

DOI: 10.13382/j.jemi.B2508328

对接性能测试台惯量原位校准测量技术研究*

李洪美¹ 倪博² 赵继亮³

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司 上海 201306; 2. 上海航天技术基础研究所 上海 201109;
3. 上海宇航系统工程研究所 上海 201109)

摘要:用于探月工程对接机构地面对接性能试验的对接性能测试台(性能台),其运动模拟器的惯量值会影响地面试验数据的准确性,由于性能台运动模拟器质量、惯量需与飞行器完全一致,因此对惯量开展原位校准测量具有重要的现实意义。首先基于附加质量配重的弹簧振子法建立了运动模拟器的运动振动方程和转动惯量原位校准方法;其次基于 SimMechanics 软件工具箱搭建了运动模拟器附加质量配重前后的运动模型并仿真出两个模型的振动周期,根据理论模型和仿真出的振动周期计算出仿真惯量,验证了理论算法的正确性;最后,基于音圈电机和限位机构组建校准装置对运动模拟器进行原位校准试验以及试验的主要误差来源分析。实验结果表明,3个轴的惯量校准结果与理论值的偏差均不大于5%,装置引起的测量误差小于2.5%,小于运动模拟器最大允许误差的1/4,该校准装置能够解决性能台运动模拟器惯量校准的难题。

关键词:对接性能测试台;原位校准测量;惯量;SimMechanics

中图分类号: TB93; TN06; V441A **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.40

Research on in-situ calibration testing technology for inertia of docking performance testing platform

Li Hongmei¹ Ni Bo² Zhao Jiliang³

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 201306, China; 2. Shanghai Institute of Aerospace Technical Foundation, Shanghai 201109, China; 3. Shanghai Institute of Aerospace Systems Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: The inertia value of the motion simulator of the docking performance testing platform (‘performance testing platform’ for short), applied for docking mechanism ground docking performance tests used in Lunar Exploration Program, can affect the accuracy of ground test data. As the inertia of the motion simulators for the performance test-bed must be exactly the same as those of the spacecrafts which the test-bed simulated, there is the great practical significance to measure the inertia of the motion simulators in-situ. In this paper, the motion vibration equation and in-situ calibration method of rotational inertia for the motion simulators is firstly investigated based on the additional mass spring oscillator method. Secondly, the mechanism motion models of the motion simulators are built based on SimMechanics Tollbox Software before and after attaching additional counterweights, the vibration periods of the two models are simulated, and the simulation inertia is calculated based on the theoretical model and the simulated vibration periods, verifying the correctness of the theoretical algorithm. Finally, a calibration device based on voice coil motor and limit mechanism is established for in-situ calibration tests of the motion simulator and analyze the main sources of errors in the tests. Experimental results show that the calibration results of the inertia of the three axes have a deviation of no more than 5% compared to the theoretical values, and the measurement error caused by the device is less than 2.5%, which is less than 1/4 of the maximum permissible error of the motion simulators. The results indicate that the calibration device can solve the problem of inertia calibration for the motion simulators of the performance testing platform.

Keywords: docking performance testing platform; in-situ calibration testing; inertia; SimMechanics

0 引言

我国的探月工程分“绕、落、回”三步开展研制实施。探月工程三期的目标是实现月面无人自动采样返回,并开展月面就位探测和月球样品地面分析研究样^[1-3]。在探月三期任务中,需要通过对接机构将上升器与轨返组合体进行对接^[4]。探月三期所用的对接机构采用机电一体化思想,利用主动柔顺碰撞力控制技术,实现了完整的主动柔顺控制对接,该技术为航天器提供了更好的对接适应性和能力,同时减小了对接过程中的对接冲击力^[5]。由此可见,对接机构在探月三期任务中扮演着重要的角色。

为了检验对接机构工作的可靠性,研制了对接机构对接性能测试台(简称“性能台”),用于提供进行地面试验研究和试验验证的条件,开展对接、保持、样品转移和分离等全过程的地面试验^[6-7]。

性能台的运动模拟器通过气浮悬浮于大理石平台上,其质量、惯量完全模拟飞行器实际状态,因此可以实现在地面上模拟飞行器对接、分离等试验的功能。运动模拟器如果惯量误差过大,会严重影响对接试验的结果,从而造成试验数据的失真。对于性能台的运动模拟器惯量值的校准,缺乏有效的方法和手段,目前是通过理论计算和仿真分析,结合产品前期大量试验数据进行比对推算得到的“理论值”。由于运动模拟器是个复杂的机构系统,建模涉及零件多,零件之间运动关系复杂,造成的误差难以估计。采用理论计算或者零部件分开进行惯量测试的方法,无法真实有效地获得运动模拟器在地面试验中实际的惯量值。

因此开展性能台运动模拟器转动惯量的原位校准测量技术的研究,可以有效解决对接机构为代表的航天器复杂结构机构及其试验设备的原位校准需求,也可为卫星平台、航空发动机等高端装备关键参数现场测试提供技术支撑,有着极为重要的现实意义。

国内外对于大型复杂结构特别是航天器结构件的惯量校准,大都采用质量特性综合测试设备。美国国家航空和航天局(national aeronautics and space administration, NASA)哥达德空间飞行中心使用的质心/转动惯量/惯性积三合一综合测试设备可进行质心、惯量和惯性积的一体化测试^[8],美国空间电子有限公司生产的大型质心/转动惯量综合测试设备可开展最大质量 7 700 kg 的大型卫星或航天器部件的综合测试,北京卫星工程环境研究所研制的质量/质心/转动惯量综合测试设备实现了航天器一次装卡完成 3 个方向质心和惯量的测试^[9]。

由于被测的运动模拟器通过二维转台与用于实现重力平衡的性能台气浮平台连接,如果采用常规的惯量综

合测试设备进行现场测试,必须将性能台运动模拟器连同气浮平台整体进行测试,然后扣除气浮平台的惯量值,对于测试设备的承载重量要求非常大,而且工程实现难度极高。因此需要在现场构建一个能够进行惯量测试的现场校准装置。

本文采用的惯量现场测量方法是结合性能台自身的结构特点,构建了一套基于弹簧振子的自振频率测试系统,在无法获取运动模拟器结构刚度的条件下通过合理配置附加质量,消除未知的刚度参数,准确获得运动模拟器绕指定轴的转动惯量,实现运动模拟器转动惯量现场校准测试的目的。

1 惯量原位校准测量方案

1.1 性能台运动模拟器总体结构

性能台分为主动端和被动端两个运动模拟器部分,性能台的运动模拟器在试验过程中存在 3 个方向的平动运动和绕 3 个回转轴的转动运动,共有 6 个自由度,通过气足悬浮于大理石平台上,用于实现六自由度的空间失重运动状态的模拟。因此引入了分别绕 Z、Y、X 轴(参照试验台坐标系)的偏航转动惯量、俯仰转动惯量和滚转转动惯量^[10]。性能台运动模拟器结构示意图如图 1 所示。

