

# 航空发动机推力测量用多分量盒式天平设计综述

马 帅<sup>1</sup>, 黄允祇<sup>1</sup>, 周 磊<sup>1</sup>, 李洪雷<sup>2</sup>

(1. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

**摘要:** 多分量推力测量试验是获取航空发动机飞行推力数据的直接手段, 该技术已经成为航空发动机试验领域的必备关键技术之一。历经多年发展, 结构形式取得了诸多突破。以航空工程为背景, 针对航空发动机推力测量的测试需求, 梳理了多分量盒式天平的技术应用, 总结了单分量盒式天平、3分量盒式天平、6分量盒式天平的结构组成、尺寸大小、材料选择, 分析了不同类型盒式天平中弹性连杆的使用数量和布局形式, 研究了发动机试验时推力载荷的传递路径, 深度对比了不同类型盒式天平的性能参数。在此基础上, 阐述了多分量盒式天平发展的关键技术, 包括降低力学耦合影响、实现小推力精确测量、研发环保推力校准系统和开展多学科联合仿真等技术, 为盒式天平设计提供了新思路。

**关键词:** 推力测量; 盒式天平; 多分量; 应变; 推力校准; 航空发动机

中图分类号: V216.8

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.01.003

## Review of Multi-Component Box Balance for Aeroengine Thrust Measurement

MA Shuai<sup>1</sup>, HUANG Yun-zhi<sup>1</sup>, ZHOU Lei<sup>1</sup>, LI Hong-lei<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** The multi-component thrust measurement test is a direct means of obtaining flight thrust data for aeroengines. This technology has become one of the indispensable key technologies in the field of aeroengine testing. After years of development, many breakthroughs have been made in the structural form of multi-component box balance used for thrust measurement. Targeting the testing requirements for aeroengine thrust measurement in the context of aviation engineering, the technical applications of multi-component box balance are sorted out, the structural composition, size, and material selection of single-component box balances, three-component box balances, and six-component box balances are summarized. The number and layout of elastic connecting rods in different types of box balances are analyzed. The transmission paths of thrust during aeroengine tests are studied. In-depth comparisons of the performance parameters of different types of box balances are conducted. On this basis, the key technologies for developing multi-component box balance are elaborated, including reducing the influence of mechanical coupling, realizing the precise measurement of low thrust, developing environmentally friendly thrust calibration systems, and carrying out multi-disciplinary joint simulation, providing new ideas for box balance design.

**Key words:** thrust measurement; box balance; multi-component; strain; thrust calibration; aeroengine

## 0 引言

飞行推力是航空发动机的主要性能参数之一, 可以通过在地面试车台上进行发动机推力测量直接获得。在空间力系中, 3个轴线方向的力和3个绕轴线方向的力矩使物体保持平衡状态, 处于推力测量试验中的航空发动机也一样。一般推力测量试验只测量和获取发动机的主推力即轴向力, 但当发动机的中心

线与主推力作用线不重合、发动机工作状态出现摆角或者需要通过了解全方向飞行推力数据来对发动机结构进行优化时, 包括轴向力、俯仰力、偏航力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩在内的飞行推力就需要在航空发动机推力测量试验中分别获取, 以全方向测量数据为依托, 便于分析发动机性能, 鉴定其是否符合型号设计规范<sup>[1-3]</sup>。多分量推力测量试验是获取发动机飞行推力数据的直接手段, 已经成为发动机试验领

收稿日期: 2023-08-07 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 马帅(1995), 男, 硕士。

引用格式: 马帅, 黄允祇, 周磊, 等. 航空发动机推力测量用多分量盒式天平设计综述[J]. 航空发动机, 2025, 51(1): 21-32. MA Shuai, HUANG Yunzhi, ZHOU Lei, et al. Review of multi-component box balance for aeroengine thrust measurement[J]. Aeroengine, 2025, 51(1): 21-32.

