定。

为了验证以上分析, 也为了提高载荷实测精度, 对式(8)的惯性修正法进行了改进。与以往的惯性修正法不同, 改进的原因主要是考虑了现实的因素: 振动传感器安装位置与理论要求的重心位置不符。振动传感器安装过程中, 机轮轴外部被轴承、轮毂、机轮组件及其构成的封闭空间占据, 机轮轴内部空间狭小且被机轮降温的电机占据, 导致机轮轴中心

的内、外部均无法安装传感器, 通常会在机轮轴和活塞杆连接处找个合适位置安装。这样会导致惯性修正的质量矩阵和加速度矩阵不匹配。

为了解决上述问题, 质量矩阵用参数辨识的方法获得, 参数辨识公式通过对式(8)进行求逆运算获得, 详见式(9)。参数辨识的数据来源于本文 2.2 节的动态验证试验数据。

$$\mathbf{M}_{Lo} = (\mathbf{F} - \mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon}) \mathbf{a}_{Lo}^T (\mathbf{a}_{Lo} \mathbf{a}_{Lo}^T)^{-1} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{F} = [F_Z \ F_X \ F_Y]^T$, F_Z 、 F_X 、 F_Y 是通过落震平台实测的垂向、航向和侧向载荷; $\mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon} = [P_Z \ P_X \ P_Y]^T$, P_Z 、 P_X 、 P_Y 是通过应变法实测的垂向、航向和侧向载荷; \mathbf{a}_{Lo} 为实测起落架下部轮轴附近加速度。

3.2 修正结果

将 3.1 节动态验证试验中, 落震平台的实测载荷、应变法的实测载荷和实测轮轴附近加速度代入式(9), 获得惯性修正用的质量矩阵。落震平台的实测载荷和应变法的实测载荷见 2.2 节的图 3~5, 实测轮轴附近加速度响应如图 6 所示, 其中: N_{ZN} 、 N_{XN} 和 N_{YN} 分别是轮轴附近实测的 Z 向、X 向和 Y 向的加速度。从图中可以看出, 垂向 N_{ZN} 超过 25g, 航向 N_{XN} 近 20g, 侧向超过 10g, 与实测着舰过程中的振动加速度大小基本差不多, 说明前述的着舰模拟是接近真实情况的。

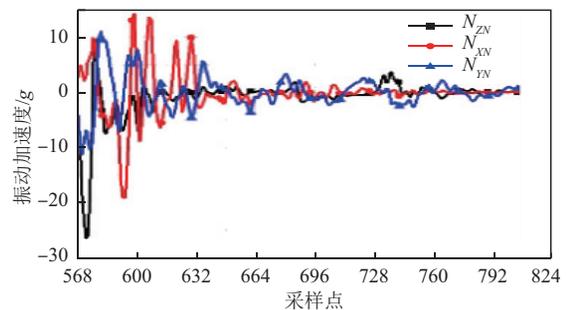


图 6 加速度实测响应

基于辨识的质量矩阵, 按式(8)进行惯性修正, 80%最大使用下沉速度下的修正结果如图 7~9 所示, 图中: P_{ZD} 、 P_{XD} 、 P_{YD} 分别是对应变法实测结果进行惯性修正后的垂向、航向和侧向载荷。惯性修正前后的误差见表 2, 表中试验状态分别是指 60% 和 80% 最大使用下沉速度。从图中和表中可见, 惯性修正后的载荷与落震平台实测载荷的整体拟合趋势更好, 垂向、航向和侧向载荷的实测精度均有提高; 垂向载荷在精度较高的基础上进一步提高了测量精度; 航向载荷改善明显, 实测精度明显提高; 侧向载荷的整体趋势有改进, 实测精度也有改进。