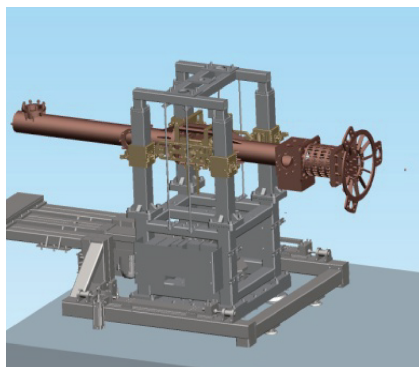


图 1 性能台运动模拟器结构示意图

Fig. 1 The structural representation of the motion simulator of the performance testing platform

1.2 运动模拟器惯量测量原理

由于性能台运动模拟器整体质量和结构尺寸非常大(主动端超过 2 000 kg),且结构复杂、质量分布不均匀,与性能台主体结构连接无法单独拆卸进行转动惯量测量,必须选择适合原位测量且不影响性能台正常使用的测量技术。

测定转动惯量常用的方法主要有复摆法、三线摆法、落体法、扭摆法、弹簧振子法等^[11-15]。其中复摆法、落体法仅适合结构简单的回转体,对本文被测对象不

适用。三线摆法、扭摆法、弹簧振子法均可进行复杂结构的惯量测试。三线摆法需要在被测结构上方固定吊架,为保证三线摆做简谐振动,其扭转角度必须小于 5° ,微角度摆动下精确测量摆动周期难度较大^[16]。扭摆法需要在被测结构质心附近分别沿回转轴方向放置用于扭振的扭杆^[17],对于要进行3个轴的惯量测试,其实现难度也较复杂。弹簧振子法需要被测结构绕质心进行自由激振,沿回转轴切线方向布置弹簧振子^[18]。被测的运动模拟器其设计的质心位置正好处于能够实现俯仰和滚转运动的二维转台位置^[5],在其端部也便于设计工装实现沿回转轴切线方向的激振。因此综合考虑,采用弹簧振子法是实现运动模拟器惯量现场校准测试的解决途径。

本文结合性能台的机械结构布局、结构特性以及安装场地的实际情况,研制运动模拟器转动限位机构,在对运动模拟器绕某一指定轴转动惯量校准过程中能够限制其在其他自由度的运动,采用基于音圈电机的弹簧振子法实现对其转动惯量的原位校准测量。

以运动模拟器俯仰自由度为例来说明俯仰惯量的原位校准。性能台俯仰运动由二维转台和伺服电机控制。俯仰摩擦力较小,可以忽略不计。俯仰惯量的测量主要基于弹簧振子法进行测量。图2所示为弹簧振子法测量运动模拟器俯仰转动惯量的示意图。

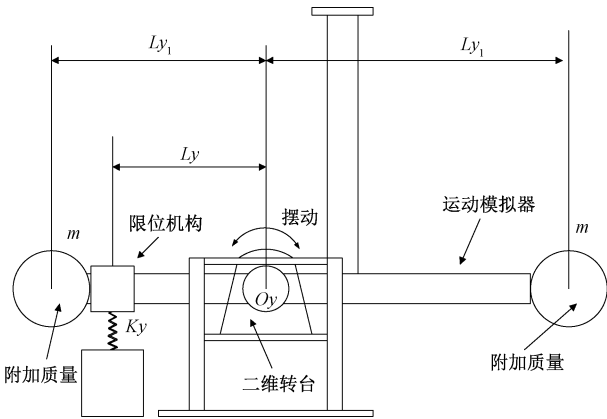


图2 俯仰转动惯量原位校准示意图

Fig.2 Schematic diagram of in-situ calibration of pitch inertia

运动模拟器整个系统的质心位置设置在二维转台垂直轴线上,在被动段模拟器一端安装弹簧,则可将模拟器视为一个单自由度弹簧振子系统,可以控制模拟器作 $\pm 5^\circ$ 范围内的俯仰运动,基本满足微幅振动条件。系统的俯仰运动振动方程为:

$$J_y \ddot{\theta}_y + C_y \dot{\theta}_y + K_y L_y^2 \theta_y = 0 \quad (1)$$

式中: J_y 为整个模拟器绕轴线 O_y 的俯仰转动惯量; C_y 为

系统俯仰运动的阻尼系数; K_y 为产生俯仰振动的弹簧线刚度; L_y 为弹簧至回转轴线 O_y 的水平距离; θ_y 为模拟器俯仰运动的角位移。

由于二维转台摩擦力导致的阻尼较小,在一定阻尼比范围内,忽略空气阻力和空气摩擦阻力,可简化式(1)中的阻尼系数^[19],其无阻尼自由振动方程为:

$$J_y \ddot{\theta}_y + K_y L_y^2 \theta_y = 0 \quad (2)$$

求解式(2)的自由振动方程,可得:

$$\theta = \theta_{0y} \sin\left(\sqrt{\frac{K_y L_y^2}{J_y}} t + \varphi_y\right) \quad (3)$$

式中: θ_{0y} 为角振幅; φ_y 为初相位;固有频率 $\omega_y = \sqrt{K_y L_y^2 / J_y}$ 。

可知模拟器俯仰转动惯量 J_y 与模拟器的振动周期 T_y 之间的关系为:

$$T_y = 2\pi / \omega_y = \frac{2\pi}{L_y} \sqrt{J_y / K_y} \quad (4)$$

由于弹簧刚度 K_y 不易测准,不仅会带来很大的误差,而且难以有效溯源。为求得转动惯量 J_y 的值,本项目同样采取附加质量配重的方法:在模拟器构件支撑框架上(或配重装置上)附加配重,将4块相同形状的标准质量块两两一组分别置于构件支撑框架相对转轴线 O_y 的水平距离处(图2),根据转动惯量平行轴定理,可知模拟器构件增加的转动惯量为:

$$\Delta J_y = 4 \sum_{i=1}^4 \Delta J'_i + (m_1 + m_2) L_{y1}^2 + (m_3 + m_4) L_{y2}^2 \quad (5)$$

式中: $m_i (i=1, \dots, 4)$ 为标准质量块质量; $\Delta J'_i$ 为标准质量块绕自身回转轴的转动惯量; L_{y1} 和 L_{y2} 为标准质量块相对转轴线 O_y 的水平距离。

