

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2021.02.30

旋翼天平原位校准的不确定度分析

汤斌¹, 肖彬¹, 张文静², 王建强¹

(1. 航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095; 2. 航空工业直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘要: 旋翼天平原位校准中, 校准不确定度是最核心的技术指标。根据实际工况环境, 研究了原位校准方法, 研制了原位校准装置, 重点介绍了机械设计结构, 梳理和明确了不确定度来源, 最后完成了旋翼天平的首次原位校准测试工作, 并依照规范的方法进行了原位校准不确定度评价, 结果表明: 校准装置性能达标, 各力值分量相对校准不确定度均优于 0.1%, 各力矩分量相对校准不确定度均优于 0.3%。

关键词: 旋翼天平; 多分量气动力; 原位校准; 不确定度; 加载头

中图分类号: TB93

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2021)02-0194-06

Uncertainty Analysis of Rotor Balance In-situ Calibration

TANG Bin¹, XIAO Bin¹, ZHANG Wenjing², WANG Jianqiang¹

(1. Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: In the in-situ calibration of rotor balance, the calibration uncertainty is the most important technical index. First, according to the actual working condition and environment, the in-situ calibration method was studied. Then, the in-situ calibration device was developed. This paper mainly introduced the mechanical structure design, clarified the sources of uncertainty, Finally for the first time in-situ calibration test of the rotor balance was completed and for in-situ calibration uncertainty was evaluated in accordance with the standard method. The results showed that the calibration device performance reached the standard, the force component relative calibration uncertainty was less than 0.1%, and the torque component relative uncertainty of calibration was less than 0.3%.

Key words: rotor balance; multicomponent aerodynamics; in-situ calibration; uncertainty; loading head

0 引言

旋翼天平是一种多分量力传感器, 是旋翼研发试验过程中的关键测试设备。主要应用于直升机旋翼多维气动力的试验测试工作, 以验证旋翼系统性是否达到设计要求。

旋翼天平属于较复杂的机械式组合天平, 测力元件分别按水平或垂直方式布置于结构之中, 数据处理系统再按照测力元件安装方向和位置确定的天平工作公式进行处理, 获得多分量气动力(升力、阻力、侧向力)和气动力矩(俯仰力矩、滚转力矩、偏航力矩)。然而, 测力元件安装于结构系统之后, 天平测量性能相对于出厂标定状态发生了变化, 但由于其体积大且结构复杂, 尚不能像体积较小、重量较轻的多分量测力仪一样进行整套系统的校准^[1-7], 只能直接拆卸系统中单个测力元件送检, 无法获得天平实际测量性能。

文章提出在天平安装原位, 模拟实际工况进行多

分量气动力加载的原位校准技术, 实现系统级校准。原位校准不确定度是本文的核心技术指标: 力值相对不确定度要求优于 0.1% ($k=2$); 力矩相对不确定度要求优于 0.3% ($k=2$)。需通过规范的分析技术方法研究, 对不确定度的来源进行梳理和明确^[8-10], 并根据实际工况环境, 研究合理的技术措施, 为校准装置设计和具体的现场校准工作提供指导, 以确保校准装置性能达标可靠, 确保校准数据真实可信。

1 原位校准装置

旋翼天平原位校准方法的原理是在旋翼天平实际安装原位, 由标准力输出装置搭配机械加载架, 通过特定的加载头, 对旋翼试验桨毂连接端施加标准校准载荷, 将标准校准载荷和旋翼天平数据处理系统解算的各个分量气动力数据作交叉比对, 实现对旋翼天平测力性能的原位校准。研制的原位校准装置系统组成框图见图 1。

