

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2417235

天平疲劳应力监测技术研究

多 劲^{1,2} 陶爱华^{1,2} 姚顺禹^{1,2} 梅家宁^{1,2} 杨 光^{1,2}

(1. 中国航空工业空气动力研究院 哈尔滨 150001; 2. 低速高雷诺数气动航空科技重点实验室 哈尔滨 150001)

摘要: 风洞试验过程中天平会长期承受气动动态载荷,这种作用很可能会导致天平疲劳失效,严重时会产生裂纹或者断裂,这不仅会导致天平损坏,甚至会导致试验件脱落,沿着风洞表面被吹走等灾难性的情况发生,这些意外情况的发生往往会延误飞行器整个研制周期。为降低天平疲劳失效的风险,保证风洞试验安全,以 FL-9 风洞增压试验用天平为研究对象,结合天平有限元分析模型结果,提取天平结构体高风险应力节点,对天平的校准和风洞试验全过程进行疲劳监测。测试结果表明天平疲劳应力监测技术能够保证天平的安全,在此基础上实现了天平各单元载荷量程 1.5~2 倍扩展,风洞试验结果显示天平仍有足够的安全裕度以获取更广泛的试验数据范围。

关键词: 天平;疲劳失效;有限元;应力监测;疲劳极限

中图分类号: TN710 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.40

Research on fatigue stress monitoring technology of balance

Duo Meng^{1,2} Tao Aihua^{1,2} Yao Shunyu^{1,2} Mei Jianing^{1,2} Yang Guang^{1,2}

(1. AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China; 2. Key Laboratory of Aeronautical Science and Technology for Low Speed High Reynolds Number Aerodynamics, Harbin 150001, China)

Abstract: During the wind tunnel testing, the balance will be subjected to aerodynamic dynamic loads for a long time, which may lead to fatigue failure of the balance. In severe cases, cracks or fractures may occur, which can not only cause damage to the balance, but also catastrophic situations such as test pieces falling off and being blown away along the surface of the wind tunnel. These unexpected situations often delay the entire development cycle of the aircraft. To reduce the risk of fatigue failure of the balance and ensure the safety of wind tunnel testing, the FL-9 wind tunnel pressurization test balance was taken as the research object. Combined with the finite element analysis results of the balance, high-risk stress nodes of the balance structure were extracted, and fatigue monitoring was carried out throughout the calibration and wind tunnel testing process of the balance. The test results indicate that the fatigue stress monitoring technology of the balance can ensure the safety of the balance. Based on this, the load range of each unit of the balance has been expanded by 1.5 to 2 times. The wind tunnel test results show that the balance still has sufficient safety margin to obtain a wider range of test data.

Keywords: balance; fatigue failure; finite element; stress monitoring; fatigue limit

0 引言

应变天平是一种单分量或多分量的测力传感器^[1],是风洞试验的核心测力装置,可直接测量作用于试验模型上的气动载荷^[2-3]。天平一般由高强度钢制成,通常会有很高的强度极限。在风洞试验之前,会选择载荷范围与试验模型预期气动载荷最为接近的天平,这种选择方法往往会忽略掉天平所承受的动态载荷,天平在长期动态载荷的作用下会导致天平疲劳失效,严重时会产生裂纹或者断裂。疲劳破坏已经严重威胁航空航天、机械工程、交通运输等领域

的安全。据统计,在现代工业的各个领域中,大约有 80% 以上的零部件的破坏都是由疲劳破坏造成的^[4],这使得疲劳问题成为保障结构安全和寿命的关键问题。天平疲劳失效的情况在恶劣的动态试验环境中发生率会更高,比如:旋翼、螺旋桨等测力试验,天平要反复承受交变的动态载荷;还有某些特种类型的风洞试验,例如:增压变雷诺数风洞试验,试验模型不仅比常规风洞要重,而且承受的气动载荷也要高出几倍。在六十多年的应变天平测量历史中,发生许多风洞天平疲劳失效例子^[5],这不仅会使天平损坏,甚至会导致试验件脱落,沿着风洞表面被吹走等灾难性的