域的必备关键技术之一,各型发动机在装机使用前,都需要进行多分量推力测量试验等多项考核,考核成功后方能投入使用。

对于航空发动机的多分量推力测量,国内外学者开展了诸多理论研究、技术发展和试验应用。Braman等<sup>[4]</sup>开发了一种简化计算发动机飞行推力的方法;Daniel等<sup>[5]</sup>利用有限元和试验结合的方法研究了超高速风洞的3分量天平特性;Smith等<sup>[6]</sup>设计了用于测量超高速风洞试验中气动力和力矩的6分量应变天平;付尧明等<sup>[7]</sup>研制了适用于矢量喷管试验的6分量天平;Suhariyono等<sup>[8]</sup>对微飞行器动力测量的天平进行了优化设计;李宝等<sup>[9]</sup>验证了其建立的盒式应变天平动力学微分方程的正确性;苗磊等<sup>[10]</sup>为实现飞行器推力矢量测试,设计了由2台6分量应变天平组成的测力装置;Zhao等<sup>[11]</sup>提出了一种基于长短期记忆网络和梯度增强的发动机过渡状态推力估计算法。基于国内外发动机推力测量领域的研究成果,掌握发动机多分量推力测量技术具有重要的战略意义。

本文针对航空发动机推力测量试验领域,概述了多分量盒式天平的技术进展和研究成果,展望了未来多分量推力测量技术的探索方向。

## 1 单分量盒式天平

针对单模块超燃发动机试验需求,研制了由固定板、浮动板、弹性连杆和力传感器构成的单分量盒式天平<sup>[12]</sup>。盒式天平采用腹部支撑方式,只测量发动机的轴向力,设计量程为10 kN。单分量盒式天平如图1所示。

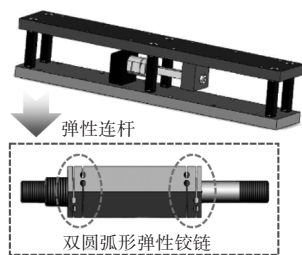


图1 单分量盒式天平

从图中可见,弹性连杆在垂向布置了3组,前中后各2根,在轴向中心处布置了1根。由于弹性连杆两端连接螺纹内侧都加工有双圆弧形弹性铰链,这种结构使得弹性连杆在其中心轴线上具有较大的刚度,在其他方向上的刚度几乎为零,因此,弹性连杆可以保证其中心轴线方向上推力传递和测量的有效性,降低其他方向推力分量对该方向推力的耦合干扰影响<sup>[13]</sup>。当浮动板承受发动机载荷时,俯仰力、轴向力分别通过6根垂向、1根轴向的弹性连杆传递至固定板,俯仰力矩、滚转力矩通过6根垂向的弹性连杆传递至固定板。盒式天平的侧向没有设置弹性连杆,但

考虑到该盒式天平轴向中心上布置了1根弹性连杆,故偏航力和偏航力矩对中心轴向力的测量影响较小。轴向弹性连杆一端与传感器连接,传感器为0~15 kN量程的M CL-Z型力传感器,力传感器的灵敏度为0.1397 mV/kg,在量程范围内相对误差为0.3%。盒式天平长900 mm,宽150 mm,高170 mm。固定板和浮动板材料为铬锰硅合金钢,弹性连杆材料为00Ni18Co8Mo5TiAl。经过静态标定的单分量盒式天平灵敏度为0.1367 mV/kg,相对误差为0.8%。

为满足高马赫数超燃冲压发动机研制的需要,采用压电式推力测量盒式天平在激波风洞中开展了超燃冲压发动机推力测量工作<sup>[14]</sup>。压电式推力测量盒式天平如图2所示。

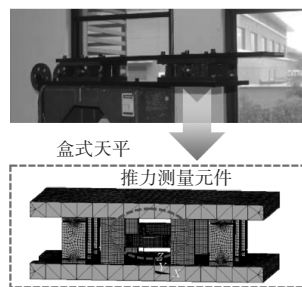


图2 压电式推力测量盒式天平

从图中可见,该研究采用2个单分量盒式天平串联组合,盒式天平也采用腹部支撑方式,只测量发动机约1000 N的轴向力。每个盒式天平垂向布置了2组弹性连杆,前后各3根,轴向两侧布置有2个推力测量元件,推力测量元件的两端为弹性铰链结构,中间为力传感器,形成“弹性铰链-力传感器-弹性铰链”分部式测量结构。当发动机进行试验时,俯仰力通过12根垂向的弹性连杆传递,轴向力通过4个轴向的推力测量元件传递,俯仰力矩、滚转力矩通过12根垂向的弹性连杆传递,偏航力矩通过4个轴向的推力测量元件传递。盒式天平的侧向没有设置弹性连杆,并且推力测量元件位于盒式天平轴向两侧,故与图1的盒式天平相比,偏航力矩对轴向力的测量影响较大。经计算,俯仰力和俯仰力矩对盒式天平轴向力测量结果的干扰系数分别为0.01181、-0.109 mV/N。盒式天平长300 mm,宽200 mm,高100 mm。盒式天平材料为Cr17Ni4Cu4Nb,压电式传感器材料为30CrMnSiA,其中陶瓷片采用正压型PZT-5<sup>[15]</sup>。利用快速卸载的方式对盒式天平组合进行校准,相对误差随着施加载荷的增大而减小,且施加载荷大于5 kg时,相对误差在1%以内。