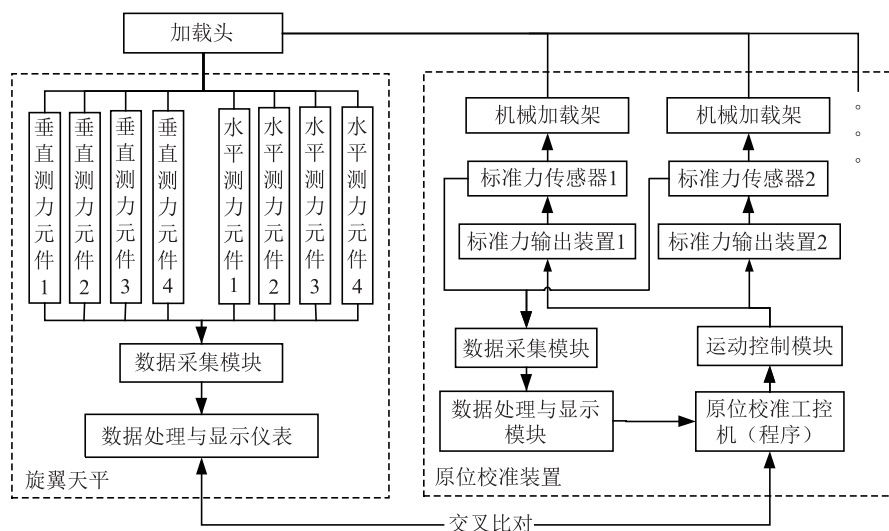


图1 原位校准装置系统组成框图

加载头的作用是为多分量气动力载荷的加载提供多个不同结构的施力作用点；机械加载架的作用是提供标准力输出装置的安装以及施力方向变换的高强度支持结构；标准力传感器安装在标准力输出装置与机械加载架结构之间，通过数据采集处理系统实时测量力源输出并传递给原位校准工控机程序，程序根据测量力值与目标力值之间的差值，通过运动控制模块向标准力输出装置发送运动指令，组成了基于目标力值的闭环控制系统。

参照相关规范要求^[11-13]，研制多组机械加载架和加载头结构，实现了各分量气动力的加载校准能力，并最终在旋翼天平作业现场完成了六个分量力素的单元校准试验测试工作。具体结构解析如下：

1) 侧向力和后向力

侧向力和后向力只需一套标准力输出装置来实现，如图2所示，标准力输出装置固定在旋翼塔顶部基座上，采用绳索拉拽产生拉力，侧向力和后向力等水平方向力的加载通过定滑轮结构的机械加载架进行直角



图2 侧向力(阻力)加载校准结构

方向变换来实现，这时应将拉力传感器安装在水平方向的钢丝绳上，避免滑轮与绳索接触摩擦力的影响。

2) 扭转、俯仰和滚转力矩

扭转、俯仰和滚转三个气动力矩及升力的加载校准，需通过多个标准力输出装置组合加载的结构设计来实现。如图3所示，升力采用两套标准力输出装置产生2个大小相同，方向向上的推力，两边产生的力矩相互抵消。



图3 升力加载校准结构

俯仰和滚转力矩与升力加载结构类似，不同的是两套标准力输出装置一个产生推力一个产生拉力，推力与拉力大小相同，力值抵消，只保留纯力矩。

3) 扭转力矩

扭转力矩加载结如图4所示，两套标准力输出装置生根在旋翼天平顶部水平面上，同样采用绳索拉拽方式以及加载力方向的直角变换，各对扭矩加载头产生一个带力臂的侧向拉力，扭矩加载头设计成圆弧形结构，使拉力始终沿加载头圆弧的切线方向加载，确保力臂长度保持恒定。

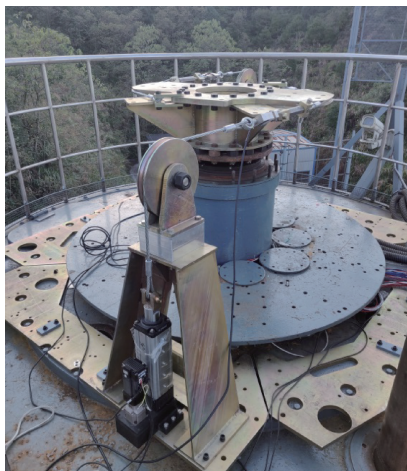


图4 扭转力矩加载校准结构

2 不确定度影响因素和保障措施

对原位校准不确定度来源进行梳理,影响因素包括:①载荷源采用的标准力值传感器误差影响;②数据采集处理系统的精度影响;③力值加载校准时,由于机械零部件加工误差、机械定位、受载变形等引起的力传感器轴线、加载轴线、旋翼天平中心轴线之间的不一致等因素导致综合加载误差影响;④标准力输出装置力值输出不稳定性等。