情况发生,这些意外情况的发生往往会延误飞行器整个研制周期。

应力疲劳是工程实际中常见的一种疲劳破坏形式^[6],为避免天平发生疲劳失效的情况,国内风洞试验前天平的选择方法是以不超出天平设计载荷为原则,带来的问题是往往导致天平设计时相对保守,天平留有的安全系数会相对高一些,一般会在 2.5~3。在天平校准阶段也同样采用天平各单元加载不能超出其设计载荷的原则,然而根据各类飞行器风洞试验的实际经验很少有天平各单元都满载的试验状态,这样设计的结果导致天平的某些单元载荷容量会过于富裕,而某些单元容量却略显不足,损失天平体积载荷比,影响天平的气动力的测量范围。另外一种避免天平发生疲劳失效的方法是在风洞试验过程中监测天平的稳态气动力载荷,这种方法虽然很容易监测到天平载荷是否超出其设计载荷,但很难预估或监测天平的动态载荷,不能解决由动态载荷引起的天平疲劳问题。国外早在 20 世纪 80 年代末,NASA 兰利研究中心就电火花加工技术对天平疲劳寿命的影响进行过研究^[7]。2005 年左右法国 ONERA 针对天平疲劳失效的问题,开展了天平疲劳应力的监测技术研究,Grenat 等结合天平有限元分析结果,对天平高风险应力节点进行监测,此方法是天平从气动载荷监测到材料应力监测一次转变,不过当时并没有提出已有天平载荷扩展方法,天平载荷使用仍然局限于天平设计时的载荷范围限制。该种监测方法后来被波音公司采用,并在波音跨音速风洞中成为标准,该系统在波音公司内部称为天平飞行安全系统(balance safety of flight, BSOF)^[8]。

为保证风洞试验安全,天平的监测必须基于应力,而不是气动力载荷,监测点不只是应变片的粘贴位置,而是整个天平体结构体,在解决天平疲劳失效风险的基础上还能进一步扩展天平的载荷包线。本文针对天平疲劳失效问题结合天平有限元分析结果,提取高风险应力节点,建立天平瞬时载荷与高风险应力节点之间的应力方程来实时监测天平应力变化,通过应力与材料疲劳极限比较结果来判断天平的健康状态^[9]。针对天平设计阶段体积与载荷比不足问题在天平疲劳监测系统监测下对天平进行了扩展载荷的校准,天平的载荷使用范围不再局限于设计载荷,增加了天平的体积载荷比,扩展了天平载荷包线,最后在 FL-9 增压风洞对天平疲劳应力监测技术进行了试验验证。

1 天平疲劳应力监测方法研究

1.1 研究对象

天平疲劳应力监测选择 FL-9 风洞增压试验用内式天平为测试对象,型号为 12-DN6-160 D,直径为 160 mm,长度为 900 mm,材料为 17-4PH。采用对称式的杆式双单柱梁结构,可以测量升力、侧向、俯仰力矩、偏航力矩和滚转力矩。双单柱结构有利于协调力与力矩的输出,降低纵向

和横向的相互干扰。对于阻力元的结构采用 T 型梁元件,T 型梁与支撑片组合可以提高阻力元的输出,有效降低其他元对阻力元的干扰。天平采用锥连接,前后锥均为 $\phi 110 \text{ mm}, 1:5$,天平的设计载荷如表 1 所示。

表 1 12-DN6-160D 天平设计载荷
Table 1 12-DN6-160D balance design load

天平分量	X/N	Y/N	Z/N	$M_x/$ (N·m)	$M_y/$ (N·m)	$M_z/$ (N·m)
设计载荷	13 000	55 000	8 000	6 800	5 000	8 000

1.2 有限元分析

在过去的十几年里,有限元法已经发展成为天平设计过程中的标准设计工具。天平体易出现裂纹位置往往并不是应变元件粘贴的测量位置,需要对整个天平体易出现裂纹的位置的应力做为疲劳监测对象。使用四面体和六面体单元,在约 810 000 个节点的网格上,获得了表 1 中天平六分量设计载荷的有限元解。为提高计算准确度天平数模选择天平测量段进行有限元计算,去掉了对数据影响较小的圆锥连接段,如图 1 所示。