## 2 3分量盒式天平

为实现全尺寸超燃冲压发动机的自由射流试验,设计了包含定架、动架、弹性连杆、锁紧机构、推力校

准系统等构件的3分量盒式天平<sup>[16]</sup>。发动机实际工作载荷为10 kN轴向力、20 kN俯仰力,盒式天平设计的安全系数较大,设计量程为50 kN轴向力、400 kN俯仰力。3分量盒式天平如图3所示。

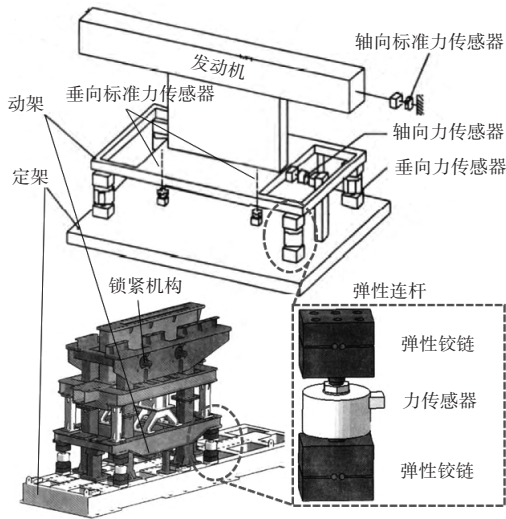


图3 3分量盒式天平

从图中可见,盒式天平共采用5根弹性连杆,其中动架与定架的垂向四周各布置1根,动架轴向中心之后布置1根。每根弹性连杆都为“弹性铰链-力传感器-弹性铰链”分部式测量结构,在受到其轴向中心以外其他方向的推力时,弹性铰链可以在受载方向进行有限角位移和可逆微小弹性形变<sup>[17]</sup>,从而抑制该方向推力的测量干扰。锁紧机构利用液压驱动,通过自定心锥形活塞杆和销轴的锁紧,达到动架与定架在试验前后固定连接的目的。推力校准系统有3组,其中在动架与定架之间布置2组(轴向中心下方的垂向前后各布置1组),发动机轴向中心之后布置1组,均采用液压加载方式提供稳定的推力校准标准力。当发动机进行试验时,俯仰力、轴向力分别通过4根垂向、1根轴向的弹性连杆从动架传递至定架,俯仰力矩、滚转力矩通过4根垂向的弹性连杆从动架传递至定架。由于简化设计时忽略了侧向力,所以盒式天平的侧向没有设置弹性连杆。在进行推力校准时,轴向标准力传感器数值与轴向力传感器数值对应,2组垂向标准力传感器总数值与4组垂向力传感器总数值对应。3分量盒式天平采用钢结构材料。通过综合加载方式进行推力校准,轴向静态标定准度为0.92%,垂向静态标定准度最大为1.76%。

### 3 6分量盒式天平

以中国大飞机项目的半模试验测力需求为技术依托,研发了由浮动框、固定框、弹性连杆构成的整体式6分量盒式应变天平<sup>[18]</sup>。盒式天平在兼顾其他方向推力分量测量要求的同时,还能够满足大俯仰力和大滚转力矩的测量。各方向设计量程依次为2.5 kN轴向力、6 kN偏航力、10 kN俯仰力、4 kN·m滚转力矩、1.5 kN·m俯仰力矩、0.5 kN·m偏航力矩。整体式6分量盒式应变天平如图4所示。