为保证校准不确定度达到指标要求,采取的技术措施包括:

1)合理选择传递标准力值传感器,充分考虑非线性、滞后、温漂、零点恢复等精度和性能指标,以及量程等因素。

2)合理搭建数据采集系统,主要关注室外工作环境的温漂影响。

3)合理设计机械加载架结构,合理采用测量方法,保证机械就位精度。例如:升力和俯仰、滚转力矩等垂直方向分量力(力矩)加载结构中,将传感器安装在加载横梁上,通过机加工保证加载点位置定位精度,并采用高精度几何量仪测量确认,避免标准力输出装置定位误差对校准的影响。

4)合理设计机械加载架结构,提高机械加载结构的刚性,降低受力形变对校准的影响。例如:设计了圆弧形结构的扭转力矩加载头,能避免受力形变引起力矩加载半径的变化,并设计了刚性很好的滑轮支持结构。

5)合理设计力值加载控制系统,基于目标力值的力值加载闭环控制系统,以输入力值为目标,根据当前力值变化随时调节并稳定在设定的阈值内。经实验

室台架试验验证,30 s内力值输出稳定性为 ± 1 N。在应对升力和三个力矩单元校准时需要2个轴同时加载,此过程2个输出力之间会相互影响,研究了多轴自适应协同加载控制技术实现了两套标准力输出装置同时保持精确输出力。经实验室台架试验验证,2轴自适应协同加载控制系统30 s内的力值输出稳定性为 ± 5 N。

3 不确定度评定

以升力原位校准为例,以JJF(军工)20-2012多分量测力仪校准规范为主要依据,进行测量不确定度评定。

3.1 数学模型

理想的升力计算公式为

$$F_Y = 2F = 2 \times \frac{\theta_n}{V \cdot S} \cdot T_{\max} \quad (1)$$

若考虑不确定度影响因素,可描述为

$$\begin{aligned} F_Y &= 2F' = 2 \times (F \times \cos\alpha - T_X - \delta_F) \\ &= 2 \times \left(\frac{\theta_n \cdot T_{\max}}{V \cdot S} \times \cos\alpha - T_X - \delta_F \right) \end{aligned} \quad (2)$$

式中: F_Y 为额定升力,N,两套标准力输出装置共需输出 $F_Y=40$ kN; F 为单套标准力输出装置的额定加载力,N, $F=20$ kN; S 为标准力传感器的输出灵敏度, $\text{mV} \cdot \text{V}^{-1}$; θ_n 为标准力传感器在额定负荷下的输出平均值,mV; $T_{\max}$ 为标准力传感器的最大量程,N,满量程为25 kN; V 为标准力传感器的激励电压,V; α 为标准力传感器轴线与旋翼天平中心轴线夹角,(°); T_X 为标准力传感器横向负荷导致力值输出,N; δ_F 为标准力传感器横向负荷导致力值输出,N。

合成标准不确定度计算公式为

$$u_c(F_Y) = \sqrt{c^2(\theta_n) \times u^2(\theta_n) + c^2(\alpha) \times u^2(\alpha) + c^2(T_X) u^2(T_X) + c^2(\delta_F) u^2(\delta_F)} \quad (3)$$

其中,灵敏系数为

$$\begin{aligned} c(\theta_n) &= c(\alpha) = \frac{T_{\max} \cdot \theta_n}{V \cdot S} = \frac{T_{\max}}{F} \\ c(T_X) &= c(\delta_F) = 1 \end{aligned} \quad (4)$$

3.2 标准不确定度分量

3.2.1 标准力传感器在额定负荷下示值的不确定度 $u(\theta_n)$ 评定

标准力传感器在额定负荷下示值的不确定度 $u(\theta_n)$ 与示值重复性、力标准机、传感器误差、数据采集系统等因素有关。

1) 由示值重复性引入的不确定度 u_1

示值重复性带来的不确定度采用 A 类不确定度评定方法, 用贝塞尔公式计算测量值的试验标准偏差为

$$s(\theta_n) = \left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta\theta_{ni})^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