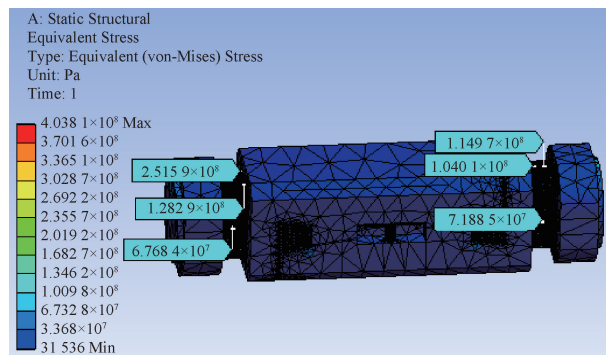


图 1 应力计算结果云图

Fig. 1 Cloud diagram of stress calculation results

对天平进行有限元分析目的是从中确定天平结构中高风险的应力节点,建立气动载荷与高风险应力节点之间的应力方程以便进行应力监测。首先利用给定的天平设计载荷求解出有限元计算网格中高风险应力节点的应力张量。对于节点 i ,从天平设计载荷分量 L_m 的解中获得的应力张量 σ_m^i 为:

$$\sigma_m^i = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{bmatrix}_m \quad (1)$$

应力张量系数 c_m^i 是通过将每个张量分量除以该解所施加的载荷而形成的:

$$c_m^i = \sigma_m^i / L_m \quad (2)$$

一般天平多分量施加荷载 $L = L_m, m = 1 \sim 6$ 的应力张量通过使用 6 个有限元计算解的系数进行叠加获得。

$$\sigma^i = \sum_{m=1}^6 c_m^i L_m = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

然后将主应力作为应力张量 σ^i 的特征值,从中可以计算出 Mises 应力,对计算结果进行排序和分类,确定 118 个关键节点进行长期监测。关键节点包含结构载荷关键节点及应变片位置节点,其中结构节点为 72 个,应变计为 46 个,图 2 中方形点为结构应力监测节点,图 3 方形点为应变片应力监测节点。

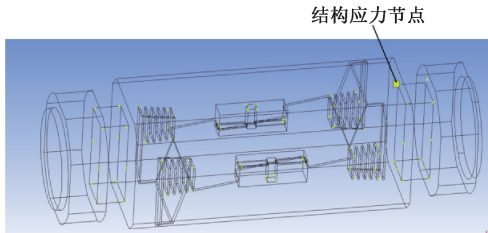


图 2 关键结构应力监测节点

Fig. 2 Key structural stress monitoring node

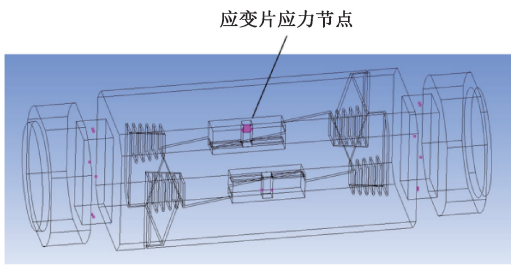


图 3 应变应力监测节点

Fig. 3 Strain stress monitoring node

1.3 疲劳监测系统设计

1) 系统软硬件性能

天平测力信号采集采用的是 PXI 总线系统 (PCI extensions for instrumentation, PXI), PXI-4303 型数据采集卡,分辨率 24 位,每通道数据最高采样率为 51.2 Ks/s,信号采集前需要进行放大、跟随等调理过程^[10]。风洞试验单支杆安装模型后,按以往的经验模型的一般固有频率在几赫兹到几十赫兹,根据奈奎斯特采样原理,采样频率的设置 1 000 Hz,可以做到对天平性能的实时监控。对此信号采集前需要进行放大、跟随等调理过程。

疲劳监测系统软件由 LabView 软件和 Microsoft Excel 电子表格组成。程序提供从与硬件的通信到应力的计算与显示。Excel 电子表格主要提供由 LabView 软件读取的特定于天平的信息,如天平系数矩阵及天平校准公式。

2) 天平瞬时载荷与应力显示

通常情况下风洞试验过程中数据采集程序只显示天平的电压信号,气动力载荷数据是模型吹完一个车次风之后处理得到的。天平电压信号是多点平均的一个结果,是基于稳态电压值的一种监测,并不能实时反应天平试验过程