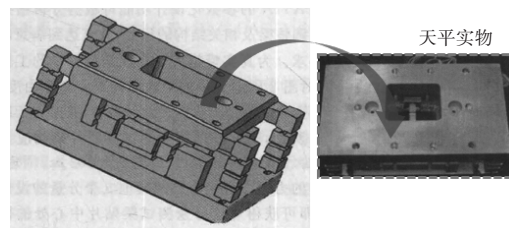


图4 整体式6分量盒式应变天平

从图中可见,盒式天平共使用7根弹性连杆,在固定框与浮动框的垂向四周各分布1根,侧向前后各分布1根,轴向中心分布1根。当浮动框承受发动机载荷时,俯仰力、轴向力、偏航力分别通过4根垂向、1根轴向、2根侧向的弹性连杆传递至固定框,俯仰力矩、滚转力矩通过4根垂向的弹性连杆传递至固定框,偏航力矩通过2根侧向的弹性连杆传递至固定框。盒式天平长400 mm,宽200 mm,高180 mm,整体材料选用30CrMnSiA。静态标定后盒式天平在轴向力、偏航力、俯仰力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩的测量准度依次为0.17%、0.05%、0.06%、0.12%、0.11%、0.28%。

根据小型航空直升机的测试要求,还研制出了测量精度高、维间耦合小、过载保护的6分量盒式应变天平<sup>[19]</sup>。6分量盒式应变天平如图5所示。从图中可见,6分量盒式天平由浮动框、连接板、固定框、弹性连杆、拉压力传感器组成<sup>[20]</sup>。盒式天平设计量程依次为200 N轴向力、200 N偏航力、400 N俯仰力、50 N·m滚转力矩、50 N·m俯仰力矩、50 N·m偏航力矩。盒式天平共使用8根弹性连杆,固定框与浮动框的垂向四周各分布1根,侧向前后各分布1根,轴向两侧各分布1根。每根弹性连杆一端与连接板固定,另一端与拉压力传感器连接。弹性连杆选择力学性能优异的单层十字梁圆杆,在矩形弹性铰链的两端采用双Z形结



构实现过载保护。拉压力传感器为S型,设计量程为500 N。当浮动框承受发动机载荷时,俯仰力、轴向力、偏航力分别通过4根垂向、2根轴向、2根侧向的弹性连杆传递至固定框,俯仰力矩、滚转力矩通过4根垂向的弹性连杆传递至固定框,偏航力矩通过2根侧向的弹性连杆传递至固定框。盒式天平长260 mm,宽260 mm,高117 mm。浮动框、连接板、固定框选用Cr17Ni4Cu4Nb材料,弹性连杆、拉压力传感器则选用00Ni18Co8Mo5TiAl材料。利用砝码式加载力源对盒式天平进行静态标定,各推力分量非线性为0.92%~1.73%,重复性为0.54%~0.87%,各分量维间一次干扰量在3.78%以内。

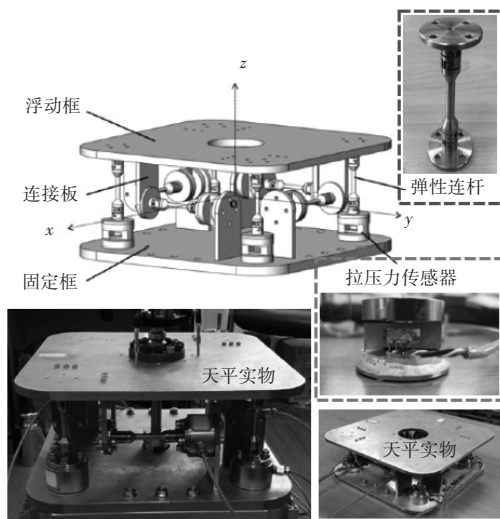


图5 6分量盒式应变天平

对NF-3风洞中的1台6分量盒式天平进行了有限元仿真分析,提出了弹性连杆的改进方案<sup>[21]</sup>。6分量盒式天平如图6所示。

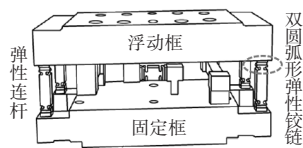


图6 6分量盒式天平

从图中可见,盒式天平由浮动框、固定框和弹性连杆构成。原盒式天平中矩形梁弹性连杆截面长5 mm、宽5 mm,优化后盒式天平采用截面为长9 mm、宽9 mm的双圆弧形弹性铰链的弹性连杆,通过结构优化,降低了俯仰力和俯仰力矩对轴向力的干扰。盒式天平设计量程依次为2 kN轴向力、7 kN俯仰力、0.9 kN偏航力、0.4 kN·m滚转力矩、0.4 kN·m偏航力矩、1 kN·m俯仰力矩<sup>[22]</sup>。浮动框和固定框通过7根弹性连杆连接,其中垂向四周各布置1根,侧向前后各布置1根,轴向中心布置1根。当浮动框承受发动机载荷时,俯仰力、轴向力、偏航力分别通过4根垂向、1