不确定度分量为

$$u_1 = \frac{s(\theta_n)}{\sqrt{n}} \quad (6)$$

式中: n 为独立试验的次数($n=3$); $S(\theta_n)$ 为示值重复性试验标准偏差, $s(\theta_n) = 3 \times 10^{-5}$, 则

$$u_1 = \frac{3 \times 10^{-5}}{\sqrt{3}} = 1.7 \times 10^{-5}$$

2) 由力标准机引入的不确定度 u_2

用来检定标准力传感器的力标准机是 100 kN 杠杆式力标准机, 相对误差限 $\Delta = \pm 1 \times 10^{-4}$, 半宽度 $a = \Delta/2 = 1 \times 10^{-4}$, 其允许误差范围内的概率分布为正态分布, 包含因子 $k=3$, 则

$$u_2 = \frac{a}{k} = \frac{1 \times 10^{-4}}{3} = 3.3 \times 10^{-5}$$

3) 由标准力传感器误差引入的不确定度 u_3

标准力传感器不确定度的影响主要考虑非线性和温度影响两个方面。

由标准力传感器非线性带来的不确定度 u_L 按 B 类不确定度评定方法, 根据校准报告最大非线性误差 0.04%, 误差限 $\Delta = \pm 4 \times 10^{-4}$, 半宽度 $a = \Delta/2 = 4 \times 10^{-4}$, 其允许误差范围内的概率分布为均匀分布, 包含因子 k 取 $\sqrt{3}$, 则

$$u_L = \frac{a}{k} = \frac{4 \times 10^{-4}}{\sqrt{3}} = 2.3 \times 10^{-4}$$

由标准力传感器输出温度影响引入的不确定度 u_T 按 B 类不确定度评定方法, 现场试验记录显示环境温度实际变化在 15 ~ 25 °C 之间, 根据资料计算得标准力传感器输出温度影响误差限 $\Delta = 10 \times 10^{-6} \times 10 = 1 \times 10^{-4}$, 半宽度 $a = \Delta/2 = 0.5 \times 10^{-4}$, 其允许误差范围内的概率分布为均匀分布, 包含因子 k 取 $\sqrt{3}$, 则

$$u_T = \frac{a}{k} = \frac{0.5 \times 10^{-4}}{\sqrt{3}} = 0.29 \times 10^{-4}$$

二因素存在一定的正线性关系, 按照极限情况, 取相关系数 $\rho=1$, 则

$$u_3 = \sqrt{u_L^2 + u_T^2 + 2\rho u_L u_T} = 2.59 \times 10^{-4}$$

4) 数据采集系统引入的不确定度 u_4

数据采集系统带来的不确定度主要受温度影响最

大, 采用 B 类不确定度评定方法, 根据 NI PXIe-4331 资料, 环境温度 15 ~ 25 °C 之间, 计算得到误差限 $\Delta = 0.325 \times 10^{-3}$, 半宽度 $a = \Delta/2 = 0.163 \times 10^{-3}$, 其允许误差范围内的概率分布为均匀分布, 包含因子 k 取 $\sqrt{3}$, 则

$$u_4 = \frac{a}{k} = \frac{0.163 \times 10^{-3}}{\sqrt{3}} = 0.94 \times 10^{-4}$$

5) $u(\theta_n)$ 的综合评定

$$u(\theta_n) = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 + u_4^2} = 2.76 \times 10^{-4}$$

3.2.2 力值加载时由标准力传感器轴线与旋翼天平中心轴线夹角引入的不确定度 $u(\alpha)$

原位校准试验测试时, 旋翼安装结构通过加载头与加载架与标准力输出装置出力端连接, 标准力传感器安装在加载架上, 由机械加工定位误差和结构受力形变等因素, 将导致标准力传感器轴线与旋翼天平中心轴线产生夹角, 使实际加载力产生误差, 其引入不确定度 $u(\alpha)$ 按 B 类不确定度评定方法。按照一般的机械加工工艺, 计算结构受力形变量, 结合工程角度的考虑, 将轴线夹角极限误差估算为 1°。误差限 $\Delta = 1 - \cos(1^\circ) = 1.5 \times 10^{-4}$ 。其允许误差范围内的概率分布为投影分布, 半宽度 $a = \Delta/2 = 0.75 \times 10^{-4}$, 包含因子 k 取为 10/3, 则

$$u(\alpha) = \frac{a}{k} = \frac{0.75 \times 10^{-4}}{10 \div 3} = 0.23 \times 10^{-4}$$