保持系统刚度一致,即 K_y 不变的情况,则振动方程为:

$$(J_y + \Delta J_y) \ddot{\theta}_y + K_y L_y^2 \theta_y = 0 \quad (6)$$

测得系统振动的固有频率 ω'_z :

$$\omega'_y = \sqrt{K_y L_y^2 / (J_y + \Delta J_y)} \quad (7)$$

对应的构件自由振动的振动周期 T'_z :

$$T'_z = \frac{2\pi}{\omega'_z} = \frac{2\pi}{L_y} \sqrt{\frac{J_y + \Delta J_y}{K_y}} \quad (8)$$

联立式(4)和(8),消去 K_y ,可得模拟器的俯仰转动惯量:

$$J_y = \frac{T_y^2}{T'^2_z - T_y^2} \Delta J_y \quad (9)$$

从式(9)可知,俯仰转动惯量只与模拟器构件增加的转动惯量 ΔJ_y ,模拟器的振动周期 T_y ,模拟器构建增加后的振动周期 T'_y 有关,而上述值可以进行精确测量,从而测量出被动端模拟器的俯仰惯量。

2 惯量测量仿真试验

2.1 模型搭建与仿真

为了验证测量原理的可行性,本文基于 SimMechanics^[20-21],搭建仿真模型和附加配重后的仿真模型,在上述仿真模型中,采用弹簧振子驱动运动模拟器,从而仿真出基于上述测量原理建立的附加质量配重前后的两个模型的振动周期。

运动模拟器基于 SimMechanics 搭建仿真模型如图 3 所示。仿真的环境为失重无摩擦环境,假设被动端绕着 Y 轴转动惯量为 $160 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,弹簧至回转轴 O_y 的水平距离 $L_y = 500 \text{ mm}$,并在 SimMechanics 模型中进行设置,如图 4 所示。

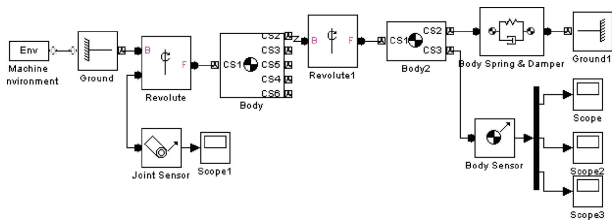


图 3 运动模拟器 SimMechanics 模型

Fig.3 SimMechanics model of motion simulator

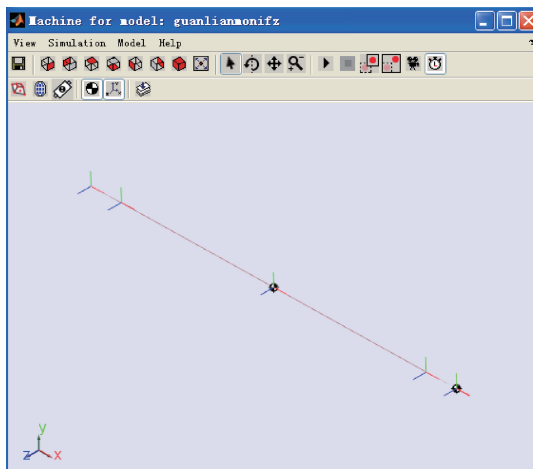


图 5 运动模拟器模型仿真过程

Fig.5 The simulation process of the SimMechanics model

2.2 附加配重后的模型搭建与仿真

附加配重后的被动端模拟器基于 SimMechanics 搭建仿真模型如图 7 所示。

在 SimMechanics 模型中(图 7),在距离 Y 轴 $L_{y1} = L_{y2} = 500 \text{ mm}$ 处设置 4 处配重块,配重块质量 $m = 40 \text{ kg}$,附加惯量 $\Delta J' = 1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,每个配重块通过“body”模块进行仿真模拟,设置如图 8 所示。

附加配重块后被动端 SimMechanics 模型弹簧刚度等设置和未加配重块的仿真模型完全相同。仿真过程如图 9 所示。

仿真完成后,通过 MATLAB 读取运动模拟器末端点 X、Y、Z 3 个方向的坐标值,如图 10 所示。求得 $T'_y = 1.6384 \text{ s}$ 。

2.3 附加配重后的模型搭建与仿真

根据式(9)计算模拟器俯仰转动惯量,求解出模拟器构件增加的转动惯量为:

$$\Delta J_y = 4(\Delta J' + m \cdot L_{y1}^2) = 44 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

根据上述仿真,可知:

$$T_y = 1.451 \text{ s}, T'_y = 1.6384 \text{ s};$$

$$J_y = \frac{T_y^2}{T_y'^2 - T_y^2} \Delta J_y = 160.039 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

惯量测量相对误差为:

$$(160.039 - 160) / 160 \times 100\% = 0.0243\%$$

可见仿真惯量与预设惯量基本一致,验证了理论算法的正确性。

3 惯量原位校准测试装置研制

本文选用合适的弹簧振子构建摆动激励单元使运动模拟器绕指定轴摆动,进行转动惯量测量中摆动周期参

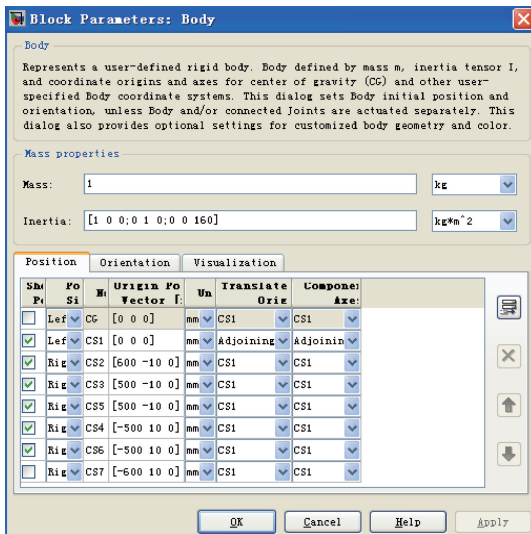
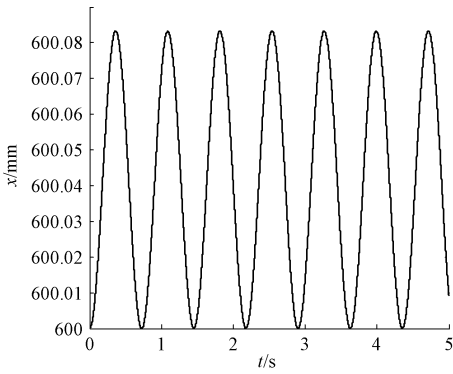


图 4 运动模拟器惯量值设置

Fig.4 The setting of inertia of motion simulator

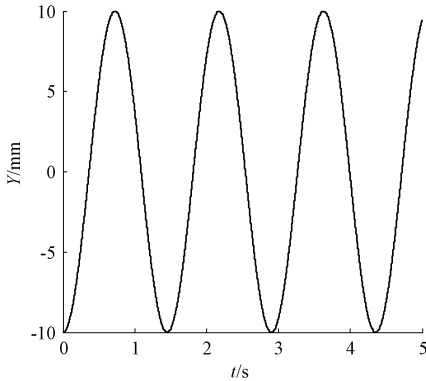
运行图 3 模型,通过 MACHINE FOR MODEL 得到的仿真过程如图 5 所示。