根轴向、2根侧向的弹性连杆传递至固定框,俯仰力矩、滚转力矩通过4根垂向的弹性连杆传递至固定框,偏航力矩通过2根侧向的弹性连杆传递至固定框。盒式天平长200 mm,宽100 mm,高80 mm,材料选用00Ni18Co8Mo5TiAl。以该盒式天平外形尺寸、材料为基础,又衍生出轴向两侧各布置1根、且共8根弹性连杆的盒式天平,其设计量程依次为5 kN轴向力、1.2 kN俯仰力、0.5 kN偏航力、0.8 kN·m滚转力矩、0.3 kN·m偏航力矩、0.3 kN·m俯仰力矩<sup>[23]</sup>。

为了满足航空发动机推力矢量高精度测量的需求,研发了一种结构紧凑的能够实现推力矢量彻底分解的装配式6分量盒式天平<sup>[24]</sup>,如图7所示。

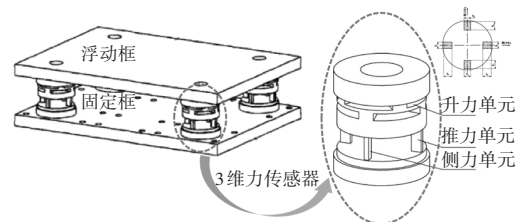


图7 装配式6分量盒式天平

从图中可见,盒式天平结构简单,由浮动框、固定框、3维力传感器组成,浮动框与固定框的垂向四周各分布1个传感器,每个传感器可以测量4900 N轴向力、7840 N俯仰力、3920 N偏航力<sup>[25]</sup>。3维力传感器为圆柱形,分为上下2层,包含升力、推力、侧力3种单元,侧力单元与推力单元并联,再与升力单元串联。推力单元和侧力单元位于下层,每种单元都包含2根短柱,4根短柱在圆周上交又均匀分布;升力单元位于上层,共有8根在圆周上均匀分布的短柱,其中上1层的4根短柱和下层的4根短柱分布角相一致,上2层的4根短柱与上1层的4根短柱周向布局都存在45°夹角。在3维力传感器中,分别通过2根垂向推力单元、2根侧向侧力单元的短柱测得发动机的轴向力、偏航力,通过升力单元上1层与上2层交界处的8根超静定梁测得俯仰力。传感器整体材料为00Ni18Co8Mo5TiAl。静态标定后盒式天平对轴向力、偏航力、俯仰力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩的测量准确度依次为0.042%、0.113%、0.125%、0.31%、0.043%、0.112%。