3.2.3 力值加载时由标准力输出装置的加载轴线与旋翼天平中心轴线夹角引入的不确定度 $u(T_x)$

由结构加工精度和定位误差可能导致标准力输出装的加载轴线与旋翼天平中心轴线存在夹角, 对标准力传感器产生横向分力导致测力误差, 其引入不确定度 $u(\alpha)$ 按 B 类不确定度评定方法。

标准力输出装置安装在基础底座上, 基础底座是用水泥浇铸在旋翼塔基础设施上的, 考虑结构受力变形, 按照一般机械加工和装配工艺所能达到的水平, 标准力输出装置就位角度误差估算为 1°; 此外, 标准力输出装置的加载杆运动轴线与装置安装底座的垂直度误差, 估算为 1°。结合工程角度的考虑, 将标准力输出装置的加载轴线与旋翼天平受力中心轴线的夹角总极限偏差估算为 2°。

查询资料得到标准传感器横向灵敏度与输出灵敏度比是 0.03%。误差限 $\Delta = 0.03 \times 10^{-2} \times \sin 2^\circ = 2.6 \times 10^{-5}$, 半宽度 $a = \Delta/2 = 1.3 \times 10^{-5}$, 其允许误差范围内的概率分布为投影分布, 包含因子 k 取为 10/3, 则

$$u(T_x) = \frac{a}{k} = \frac{1.3 \times 10^{-5}}{10 \div 3} = 0.39 \times 10^{-5}$$

3.2.4 标准力输出装置的不稳定性引入的不确定度 $u(\delta_F)$

在加载过程中,标准力输出装置控制系统的不稳定性会带来测量的不确定度分量。单套标准力输出装置的不稳定性误差 ± 5 N, 合计误差限 $\Delta = \pm (5/20) \times 10^{-3} = \pm 2.5 \times 10^{-4}$, 半宽度为 2.5×10^{-4} , 其允许误差范围内的概率分布为均匀分布, 包含因子 k 取 $\sqrt{3}$, 则

$$u(\delta_F) = \frac{a}{k} = \frac{5 \times 10^{-4}}{\sqrt{3}} = 1.5 \times 10^{-4}$$

3.3 相对扩展不确定度

升力校准不确定度分量如表1所示。

表1 升力校准不确定度分量表

标准不确定度来源	误差限 Δ	包含因子	标准不确定度
示值重复性	—	—	1.7×10^{-5}
力标准机	$\pm 1 \times 10^{-4}$	$\sqrt{3}$	3.3×10^{-5}
标准力传感器非线性	$\pm 4 \times 10^{-4}$	$\sqrt{3}$	2.3×10^{-4}
标准力传感器输出温度影响	1×10^{-4}	$\sqrt{3}$	0.29×10^{-4}
数据采集系统	3.25×10^{-4}	$\sqrt{3}$	0.94×10^{-4}
传感器轴线与旋翼天平中心轴线夹角	1.5×10^{-4}	10/3	0.23×10^{-4}
力加载轴线与旋翼天平中心轴线夹角	2.6×10^{-5}	10/3	0.39×10^{-5}
标准力输出装置的不稳定性 $u(\delta_F)$	$\pm 2.5 \times 10^{-4}$	$\sqrt{3}$	1.5×10^{-4}

按公式(3)计算得到升力合成标准不确定度评估结果为

$$u_c(F_Y) = 3.6 \times 10^{-4}$$

升力校准的相对扩展不确定度(取 $k=2$)为

$$U(F_Y) = ku_c(F_Y) = 0.072\%$$

3.4 升力加载时对附加力矩干扰影响分析

力值加载时由于机械安装以及加载头受力变形,使力加载轴线与旋翼天平中心轴线存在夹角和平行偏移,均会给被校装置带来附加力矩的干扰。此外,由于升力是由两套标准力输出装置联合产生的,两边力值控制不平衡,也会产生附加力矩。

两边力加载轴线与旋翼天平中心轴线的夹角产生力矩分量较小,而且方向相反大部分可以抵消,数量

级较小可忽略;轴线偏移产生的力矩影响较大,据前文分析,轴线平行偏移极限误差估算为 0.5 mm,此时单个标准力加载产生的最大力矩干扰为 $20 \times 10^3 \times 0.5 \times 10^{-3} = 10$ Nm,两边加载极限力矩偏差为 20 Nm。