仿真完成后,通过 MATLAB 读取运动模拟器末端点 X、Y、Z 3 个方向的坐标值,如图 6 所示。求得 $T_y = 1.451 \text{ s}$ 。



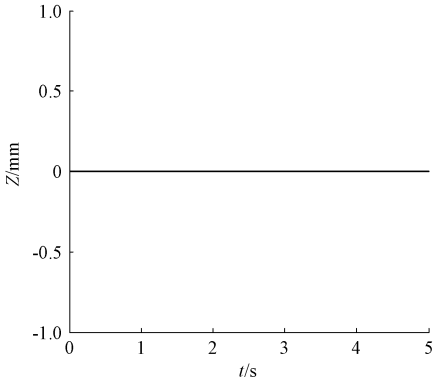
(a) X方向坐标值

(a) X-axis coordinate value



(b) Y方向坐标值

(b) Y-axis coordinate value



(c) Z方向坐标值

(c) Z-axis coordinate value

图 6 末端点坐标值

Fig. 6 The coordinate value of the end point

数的测量;研制与性能台和摆动激励单元配套的限位机构以及附加标准质量块,组建惯量原位校准测试装置。

3.1 摆动激励单元

转动惯量测量中,摆动激励单元是一个关键的技术单元,为保证需要摆动激励单元弹簧振子刚度系数稳定且一致,利用音圈电机力与电流成正比的关系,采用音圈电机进行控制作为电弹簧作为摆动激励单元的校准方案^[22]。

图 11 所示为音圈电机组件结构示意图,包括底座、

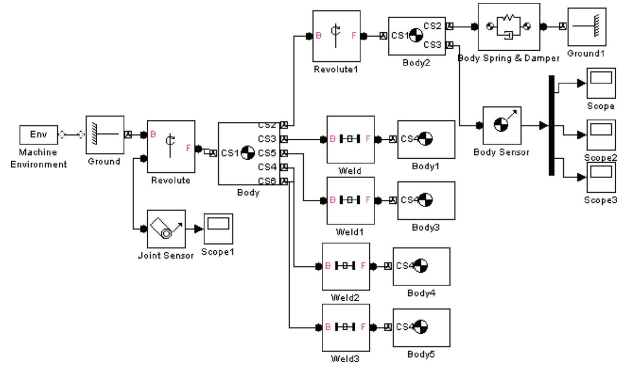


图 7 附加配重后被动端模拟器 SimMechanics 模型

Fig. 7 SimMechanics model of passive end simulator after attaching additional counterweights

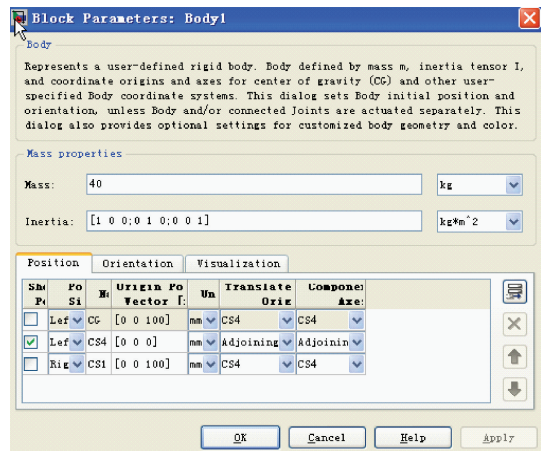


图 8 配重块参数设置

Fig. 8 The setting of counterweights

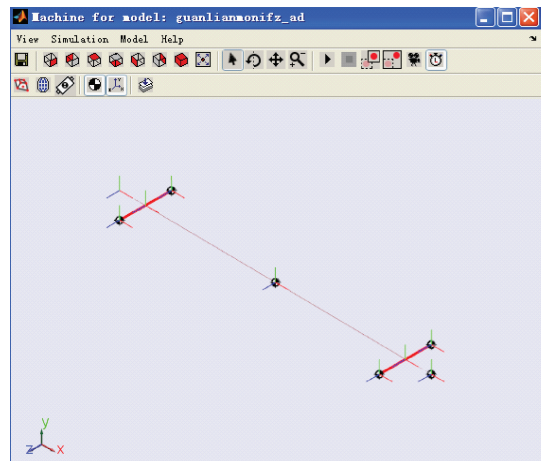
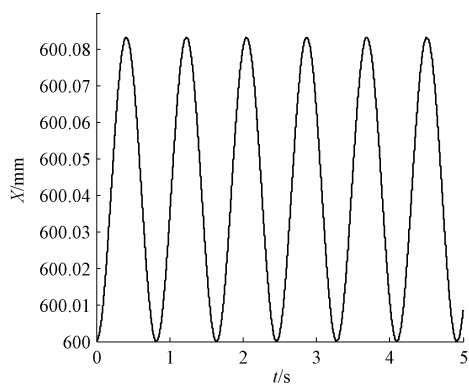


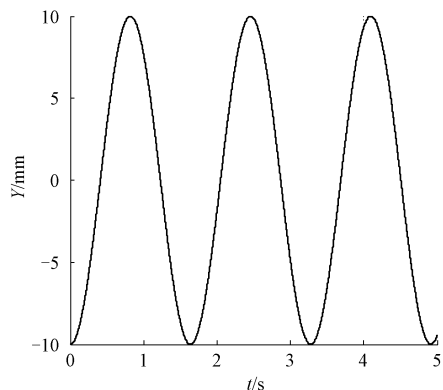
图 9 附加配重后运动模拟器仿真过程

Fig. 9 The simulation process of the SimMechanics model after attaching additional counterweights

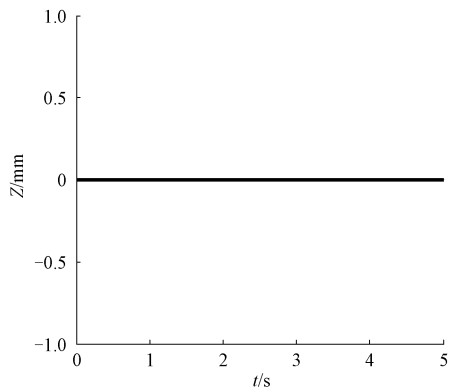
音圈电机、高刚度导轨、运动滑块等。采用音圈电机组成的电弹簧基本控制结构如图 12 所示,包括工控机、控制器、UDI 模块、驱动器以及机械本体。