利用由浮动框、固定框和相互关联的4个高精度3维力传感器装配而成的6分量盒式天平测量分析了其与弹性波纹管的关联特性<sup>[26]</sup>。

为了满足飞行器的研制需求,设计了一种合力分解彻底、各分量干扰小、质量轻、响应快的航空 6 分量盒式应变天平<sup>[27]</sup>,如图 8 所示。

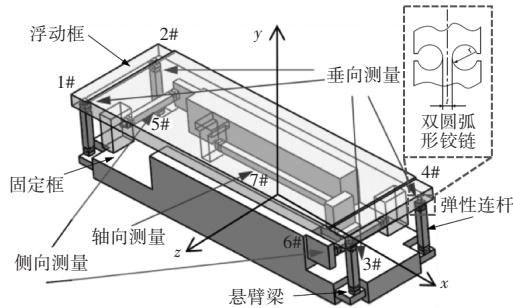


图 8 航空 6 分量盒式应变天平

从图中可见,盒式天平由浮动框、固定框、弹性连杆、悬臂梁构成。盒式天平的设计量程依次为 3000 N 轴向力、1200 N 俯仰力、1600 N 偏航力、550 N·m 滚转力矩、600 N·m 偏航力矩、600 N·m 俯仰力矩。盒式天平共采用 7 根弹性连杆和 7 根悬臂梁,其中浮动框与固定框的垂向四周各分布 1 根,侧向前后各分布 1 根,轴向中心分布 1 根。弹性连杆两端为双圆弧形铰链结构。每根弹性连杆一端与浮动框固定,另一端与固定框上的悬臂梁连接。当浮动框承受发动机载荷时,俯仰力、轴向力、偏航力分别通过 4 根垂向、1 根轴向、2 根侧向的弹性连杆传递至固定框,俯仰力矩、滚转力矩通过 4 根垂向的弹性连杆传递至固定框,偏航力矩通过 2 根侧向的弹性连杆传递至固定框。盒式天平长 500 mm,宽 150 mm,高 120 mm,整体材料选用 00Ni18Co8Mo5TiAl。与弹性连杆连接的悬臂梁设计应变变化范围为 300~1000  $\mu\epsilon$ 。

基于大口径自由射流试车台的力学测量需求,研发了全尺寸冲压发动机 6 分量盒式天平<sup>[28]</sup>,如图 9 所示。

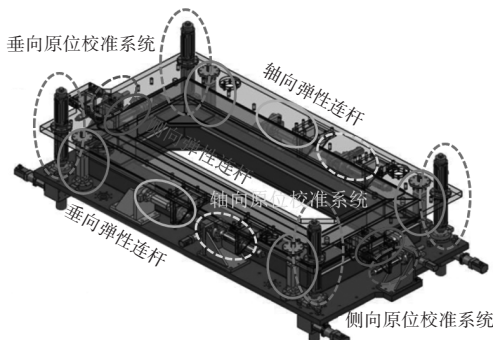


图 9 全尺寸冲压发动机 6 分量盒式天平

从图中可见,盒式天平由浮动平台、固定平台、弹性连杆、承力墩、原位校准系统构成。考虑发动机实

际工作载荷与设备安全系数,盒式天平设计量程依次为 75000 N 轴向力、150000 N 俯仰力、15000 N 偏航力、45000 N·m 滚转力矩、12000 N·m 偏航力矩、225000 N·m 俯仰力矩。弹性连杆位于浮动平台与固定平台之间,共 8 根,垂向四周各分布 1 根,侧向前后各分布 1 根,轴向两侧各分布 1 根。弹性连杆的两端为双圆弧柔性铰链,一端与浮动平台连接,另一端与单分量力传感器连接。垂向力、轴向力、侧向力的传感器量程分别为 100、35、10 kN。原位校准系统分布在弹性连杆附近,共 8 组。控制电机达到对浮动平台加载的目的,通过不同数量、方向电机的工作组合实现不同状态工况载荷的切换。当浮动平台承受发动机载荷时,俯仰力、轴向力、偏航力分别通过 4 根垂向、2 根轴向、2 根侧向的弹性连杆传递至固定平台,俯仰力矩、滚转力矩通过 4 根垂向的弹性连杆传递至固定平台,偏航力矩通过 2 根侧向的弹性连杆传递至固定平台。盒式天平长 3640 mm,宽 1760 mm,高 610 mm,浮动平台与固定平台、承力墩材料选用 Q345,弹性连杆材料为 30CrMnSiA,盒式天平加强筋采用 Q235。发动机在 1°迎角状态下进行试验,轴向力、偏航力、俯仰力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩的测量精度依次为 0.87%、0.93%、0.89%、1.33%、1.10%、1.10%。

为了满足先进航空发动机的开发需要,美国 NASA 格伦研究中心研制了一种传感器正交并联的推力矢量盒式天平<sup>[29]</sup>。CE-22 推力测试装置如图 10 所示。

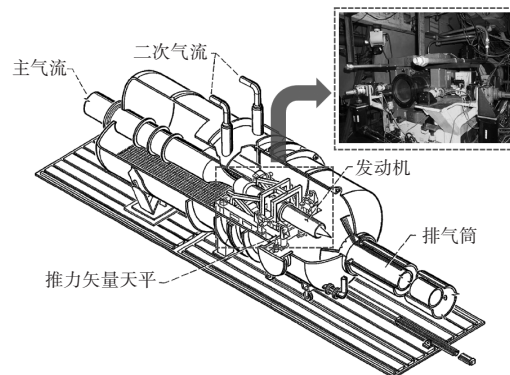


图 10 CE-22 推力测试装置

从图中可见,CE-22 推力测试装置由高空舱、进气筒、推力矢量盒式天平、排气筒等组成,盒式天平处于高空舱之内,主气流和二次气流分别通过前端进气筒进入,废气通过后端排气筒排出。CE-22 推力测试装置可以模拟 14630 m 高空下的发动机飞行工况。