两边力值控制不平衡产生的附加力矩取决于力值控制精度及控制稳定性,单套标准力输出装置的不稳定性误差 ± 5 N,两边总力矩偏差极值为 $2 \times 5 \times 0.75 = 7.5$ Nm。

附加力矩影响最大为 $(20 + 7.5)/(30 \times 10^3) = 0.09\%$,因此升力校准时附加力矩的影响优于力矩相对不确定度 0.3% 的指标要求。

3.5 旋翼天平多分量力素测量不确定度评定综合结果

采用 3.1 ~ 3.4 方法依次对多分量气动力(升力、阻力、侧向力)和气动力矩(俯仰力矩、滚转力矩、偏航力矩)的测量不确定度进行了分析评估,结果显示各力素相对扩展不确定度评估结果均达到了技术指标要求。同时分析得知各力素单元加载时,对其它力素的附加干扰影响均符合指标要求。

需要说明的是,文中对于机械加工定位误差和受力形变量取的估算值较大,相对扩展不确定度评估结果有较大余量。

4 结论

经过对旋翼天平原位校准装置的分析,并以升力校准装置为例进行不确定度研究,结果可总结为如下几点:

1) 校准不确定度研究评定工作至关重要,通过梳理各不确定度分量的来源以及总体技术指标的实现路径,有利于各分系统的技术分解(即确定各分系统技术指标和性能要求),也是实现项目核心技术指标的基本保障。

2) 提高校准不确定度的关键在于精细把控原位校准装置研制的工作细节,全面考虑各种可能影响不确定度的因素和影响方式。

3) 某个力素单元校准时,对其它力素的附加干扰影响不能忽略,建议独立分析讨论。

4) 原位校准可获得现场系统级校准的计量特性,然而现场环境带来了一系列影响不确定度的因素,本文的实践工作具有一定的参考价值和现实意义。

参考文献

- [1] 秦海峰. 多分量力的测试与校准技术介绍[J]. 计测技术, 2015, 35(3): 14-18.
- [2] 李培玉, 谭大鹏, 刘端阳, 等. 六分量力传感器及其校准系统[J]. 中国机械工程, 2005, 16(17): 1523-1526.

- [3] 郑红梅, 刘正士, 王勇. 机器人六维腕力传感器标定方法和标定装置的研究[J]. 计量学报, 2005, 26(1): 43-45.
- [4] 秦海峰. 多分量力组合加载校准装置主机结构的技术实现[J]. 计测技术, 2020, 40(1): 61-65.
- [5] 王露晞. 二分量力校准装置的改造实现[J]. 计测技术, 2017, 37(S1): 171-174.
- [6] 王洪博, 李程, 曾吾, 等. 矢量推力模拟加载及测试校准技术研究[J]. 计测技术, 2015, 35(S1): 83-85.
- [7] 张策, 汤斌, 王建强, 等. 基于微小形变测量的旋翼天平高精度测力校准系统[J]. 计测技术, 2020, 40(2): 38-42.
- [8] 薛战军. 力传感器的校准及测量不确定度评定[J]. 计测技术, 2017, 37(S1): 223-227.
- [9] 刘正士. 机器人六分量腕力传感器加载试验台系统误差分析[J]. 计量学报, 1998, 19(1): 44-50.
- [10] 付立悦, 宋爱国. 六维力传感器静态标定系统误差分析[J]. 计量学报, 2019, 40(3): 295-299.
- [11] 国家国防科技工业局. JJF 20-2012 多分量测力仪校准规范[S]. 2012.
- [12] 中国人民解放军总装备部. GJB 2244A-2011 风洞应变天平规范[S]. 2011.
- [13] AIAA R-091-2003 Calibration and Use of Internal Strain Gage Balances with Application to Wind Tunnel Testing[S]. 2003.

收稿日期: 2020-11-04

基金项目: 国家“十三五”技术基础科研项目(JSJL2016205B003)

作者简介

汤斌(1982-), 男, 江西抚州人, 高级工程师, 主要从事大型试验系统综合计量校准, 以及计量测试辅助装置方面的研究。