中的动态载荷变化情况。疲劳监测系统是基于应力监测基础上的载荷测量,能够更加直观的观测到天平试验过程中载荷与应力变化信息,从而为试验的安全性和天平载荷范围扩展提供参考基础。通过本项目的研究可以推动对天平性能的监测从静态方式向动态方式转变,从而能够更加确保试验的安全性。

(1) 瞬时载荷计算与显示

风洞试验中,作用在模型上的气动力载荷是测量得到的天平各分量的输出电压信号与天平校准公式计算后的结果^[11]。通常测力试验属于稳态试验,天平信号要进行数字滤波,一般是多点采样值的平均,这样会减少一定的干扰,但同时也会将天平所承受的动态载荷平均掉。天平瞬时载荷的监测采用的是动态试验的一种方式,采集信号速率要满足奈奎斯特定理,采样速率是信号频率的 3 倍以上,这样在监测阶段就可以清晰的看到每个采集周期内最大及最小载荷的情况。天平疲劳应力监测软件其中重要的功能就是监测天平的瞬时载荷,试验过程中通过计算实时显示瞬时载荷与天平设计载荷的比值,如图 4 所示,天平 Y 元和 M_z 元瞬时载荷与设计载荷的百分比,本图为天平在静校台进行超载校准时的载荷比值图,当测得的天平瞬时载荷超过设计载荷时程序会自动向试验人员报警。

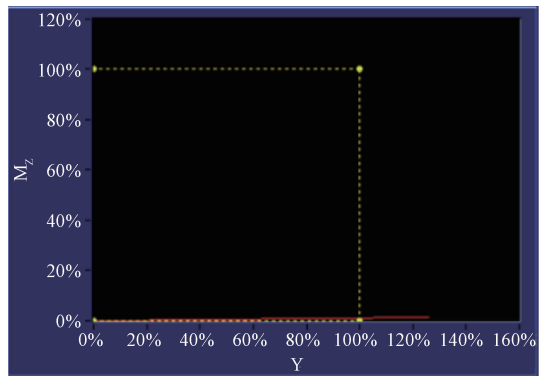


图 4 天平 Y 元和 M_z 元瞬时载荷与设计载荷的百分比比值

Fig. 4 The percentage ratio of the instantaneous load of the Y and M_z elements of the balance to the design load

(2) 天平疲劳极限

由于天平 S-N 曲线的绘制需要做大量的试验,而且决定天平疲劳强度的最主要的参数是应力幅 σ_a 、其次是平均应力 σ_m 。所以本文采用 Goodman 直线图来表示天平高风险应力节点的平均应力、应力幅与天平疲劳特性关系。Goodman 直线公式常表示为:

$$\sigma_a = \sigma_{-1} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b} \right) \quad (4)$$

如图 5 所示, σ_a 是应力幅值, σ_{-1} 是材料在对称循环载荷下的疲劳极限, σ_m 是平均应力, σ_b 是材料的强度极限。B 点表示天平承受静载荷的大小等于材料的抗拉强度,此时也不会发生疲劳破坏, A 点表示在对称循环下实验室通

过试验获得材料的对称疲劳极限,此时也不会发生疲劳破坏,将这两点连线,该曲线上的点具有相同的疲劳寿命^[12]。在曲线的右上方为有限寿命区域,左下方为无限寿命区域。

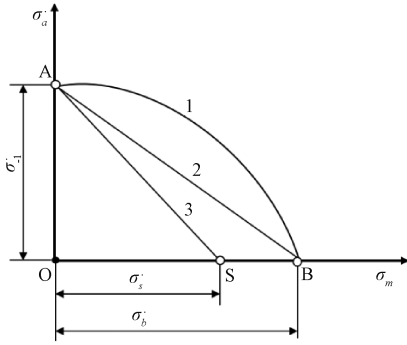


图 5 Goodman 疲劳极限图

Fig. 5 Goodman fatigue limit diagram

(3) 天平应力显示

数据采集设备进行天平六分量气动载荷的采集,通过测量得到的气动载荷与有限元计算中提取的高风险应力节点之间建立应力方程,这样最终会得到高风险应力节点随气动载荷变化实时应力值。应力节点的应力变化如图 6 所示,图中亮色散点为 118 个高风险应力节点。每个节点的最大局部应力不能超过 Goodman 疲劳极限图中无限寿命区域,一旦进入右上方的有限寿命区域内会影响天平的使用寿命。该系统还能够以高达 1 kHz 的速率分离负载和节点应力的稳态和动态分量。应力的限定值参考天平材料的疲劳极限值,天平的抗拉强度极限 760 MPa,疲劳极限值 400 MPa。因是首次试验验证,程序中稳态应力限定在 550 MPa,动态应力是 300 MPa。稳态应力值为 118 个天平应力节点的变化平均值,而动态应力值为应力节点应力的最大值与最小值之差。