盒式天平设计量程为 13344 N 轴向力、4448 N 偏航力、4448 N 俯仰力<sup>[30]</sup>。盒式天平由动架、定架、力传感器组成,传感器布置如图 11 所示。

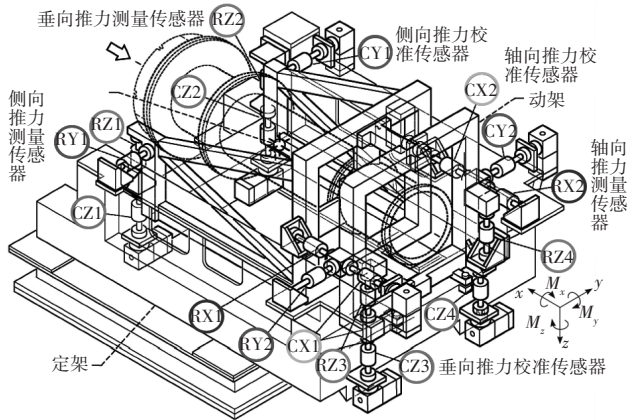


图 11 推力矢量盒式天平的传感器布置

从图中可见,动架与定架之间通过 16 个力传感器进行连接,其中 8 个用于推力测量,8 个用于推力校准。动架与定架之间垂向四周各布置 1 个推力测量传感器,每个推力测量传感器的下方又布置有 1 个推力校准传感器。动架与定架之间侧向左前、左后各布置 1 个推力测量传感器,侧向右前、右后各布置 1 个推力校准传感器。动架与定架之间轴向左后、右后各布

置 1 个推力测量传感器,左后推力测量传感器的后方布置有 1 个推力校准传感器,右后推力测量传感器的前方布置有 1 个推力校准传感器。盒式天平中每个推力测量传感器与其对应的推力校准传感器都处于一条中心线上,降低了推力校准的干扰性。当发动机工作时,动架相对定架会产生约 0.01 mm 量级的位移<sup>[31]</sup>,俯仰力、轴向力、偏航力分别通过 4 个垂向、2 个轴向、2 个侧向的力传感器测得,俯仰力矩、滚转力矩通过 4 个垂向的力传感器测得,偏航力矩通过 2 个侧向的力传感器测得。由于二次气流对盒式天平有约 1% 的轻微影响,因此盒式天平使用前都要对二次气流进行校准。可编程运动系统需要耗费 2 天时间才能完成对盒式天平的校准工作。

#### 4 各类型盒式天平对比

用于航空发动机推力测量的盒式天平结构技术成熟,应用案例较多,从测力单一到测力复杂的单分量、3 分量、6 分量盒式天平的演变,揭示了盒式天平向多分量、精度高的推力测量方向发展。本章对各类型盒式天平进行了性能参数总结和特点分析对比,结果见表 1。

表 1 各类型盒式天平性能参数及特点分析

推力测量数	尺寸 (长×宽×高)/ mm	弹性连杆 数量/根	推力测量方式	推力测量件数量	校准传感器数量	设计量程力/kN, 力矩/N·m	标定方式	标定结果/%	特点
1	900×150×170	垂向 6 轴向 1	传感器	轴向 1	0	轴向力 10		相对误差 0.8	尺寸较小,结构简单,整体刚度较大,测量误差较小,侧向力和偏航力矩对轴向力的测量影响小,天平与标定系统未集成一起
1	300×200×100	垂向 6 轴向 2	传感器	轴向 2	0	轴向力 1	砝码卸载	相对误差≤4.81	尺寸小,结构简单,整体强度高,小载荷测量误差大,侧向力、偏航力矩对轴向力测量影响大,标定系统自动化程度低,且未与天平集成在一起
3		垂向 4 轴向 1	传感器	垂向 4 轴向 1	垂向 2 轴向 1	轴向力 50,俯仰力 400	液压加载	轴向准度 0.92, 垂向准度≤1.76	结构较简单、安全系数大,轴向测量准度较垂向高,侧向力、偏航力矩对轴向力测量影响较小,标定系统自动化程度高,且与天平集成在一起