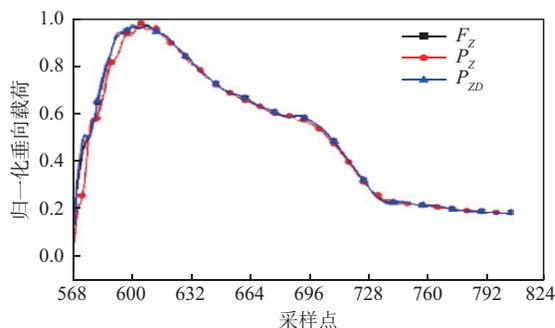


图7 垂向载荷

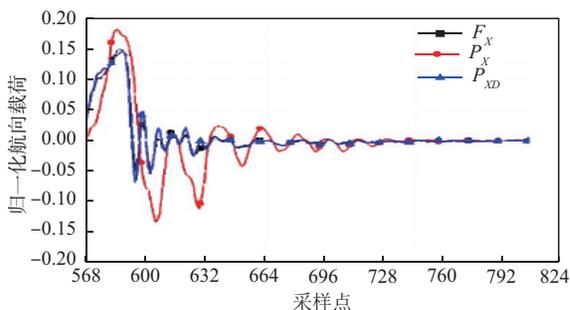


图8 航向载荷

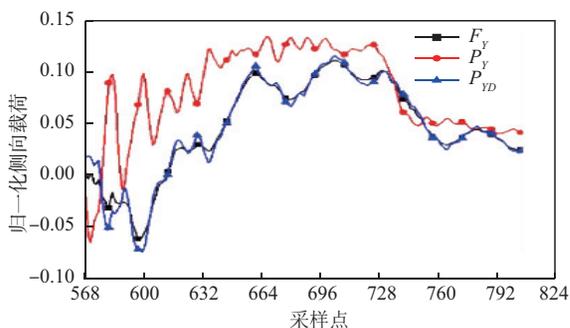


图9 侧向载荷

表2 典型状态修正后的实测误差 %

测量方法	试验状态	实测误差		
		垂向载荷	航向载荷	侧向载荷
改进的惯性修正法	60	1.1	4.9	6.4
修正法	80	2.3	4.7	6.9

通过修正结果可以看出,忽略阻尼力,重点考虑下部质量的惯性力,通过改进的惯性修正可以获得较好的修正结果。这说明着舰过程中,着舰撞击载荷在起落架结构上产生的载荷主要由弹性力和惯性力组成。

3.3 飞行实测应用

将舰载飞机定点着陆的飞行实测应变数据代入静标定的载荷方程获得应变法实测载荷,对实测载荷进行惯性修正获得的修正结果,两者对比如图10所示。从图中可以看出,垂向载荷修正前后差异较小,这是与地面动态验证结果一致的,说明静标定的应变法实测垂向载荷精度较高。至于航向载荷和侧向载荷,因飞行中起落架承受的载荷真值未知,两者有一定差异时无法直接从数值上评价实测载荷,本

文探索从载荷变化规律的角度去评价航向载荷实测结果。

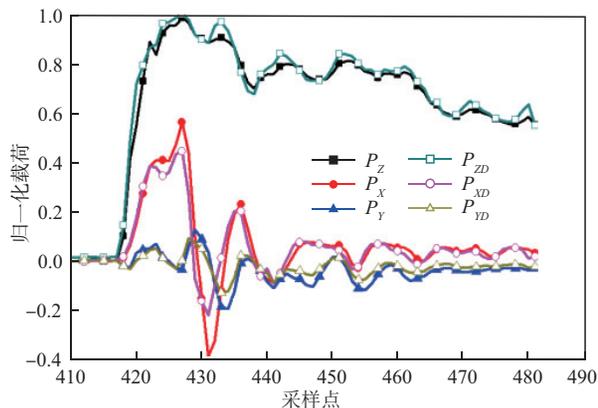


图10 定点着陆下的实测修正载荷

从2.2节中的图5可以看出,应变法实测的正、负航向载荷相当,而落震测力平台实测的正、负航向载荷差异较大,负航向载荷比正航向载荷大很多。这是因为起落架的航向载荷主要是因为接地瞬间机轮的转速从0变为与飞机速度相配的转速所产生,此过程为“起转”,所产生的航向载荷为负航向;当机轮转速与飞机速度相匹配时,外载荷会很小,结构会在变形的弹性力作用下回弹,此过程为“回弹”,航向外力很小,应变法实测的结构回弹力较大。从外力角度看,起转过程外力很大,回弹外力很小。从图10也可以看出,修正后的航向载荷起转过程比回弹过程的外力大很多,这比未修正前的测量结果更符合外载荷变化规律。

4 结语

基于静标定的应变法实测动态载荷的结果受结构的惯性力和阻尼力影响,实际应用中要具体评估惯性力和阻尼力影响的大小。对于飞机着舰过程,目前主要采用基于静标定的应变法实测起落架撞击载荷:垂向载荷实测精度较高;实测出了航向、侧向载荷的主要成分,但精度受航向、侧向的惯性力和阻尼力的影响不可忽略。考虑了加速度位置与结构重心位置不一致的惯性修正法,提高了应变法实测着舰撞击载荷的实测精度:垂向载荷实测精度进一步提高;航向载荷实测结果趋势吻合更好,实测精度改善明显;侧向载荷实测结果趋势吻合更好,载荷实测精度有进一步改善空间,需进一步研究改进方法。