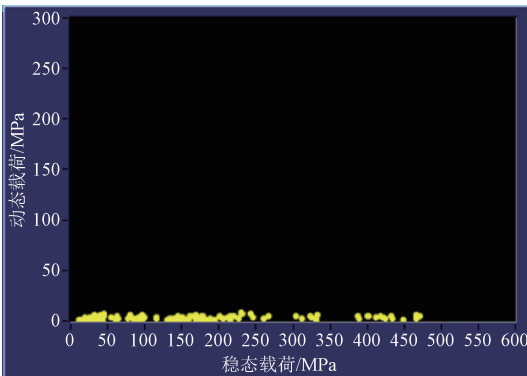


图 6 天平高风险节点应力变化图

Fig. 6 Balance high risk node stress variation chart

2 天平扩展载荷校准

当风洞试验中对天平的监测以应力为基础时,天平载荷的应用范围就不再局限于设计载荷的限制。为扩展天平

的载荷包线,在天平校准时需要在设计载荷的基础上向外进行扩展,使扩展部分的载荷仍然能满足天平校准的精准度要求。

2.1 载荷扩展范围

在风洞试验过程中,超过天平校准量程 10%~20% 的情况并不少见,天平在进行扩展载荷的校准时,扩展载荷的范围可以通过 118 个高风险应力节点的电子表格进行模拟,将天平每个分量与保持为零的其他分量隔离,模拟出高风险应力节点应力超过其疲劳极限值时的载荷值,这个载荷值就可以作为扩展载荷的范围。稳态应力限定在 550 MPa,动态应力是 300 MPa。表 2 列出了最终的扩展荷载大小,天平荷载包线的扩展潜力显而易见。隔离加载时,升力和阻力可扩展至其设计水平的 1.5 倍,侧向力扩展至设计水平的 2 倍。俯仰和偏航力矩可扩展至设计荷载的 1.5 倍。滚动力矩方向没有进行载荷的扩展,主要原因是天平在校准台是以锥套形式连接,若超载校准可能会引起天平校准位置的变化。

表 2 天平校准扩展载荷的范围

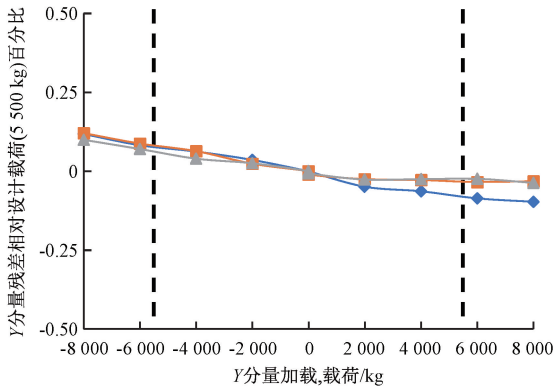
Table 2 Range of extended loads for balance calibration

天平分量	X/N	Y/N	Z/N	$M_x/(N \cdot m)$	$M_y/(N \cdot m)$	$M_z/(N \cdot m)$
设计载荷	13 000	55 000	8 000	6 800	5 000	8 000
扩展载荷	19 500	80 000	16 500	6 800	7 500	12 000