(a) X方向坐标值
(a) X-axis coordinate value



(b) Y方向坐标值
(b) Y-axis coordinate value



(c) Z方向坐标值
(c) Z-axis coordinate value

图 10 配重后末端点坐标值

Fig. 10 The coordinate value of the end point with counterweights

为了实现偏航、俯仰及滚转 3 个转动惯量的校准,完成 3 个方向的摆动激励,研制水平向和垂向两个自由度控制轴,每个控制轴基本结构为直线电机驱动,直线导轨导向,增量式光栅尺测量反馈,通过闭环控制,实现电弹簧的恒刚度控制。

3.2 限位机构

校准测试装置中限位机构^[23]主要起两个作用:1)对

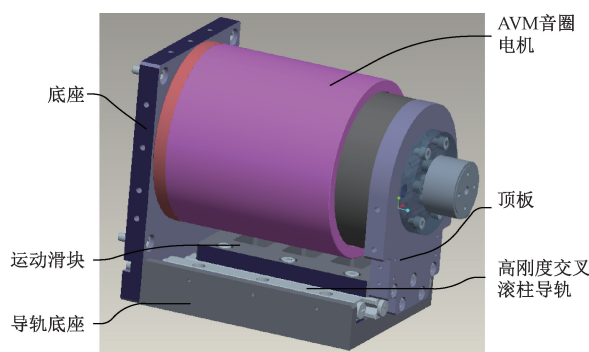


图 11 音圈电机组件结构示意图

Fig. 11 Schematic diagram of voice coil motor component

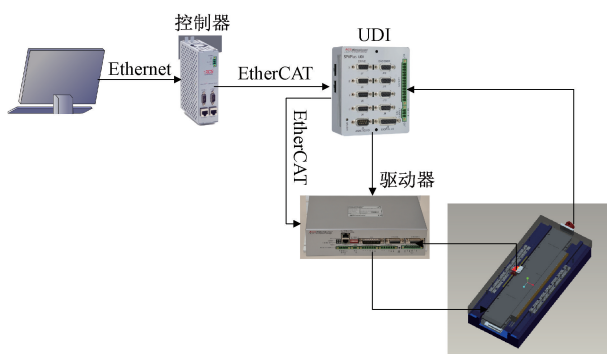


图 12 控制结构示意图

Fig. 12 Schematic diagram of control structure

摆动激励单元的固定和支撑;2)对性能台运动模拟器运动自由度的限制。原位校准时的限位功能由两部分机构实现,一部分是研制的平动限位机构和转动限位机构,另一部分是性能台自身的气浮台、气浮导柱和二维转台。两部分机构结合共同对运动模拟器 5 个自由度运动的限制,使其只进行绕指定回转轴转动,实现对该回转轴转动惯量的校准。

偏航限位机构如图 13 所示,辅助运动模拟器沿着 Z 轴做偏航运动,达到运动限位的功能。

图 14 所示为偏航校准使用的校准工装,由支撑座、夹紧组件、电机安装底板等零部件组成,用于实现运动模拟器小于 5°的偏航摆动。

俯仰和滚转关节的制动依靠性能台本身的锁紧装置以及二维转台制动来实现。音圈电机组件通过连接板/连接杆之间设置的关节轴连接在运动模拟器上。如图 15 所示。

3.3 附加标准质量块

附加标准质量块设计成形状规则的圆盘形状,不仅易于加工和计量,同时安装方便,如图 16 所示。箭头方向为计算标准质量块自身转动惯量的回转轴方向。附加标准质量块质量特性如表 1 所示。

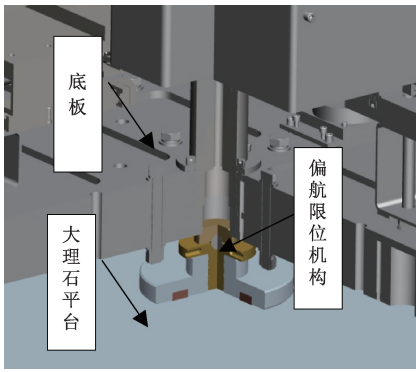


图 13 偏航限位机构示意图

Fig. 13 Schematic diagram of yaw limit mechanism

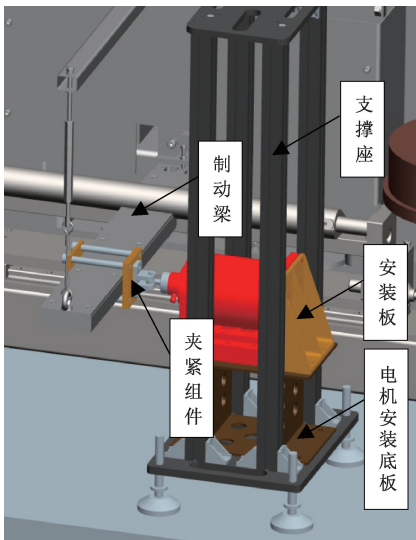


图 14 偏航校准工装示意图

Fig. 14 Schematic diagram of yaw calibration fixture

表 1 附加标准质量块质量特性

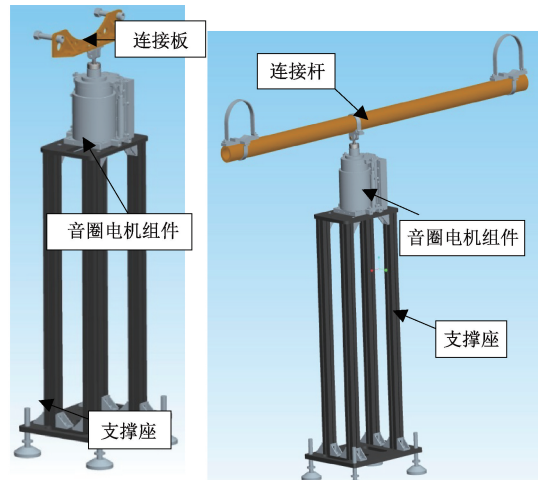
Table 1 Parameters of additional standard weight

编号	#1	#2	#3	#4
质量/g	4 979.38	4 979.08	4 981.29	4 981.92
惯量/($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)	0.027 5	0.026 3	0.027 2	0.027 2

4 惯量原位校准测量试验与误差分析

4.1 惯量原位校准测量试验

使用惯量原位校准测试装置对性能台运动模拟器 3 个轴的惯量进行原位校准。将校准测试装置安装到相应的位置,通过摆动激励单元分别获取附加质量前后的摆动周期,如图 17 所示。每次测量 6 次周期,取 6 次数据的平均值作为测量结果。用高精度测量设备获取附加质量块距离质心的距离 L_i , 计算得到附加的惯量 $\Delta J_i (i = x, y, z)$ 。