本文对舰载飞机起落架载荷实测中主要采用的测载方法进行了验证总结,并提供了改进方法,是国内舰载飞机着舰撞击载荷实测方法的最新进展。

参考文献

- [1] 国防科学技术工业委员会. 军用飞机结构强度规范 第

- 10部分:飞行试验:GJB 67.10A-2008[S].北京:国防科工委军标出版发行部,2008.
- [2] SKOPINSKI T H, AIKENW S, HUSTONWB. Calibration Strain-Gage Installations in Aircraft Structures for Measurement of Flight Loads [R]. Hampton: Langley Aeronautical Laboratory, 1954.
- [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,2012:260-267.
- [4] HOVELL P B, WEBBER D A, ROBERTS T A. The Interpretation of Strain Measurements for Flight Load Determination[R]. London: Her Majesty's Stationary Office, 1966.
- [5] JEBACEKT, HORAK M. Possibilities and Methods of In-flight Loading Measurement[J]. Aviation, 2012, 16(2): 4750.
- [6] 刘克格,闫楚良.飞机起落架载荷谱实测与编制方法[J].航空学报,2011,32(5):841-848.
- [7] 杨全伟,汪文君,张多源.舰载飞机起落架突伸时外筒应力陡增分析[J].应用力学学报,2020,37(1):381-389.
- [8] 蒋启登.基于结构分区与应变电桥解耦的支柱式主起落架载荷测量[J].北京航空航天大学学报,2021,47(5):919-927.
- [9] 谢帅,杨全伟.多轮多支柱起落架地面转弯载荷分析与预测[J].空军工程大学学报,2023,24(1):22-27.
- [10] 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.
- [11] 赵燕.一种可用于飞行载荷测量的改进遗传算法[J].机械科学与技术,2012,31(8):1265-1269.
- [12] 何发东,舒成辉.贝叶斯正则化BP网络在机翼载荷分析中的应用[J].飞行力学,2009,27(4):85-88.
- [13] 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.
- [14] 林可心,岑国平,李乐,等.飞机起飞着陆性能仿真与分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2012,13(4):21-25.
- [15] 苏光旭,张登成,魏金鹏,等.平尾偏转对飞机着陆滑跑性能的影响[J].空军工程大学学报(自然科学版),2020,21(5):43-48.
- [16] 刘敏杰,赵振宇,陈哨东.舰载飞机自动着舰仿真系统建模[J].空军工程大学学报(自然科学版),2009,10(2):24-27.
- [17] WANG L P, ZHANG Z, ZHU Q D, et al. Longitudinal Automatic Carrier Landing System Guidance Law Using Model Predictive Control with an Additional Landing Risk Term[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(3):1089-1105.
- [18] 李婧婷,邢振林,艾剑良.舰载无人机着舰复飞决策方法及故障分析[J].飞行力学,2022,40(5):40-46.
- [19] 程卫真,王永刚,孙勇军,等.考虑非线性的机载航炮后座力识别技术[J].振动与冲击,2008,27(3):67-70.
- [20] 吴肖,曾捷,胡子康,等.变截面悬臂梁结构动载荷辨识方法[J].航空学报,2020,41(9):223806.
- [21] 郑国峰,陈柏先,陈文,等.基于应变响应的结构动态载荷识别方法[J].振动测试与诊断,2023,43(4):779-786.
- [22] 杨建波,任佳.起落架落震试验中缓冲系统投放功量修正方法研究[J].应用力学学报,2017,34(2):329-334.
- [23] 国防科学技术工业委员会.舰载飞机强度和刚度规范飞行试验:GJB 2759-96[S].北京:国防科学技术工业委员会,1996:2750-2759.
- [24] 杨一栋.舰载机进场着舰规范评估[M].北京:国防工业出版社,2006.
- [25] 吴娟,袁朝辉.某型飞机拦阻系统建模分析及仿真实现[J].空军工程大学学报(自然科学版),2001,2(6):11-14.
- [26] 张江华,陈建平,刘小飞,等.舰载机拦阻着舰起落架动态响应分析[J].舰船科学技术,2022,44(16):45-49.

(编辑:陈斐)