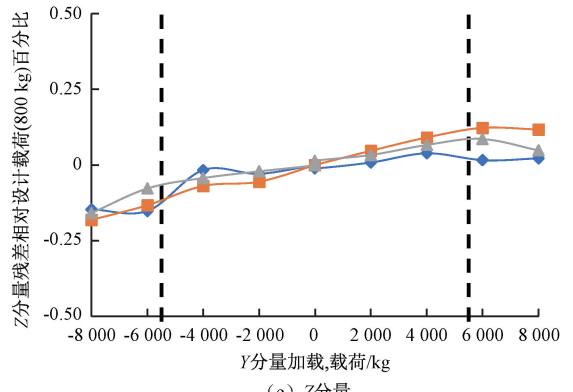
2.2 扩展载荷校准

天平及测力装置的校准分为动态校准和静态校准两类^[13-14],在本文试验中,仅关注静态校准。12-DN6-160 D 天平的扩展载荷校准是在气动院 10 吨复位式静校台完成的。天平升力单元进行单分量校准时的扩展载荷残差如图 7 所示。扩展载荷先后进行了 3 次校准:蓝色/菱形数据点曲线为第 1 次超载校准,橙色/方块形数据点曲线为第 2 次超载校准,绿色/三角形数据点曲线为第 3 次超载校准。图 7 中横坐标的虚线外侧为扩展载荷部分,虚线内侧为设计载荷部分,纵坐标为各分量残差相对于设计载荷的百分比。设计荷载定义了校准的测量范围,表 3 中校准结果横向力,法向力、轴向力、俯仰力矩、偏航力矩的扩展载荷残差都在 0.3% 以内。

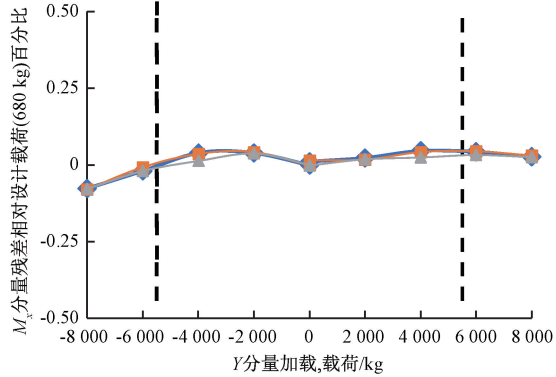
为验证天平在扩展载荷基础上校准精准度,对天平在扩展载荷条件下进行了的综合加载校准验证^[15]。扩展载荷的范围和表 2 中设定相同。表 4 为扩展载荷基础上校准性能指标,综合加载的重复性和误差都在国军标要求之上。其中 Y、 M_z 、 M_x 和 Z 元准度满足国军标先进指标的要求,充分说明在扩展载荷基础上的天平综合加载指标能够满足风洞试验的要求。