(a) 俯仰限位机构
(a) Pitch limit mechanism
(b) 滚转限位机构
(b) Yaw limit mechanism

图 15 俯仰和滚转校准工装示意图

Fig. 15 Schematic diagram of pitch and roll calibration fixture

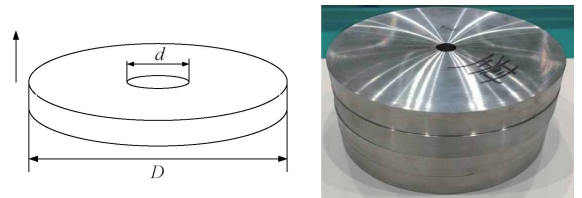
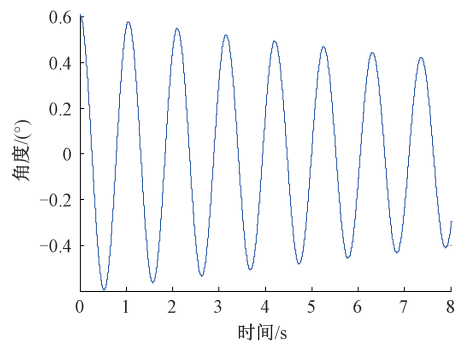


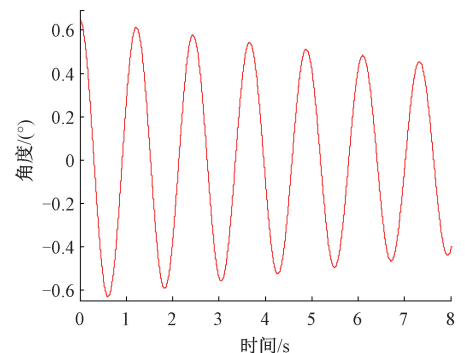
图 16 附加标准质量块示意图

Fig. 16 Schematic diagram of additional standard weight



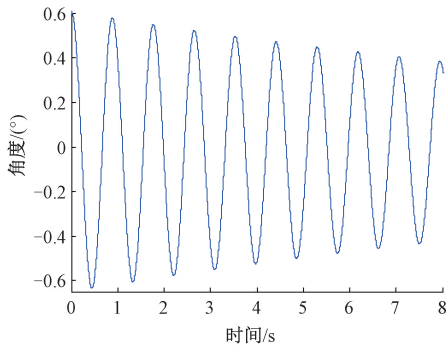
(a) 偏航惯量测量(未加质量块)

(a) Yaw inertia testing without additional standard weight



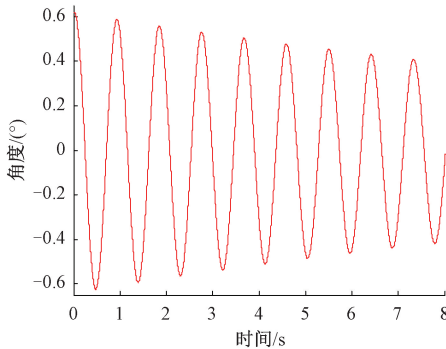
(b) 偏航惯量测量(附加质量块)

(b) Yaw inertia testing with additional standard weight



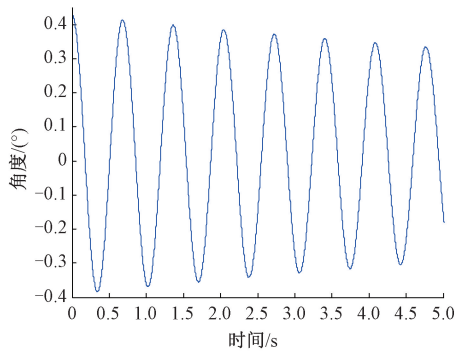
(c) 俯仰惯量测量(未加质量块)

(c) Pitch inertia testing without additional standard weight



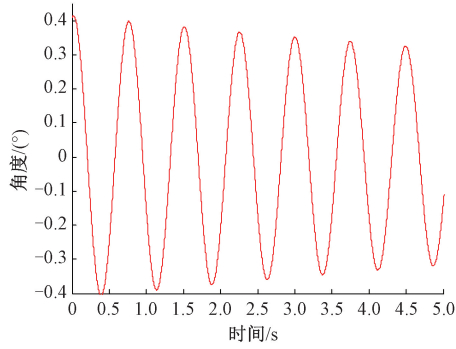
(d) 俯仰惯量测量(附加质量块)

(d) Pitch inertia testing with additional standard weight



(e) 滚转惯量测量(未加质量块)

(e) Roll inertia testing without additional standard weight



(f) 滚转惯量测量(附加质量块)

(f) Roll inertia testing with additional standard weight

图 17 附加质量前后的摆动周期

Fig. 17 Excitation period before and after adding mass weights

摆动周期测量数据如表 2 所示。

表 2 摆动周期测量数据

Table 2 Values of excitation period (s)

转动轴	X(滚转)		Y(俯仰)		Z(偏航)	
	T_x	T'_i	T_x	T'_i	T_x	T'_i
1	0.674	0.738	0.888	0.928	1.052	1.155
2	0.675	0.738	0.889	0.928	1.053	1.155
3	0.675	0.739	0.889	0.928	1.053	1.156
4	0.675	0.739	0.889	0.928	1.053	1.156
5	0.675	0.739	0.889	0.928	1.053	1.157
6	0.676	0.739	0.889	0.929	1.054	1.157
平均值	0.675	0.738	0.889	0.928	1.053	1.156
标准差	6.32×10^{-4}	5.16×10^{-4}	4.08×10^{-4}	4.08×10^{-4}	6.32×10^{-4}	8.94×10^{-4}

测量数据和 3 个轴的惯量理论值 $J_{Ri}(i=x,y,z)$ 的比较如表 3 所示。其中理论值是通过性能台运动模拟器理论计算和仿真分析并结合产品前期大量试验比对推算得到的。

表 3 测量数据和理论值比较

Table 3 Comparison between measured data and theoretical values

转动轴	X(滚转)	Y(俯仰)	Z(偏航)
T_i/s	0.675	0.889	1.053
T'_i/s	0.739	0.928	1.156
$\Delta J_i/(kg \cdot m^2)$	41.990	13.366	34.309
$J_i/(kg \cdot m^2)$	211.41	149.06	167.19
$J_{Ri}/(kg \cdot m^2)$	210	145	170
偏差/%	-0.67	-2.72	1.68

试验数据表明,3 个轴的转动惯量校准数据和理论值相比偏差均不大于 $\pm 5\%$,性能台对于惯量理论值的最大允许误差为 $\pm 10\%$,校准测试试验数据表明运动模拟器的惯量值符合设计要求。