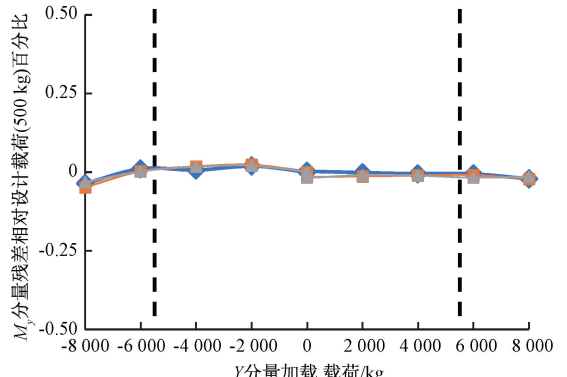
(a) Y分量



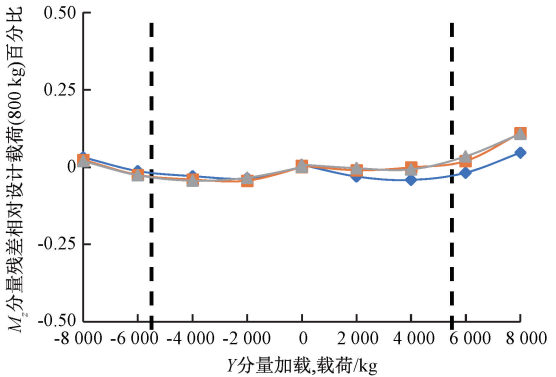
(e) Z分量



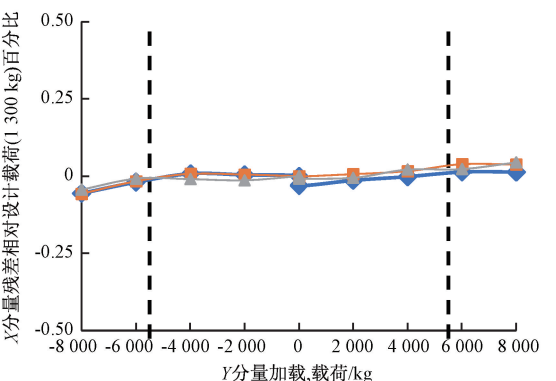
(b) M_y 分量



(f) M_y 分量



(c) M_z 分量



(d) X分量

图7 天平升力单元超载校准残差相对于设计载荷的百分比,虚线外侧为超载校准部分
Fig. 7 Balance lift unit overload calibration residuals as a percentage of the design load, with the overload calibration section outboard of the dashed line

表3 天平各单元扩展载荷校准残差

Table 3 Scaled extended load calibration residuals for each unit of the balance

校准	X	Y	Z	M_x	M_y	M_z
最大载荷	100	100	100	100	100	100
最大残差	-0.08	0.08	0.2	-0.11	0.06	0.1
超载校准	X	Y	Z	M_x	M_y	M_z
最大载荷	150	150	200	100	150	150
最大残差	-0.08	0.12	0.25	-0.19	0.15	0.14

2.3 校准在线监测

为防止天平超载校准时损伤天平,超载校准时利用天平疲劳应力监测系统在整个校准过程对天平进行了载荷和关键应力节点的在线监测,当校准时应力点如超过限定值会自动报警给校准的主控程序,主控程序收到超载报警后会停止加载并进行砝码的卸载。

表 4 扩展载荷基础上的校准性能指标
Table 4 Calibrated performance indicators
based on extended loads

项目\单元	Y	M_z	M_x	X	Z	M_y
重复性 (%F.S.)	0.05	0.08	0.07	0.09	0.06	0.08
误差 (%F.S.)	0.06	0.10	0.07	0.34	0.07	0.12
不确定度 (%F.S.)	0.14	0.16	0.17	0.37	0.15	0.18
扩展不确定 度(%F.S.)	0.29	0.33	0.34	0.74	0.30	0.37

3 风洞测试

在 FL-9 增压风洞^[16]进行的某大型民用飞机风洞测力试验中,对 12-DN6-160 D 天平的瞬时载荷及关键的应力节点变化进行了实时监测,通过并联方式将天平信号从原 VXI 总线系统(VMEbus extension for instrumentation, VXI)控制柜引入疲劳应力监测控制柜,在增压条件下进行两次完整试验流程(采集静矩、吹风),疲劳应力监测软件对试验全过程进行了监控,经验证可以实时地显示载荷与节点应力的数据变化,在某节点超出材料的极限应力时予以数据保存。

3.1 试验条件

- 1) 风速:70 m/s;
- 2) 风洞压力:0.4 Mpa;
- 3) 模型构型:大型民用飞机缩比模型。

3.2 试验结果

天平 118 个高风险应力节点稳态最大应力值接近 400 MPa,动态应力在 50 Mpa 以内,天平高风险应力节点最大应力在天平体的疲劳极限以内,风洞试验表明天平仍有能够满足更高风速下风洞试验的安全裕度。

4 结 论

试验过程中对天平性能的监测更加多元化,从之前的单一电压值静态监测向动态的瞬时载荷与应力监测转变,能够更加清晰的掌握天平试验过程信息。

天平在载荷扩展校准后能够获得天平更高范围的载荷包线,已有天平的载荷范围不在局限于设计载荷,而是由天平实时应力监测结果值来决定,从而可以获取更广泛的试验数据范围,进一步拓展 FL-9 风洞的高雷诺数能力。

天平应力测试程序可以在天平校准、安装、试验的全流程中使用,能够改进天平设计、优化安全系数、保证天平在更高载荷与体积比的情况下安全使用。

将来可以考虑更多的参数来完善和精细化 Goodman 疲劳极限曲线,采集天平载荷谱准确预测天平疲劳寿命。

参考文献

[1] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2015.
LI ZH F. Wind tunnel test handbook[M]. Beijing:

Aviation Industry Press, 2015.

- [2] 战培国. 国外风洞天平技术研究进展[J]. 飞航导弹, 2018,10:1-6.
ZHAN P G. Search progress of wind tunnel balance technology abroad[J]. Aeromissiles, 2018, 10:1-6.
- [3] 苗磊,马涛,徐志伟. 热力耦合作用下的风洞应变天平校准技术[J]. 仪器仪表学报,2022,43(3):153-162.
MIAO L, MA T, XU ZH W. Calibration technology of wind tunnel strain balance under thermal coupling[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2022, 43(3): 153-162.
- [4] 候善琴. 金属材料应力疲劳寿命评价模型[D]. 上海:上海交通大学,2016.
HOU SH Q. Stress fatigue life evaluation model for metal materials[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016.
- [5] BENNETT H H. Design concepts of fatigue tolerant wind tunnel balances [C]. Tenth International Symposium on Strain Gauge Balances, Mianyang,2016.
- [6] WANG C, SHANG D G, WANG X W. A new multiaxial high-cycle fatigue criterion based on the critical plane for ductile and brittle materials [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2015,24(2):816-824.
- [7] RHEW R D. A fatigue study of electrical discharge machine (EDM) strain-gage balance materials [C]. International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities,1989.
- [8] KAMMEYER M E, BENNETT H H, SKUBE S M, et al. Balance calibration and use in the era of stress-based loads monitoring [C]. AIAA Aviation Forum,2019.
- [9] 杨新华,陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉:华中科技大学出版社,2018.
YANG X H, CHEN CH Y. Fatigue and fracture[M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2018.
- [10] 谢飞,蒙泽威,许晓斌. 基于微型数据采集器的一体化天平研制及应用[J]. 电子测量技术,2024,47(19): 88-95.
XIE F, MENG Z W, XU X B. Development and application of integrated balance based on micro data collector[J]. Electronic Measurement Technology, 2024,47(19):88-95.
- [11] 战慧强,张琦,梅家宁,等. 低速增压风洞测力试验异常数据检测专家系统设计研究[J]. 电子测量技术,2024, 47(6):123-130.
ZHAN H Q, ZHANG Q, MEI J N, et al. Design and research of expert system for abnormal data detection in low speed pressurized wind tunnel force test[J]. Electronic Measurement Technology, 2024, 47(6): 123-130.
- [12] 何紫薇. Goodman-Smith 疲劳方法研究及其在轨道车辆的应用[D]. 大连:大连交通大学,2022.
HE Z W. Research on Goodman-Smith fatigue method

and its application in rail vehicles[D]. Dalian: Dalian Jiaotong University, 2022.

- [13] 张孝军,程银宝. 自适应蒙特卡洛法评定量块校准测量不确定度[J]. 电子测量技术, 2020, 43(20): 84-88.
ZHANG X J, CHENG Y B. Evaluation of measurement uncertainty in calibration of gauge blocks by adaptive monte carlo method [J]. Electronic Measurement Technology, 2020, 43(20): 84-88.
- [14] 苗磊,贺中,赵忠良,等. 某飞行器大攻角通气测力试验装置研制与应用[J]. 电子测量与仪器学报, 2020(34): 150-157.
MIAO L, HE ZH, ZHAO ZH L, et al. Development and application of a high attack angle ventilation force measurement test device for a certain aircraft [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2020(34): 150-157.
- [15] ULBRICH N, GISLER R, KEY R. Assessment of new load schedules for the machine calibration of a force balance[C]. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [16] 巴玉龙,白峰. 雷诺数对大型客机低速气动特性影响的

试验研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2016(1): 45-47.

BA Y L, BAI F. Experimental study on the influence of Reynolds number on low-speed aerodynamic characteristics of large passenger aircraft [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2016(1): 45-47.

作者简介

多勳(通信作者),高级工程师,主要研究方向为风洞设计与测控技术等。

E-mail: duomeng602@163.com

陶爱华,高级工程师,主要研究方向为风洞天平技术等。

E-mail: 9739059@qq.com

姚顺禹,高级工程师,主要研究方向为风洞设计与测控技术等。

E-mail: 776916571@qq.com

梅家宁,工程师,主要研究方向为风洞设计与测控技术等。

E-mail: 1551003670@qq.com

杨光,高级工程师,主要研究方向为飞行器气动布局设计与数值模拟研究等。

E-mail: qq542947101@qq.com