4.2 校准测试装置的误差分析

根据惯量误差的计算公式,惯量的误差的来源主要是由摆动周期的读数误差、附加质量特性的测量误差、校准测试装置激振过程中阻尼引起的误差导致的。

1) 摆动周期的读数误差

(1) 摆动激励单元音圈电机制造和控制精度以及频率测量精度引入的测量误差,根据产品技术指标,其误差可以控制在 0.01% 以内。符合均匀分布。则有:

$$\delta_1(T_i) = 0.01\% / \sqrt{3} \approx 0.0058\%$$

(2) 摆动周期测量时,由于音圈电机与运动模拟器支承部件、二维转台角度位置偏差,导致摆动轴法线与回转轴法线不重合引起摆动周期测量误差,具体为:

$$\delta_\alpha = \frac{\Delta L}{L} = \frac{L - L \cos \alpha}{L} = 1 - \cos \alpha \quad (10)$$

式中： α 为音圈电机推杆行程方向与垂直于运动模拟器支承部件的法线之间夹角； δ_α 为水平距离 L 的相对减小量。摆动周期 T 与音圈电机推杆中心至回转轴线的水平距离 L 成正比。经实测， $\alpha \leq 2^\circ$ ，误差符合投影分布 $k=10/3$ ，其误差为：

$$\delta_2(T_i) = \frac{\delta_\alpha}{k} = \frac{3(1 - \cos 2^\circ)}{10} \approx 0.018\%$$

(3) 摆动周期重复性引入的测量误差如下式：

$$\delta_3(T_i) = S(T_i)/T_i |_{\max} \quad (11)$$

摆动周期的整体读数误差为：

$$\delta(T_i) = \sqrt{\delta_1^2(T_i) + \delta_2^2(T_i) + \delta_3^2(T_i)} \quad (12)$$

代入表3数据，摆动周期读数误差导致的惯量测量误差如表4所示。

表4 摆动周期读数误差引入的惯量测量误差

Table 4 Inertia measurement error caused by reading error of excitation period (%)

转动轴	X(滚转)	Y(俯仰)	Z(偏航)
$\delta(T_i)$	0.096	0.050	0.063
$\delta(T'_i)$	0.072	0.048	0.080
$\delta_1(J_i)$	1.99	2.31	1.64

2) 附加质量特性的测量误差

标准质量块附加的转动惯量由加工工艺决定，经上级计量机构标定，查阅证书可知其扩展不确定度为 $U_{rel} = 0.5\%$ ， $k=2$ 。符合均匀分布，其惯量测量误差为：

$$\delta_2(J_i) = \delta(\Delta J_i) = 0.5\%/2 = 0.25\%$$

3) 校准测试装置激振过程中阻尼引起的误差

本文的测量模型是在小阻尼近似无阻尼频率状态下得到的，一般在阻尼比 $\zeta < 0.1$ 时可以忽略其影响，如果无法忽略，实际测得的振动周期 T_y 是阻尼周期^[19]，由图17可见，测得的周期信号有明显的衰减现象，因此必须把测到的阻尼周期转换成无阻尼周期 T_{yn} ：

$$T_{in} = T_i \sqrt{1 - \zeta_i^2} \quad (13)$$

$$T'_{in} = T'_i \sqrt{1 - \zeta_i'^2}$$

将其代入式(9)，可得：

$$J_i = \frac{T_{in}^2}{T_{in}^2 - T_{in}^2} \Delta J_i \quad (14)$$

为了求得阻尼比，将两次“惯量-摆动周期”测量换成等效振幅比，再用对数衰减率公式反算阻尼比 ζ ，可得近似的阻尼比计算公式^[24-25]：

$$\zeta_i = \frac{\ln(J'_i/J_i)}{4\pi(T'_i/T_i - 1)} \quad (15)$$

结合式(13)、(14)，可得阻尼引起的误差公式：

$$\delta_3(J_i) = J_{in} - J_{ii} = 1 - \left(\frac{T'_i \cdot T_{in}}{T_i \cdot T'_{in}} \right)^2 \quad (16)$$

代入表3数据，阻尼引起的惯量测量误差如表5所示。

表5 阻尼引入的惯量测量误差

Table 5 Inertia measurement error caused by damping

转动轴	X(滚转)	Y(俯仰)	Z(偏航)
ζ_i	0.152	0.156	0.152
ζ'_i	0.155	0.159	0.154
$\delta_3(J_i)/\%$	0.09	0.11	0.07

因此，惯量的最大整体测量误差为：

$$\delta(J_i)_{\max} = \sqrt{\delta_1^2(J_i) + \delta_2^2(J_i) + \delta_3^2(J_i)} |_{\max} \approx 2.32\%$$

可见校准测试装置的测量误差小于运动模拟器最大允许误差的1/4，满足现场校准测试的要求。

5 结论

转动惯量参数对于大型复杂结构的飞行器姿态运动控制有着重要的意义。本文为了对性能台惯量的原位校准测量技术进行研究，采用弹簧振子法建立了原位测量的理论方法，基于SimMechanics搭建了运动模拟器附加质量前后的机构模型，通过软件仿真考察了在相同弹簧刚度下两个模型的振动周期并计算出仿真惯量，验证了理论算法的正确性。

通过组建的校准装置对运动模拟器进行原位校准试验，获取了运动模拟器3个轴的转动惯量值。结果表明该校准装置能够解决性能台运动模拟器惯量校准的难题，确保对接机构地面试验数据的真实有效。该测量技术也可以应用到航空航天发动机、飞行运动模拟器、卫星载荷等其他型复杂结构机构及其测试设备的原位校准中。

参考文献

[1] 杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现[J]. 中国科学: 技术科学, 2015, 45(2):111-123.
 YANG M F, ZHANG G, ZHANG W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program [J]. Science China Technological Sciences, 2015, 45(2):111-123.

[2] 叶培建, 黄江川, 孙泽洲, 等. 中国月球探测器发展历程和经验初探[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(6): 543-558.
 YE P J, HUANG J CH, SUN Z ZH, et al. The process and experience in the development of Chinese lunar probe[J]. Science China Technological Sciences, 2014, 44: 543-558.

[3] 于登云, 吴学英, 吴伟仁. 我国探月工程技术发展综述[J].

- 深空探测学报, 2016, 3(4): 307-314.
- YU D Y, WU X Y, WU W R. Review of technology development for Chinese lunar exploration program[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(4): 307-314.
- [4] 张玲瑄, 邵济明, 邹怀武, 等. 弱撞击式对接机构力传递及运动性能分析与优化[J]. 载人航天, 2015, 21(5): 462-467.
- ZHANG L X, SHAO J M, ZOU H W, et al. Analysis and optimization of force transmissibility and kinematic performance of low impact docking mechanism [J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(5): 462-467.
- [5] 巩雅楠. 空间弱撞击对接机构半物理仿真实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- GONG Y N. Research on the experiment of HIL simulator for low impact docking mechanism [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.
- [6] 倪博, 翁俊, 罗晓平. 弱撞击式对接机构对接性能试验台六维力测量单元在线校准技术研究[J]. 计测技术, 2017, 37(4): 31-35.
- NI B, WENG J, LUO X P. Study of in-situ calibration of six-dimension force measurement units for LIDM docking performance test-bed [J]. Metrology and Measurement Technology, 2017, 37(4): 31-35.
- [7] NI B, ZHAO J L, LI H B, et al. Research on in-situ calibration technology of six-dimension force sensor for LIDM docking performance test-bed[C]. Proceedings of 2018 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2018: 1366-1370.
- [8] ROSS B P, MCLEOD C. Upgrade of the goddard space flight center's mass properties measuring facility [C]. 23rd Space Simulation Conference Proceedings, 2004.
- [9] 王洪鑫, 徐在峰, 赵科, 等. 航天器质量特性测试技术新进展[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(2): 171-174.
- WANG H X, XU Z F, ZHAO K, et al. Recent advances of mass property measuring technology for spacecraft[J]. Space Environment Engineering, 2011, 28(2): 171-174.
- [10] QJ 2258A-2001 航天器质量特性测试方法[S]. 北京: 中国航天标准化研究所, 2002.
- QJ 2258A-2001 Measure methods for mass characteristic of spacecraft[S]. Beijing: China Astronautics Standards Institute, 2002.
- [11] 赵岩, 张晓琳, 王军等. 非线性阻尼条件下物体转动惯量测量研究[J]. 振动与冲击, 2012, 31(21): 37-40.
- ZHAO Y, ZHANG X L, WANG J, et al. Measurement of a moment of inertia of a sample piece under nonlinear damping condition[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(21): 37-40.
- [12] 吴晓. 三线摆法测定转动惯量的计算原理分析[J]. 振动与冲击, 2011, 30(9): 155-156.
- WU X. Analysis on calculational principles of measuring trilinear pendulum's moment of inertia [J]. Journal of Vibration and Shock, 2011, 30(9): 155-156.
- [13] 卓进发. 大型复杂结构转动惯量测量方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- ZHUO J F. Research on measuring method of moment of inertia for large object with complex structures [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.
- [14] 边志强, 唐振刚, 栗双岭, 等. 航天器转动惯量和惯性积的集成一体化测试方法[J]. 航天制造技术, 2017(6): 16-20, 25.
- BIAN ZH Q, TANG ZH G, LI SH L, et al. Research on integration testing method on rotational inertia and product of inertia for spacecraft [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2017(6): 16-20, 25.
- [15] 邓小伟, 余征跃. 未知质心物体转动惯量测量方法探究[J]. 实验室研究与探索, 2025(7): 16-19, 32.
- DENG X W, YU ZH Y. Research on measurement method of object's moment of inertia under unknown center of mass [J]. Research and Exploration in Laboratory, 2025(7): 16-19, 32.
- [16] 王兴福, 葛智勇. 三线摆法与扭摆法测量物体转动惯量之比较[J]. 大学物理实验, 2023, 36(5): 9-13.
- WANG X F, GE ZH Y. Comparison of measuring moment of inertia by tri-linear pendulum and torsional pendulum [J]. Physical Experiment of College, 2023, 36(5): 9-13.
- [17] 汪睿, 鲁承炜, 孙天龙, 等. 基于机器视觉的扭摆法转动惯量测量技术研究[J]. 电子测量技术, 2022, 45(3): 136-145.
- WANG R, LU CH W, SUN T L, et al. Research on moment of inertia measurement technology based on machine vision and torsion pendulum method [J]. Electronic Measurement Technology, 2022, 45(3): 136-145.
- [18] 高永源, 余卓平. 汽车三轴向转动惯量测量方法研究[J]. 同济大学学报(自然科学版), 1997, 25(4): 492-496.
- GAO Y Y, YU ZH P. Method to measure the three axle rotational inertia of vehicle [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 1997, 25(4): 492-496.
- [19] 张智, 凡友华, 蔡加兴, 等. 测定堆石体密度的附加质量法理论分析研究[J]. 地球物理学报, 2015, 58(1): 257-266.

- ZHANG ZH, FAN Y H, CAI J X, et al. Theoretical analysis on density measurement of rockfill body by additive mass method [J]. Chinese Journal of Geophysics, 2015, 58(1): 257-266.
- [20] 薛定宇, 陈阳泉. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用 [M]. 第 2 版. 北京: 清华大学出版社, 2011.
- XUE D Y, CHEN Y Q, System Simulation Technology and Application based on MATLAB/Simulink [M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2011.
- [21] 张立勋, 董玉红. 机电系统仿真与设计 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2006.
- ZHANG L X, DONG Y H, Mechanical and electrical system simulation and design [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006.
- [22] 王帅, 曹玉岩. 音圈电机型快速反射镜的驱动控制系统设计 [J]. 电子测量与仪器学报, 2017, 31(7): 1115-1121.
- WANG SH, CAO Y Y. Design of control system for fast steering mirror driven by voice coil actuator [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2017, 31(7): 1115-1121.
- [23] 韩光宇, 曹立华, 张文豹, 等. 光电经纬仪俯仰轴系限位的设计与实现 [J]. 电子测量与仪器学报, 2014, 28(1): 91-96.
- HAN G Y, CAO L H, ZHANG W B, et al. Design and realization of spacing of electro-optic theodolite pitch axis [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2014, 28(1): 91-96.

- [24] RIND E, BRYANT E L. Design and analysis of a torsion braid pendulum displacement transducer [R]. NASA Sti/recon Technical Report N, 1981.
- [25] SCHMITZ T L, SMITH K S. Mechanical Vibrations: Modeling and Measurement [M]. Newyork: Springer, 2012.

作者简介



李洪美, 2021 年于北京理工大学获得硕士学位, 现为中国航发商用发动机有限责任公司副部长, 主要研究方向为稳态和动态量测试、结构强度测试。

E-mail: axiu1202@163.com

Li Hongmei received her M. Sc. degree from Beijing Institute of Technology in 2021. Now she is a vice minister of AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd. Her main research interests include steady-state testing, dynamic quantity testing and structural strength testing.



倪博(通信作者), 2008 年于同济大学获得学士学位, 2013 年于同济大学获得博士学位, 现为上海航天技术基础研究所研究员, 主要研究方向为力学测试、动态量测试、传感器测试与评估。

E-mail: tongjinibo@aliyun.com

Ni Bo (Corresponding author) received his B. Sc. degree from Tongji University in 2008, and Ph. D. degree from Tongji University in 2013, respectively. He is now a research fellow in Shanghai Institute of Aerospace Technical Foundation. His main research interests include mechanical testing, dynamic quantity testing, and sensor testing & evaluation.