续表

推力测量数	尺寸 (长×宽×高)/ mm	弹性连杆 数量/根	推力测 量方式	推力测量 件数量	校准 传感器数量	设计量程/kN, 力矩/N·m	标定方式	标定结果/%	特点
6	400×200×180	垂向 4 侧向 2 轴向 1	应变片	垂向 4 侧向 2 轴向 1	0	轴向力 2.5, 偏航力 6, 俯仰力 10; 滚转力矩 4000, 俯仰力矩 1500, 偏航力矩 500	标定架	轴向力准确度 0.17, 偏航力准确度 0.05, 俯仰力准确度 0.06, 滚转力矩准确度 0.12, 俯仰力矩准确度 0.11, 偏航力矩准确度 0.28	尺寸小, 结构较复杂, 小载荷测量准确度较大, 整体测量准确度高, 应变片粘贴位置影响测量结果, 标定系统自动化程度较高, 但未与天平集成在一起
6	260×260×117	垂向 4 侧向 2 轴向 2	传感器	垂向 4 侧向 2 轴向 2	0	轴向力 0.2, 偏航力 0.2, 俯仰力 0.4; 滚转力矩 50, 俯仰力矩 50 偏航力矩 50	砝码加载	非线性 0.92 ~1.73, 重复性 0.54 ~0.87, 维间一次干扰量 ≤ 3.78	尺寸小, 结构较复杂, 小载荷测量, 各分量维间一次干扰较小, 整体测量精度较高, 标定系统自动化程度低, 且未与天平集成在一起
6	200×100×80	垂向 4 侧向 2 轴向 1	应变片	垂向 4 侧向 2 轴向 1	0	轴向力 2, 俯仰力 7, 偏航力 0.9; 滚转力矩 400, 偏航力矩 400, 俯仰力矩 1000			尺寸小, 结构较复杂, 俯仰力矩对轴向力的干扰较大, 应变片粘贴位置影响测量结果, 天平与标定系统未集成在一起
6		无	应变片	垂向 4	0	轴向力 4.9, 俯仰力 7.84, 偏航力 3.92		轴向力准确度 0.042, 偏航力准确度 0.113, 俯仰力准确度 0.125, 滚转力矩准确度 0.31, 俯仰力矩准确度 0.043, 偏航力矩准确度 0.112	布局形式简单, 3 维力传感器结构较复杂, 整体刚度大, 各分量维间干扰小, 测量准确度高, 应变片粘贴位置影响测量结果, 天平与标定系统未集成在一起
6	500×150×120	垂向 4 侧向 2 轴向 1	应变片	垂向 4 侧向 2 轴向 1	0	轴向力 3, 俯仰力 1.2, 偏航力 1.6; 滚转力矩 550, 偏航力矩 600, 俯仰力矩 600			尺寸小, 结构较复杂, 悬臂梁灵敏度较好, 应变片粘贴位置影响测量结果, 天平与标定系统未集成在一起
6	3640× 1760×610	垂向 4 侧向 2 轴向 2	传感器	垂向 4 侧向 2 轴向 2	垂向 4 侧向 2 轴向 2	轴向力 75, 俯仰力 150, 偏航力 15; 滚转力矩 45000, 偏航力矩 12000, 俯仰力矩 225000	电机加载	1°迎角状态: 轴向力精度 0.87, 偏航力精度 0.87, 俯仰力精度 0.89, 滚转力矩精度 1.33, 俯仰力矩精度 1.1, 偏航力矩精度 1.1	尺寸较大, 结构较复杂, 大载荷测量, 测量精度较高, 标定系统自动化程度高, 且与天平集成在一起
6		垂向 4 侧向 2 轴向 2	传感器	垂向 4 侧向 2 轴向 2	垂向 4 侧向 2 轴向 2	轴向力 13.344, 偏航力 4.448, 俯仰力 4.448	电机加载		结构复杂, 整体刚度大, 标定系统自动化程度高, 且与天平集成在一起

## 5 关键技术分析与展望

为了实现与国外先进战斗机性能的并跑与领跑,推进中国新型号、大推力的航空发动机研制工作,多分量盒式天平是必备的关键试验装置之一。针对多分量推力测量技术,提出以下几点建议。

### 5.1 降低盒式天平各方向弹性连杆间的力学耦合影响

在多分量盒式天平中,弹性连杆是整个推力测量装置的核心部件,其两端一般为柔性铰链结构,柔性单元的有机组合使柔性铰链的构型越来越丰富<sup>[32]</sup>,如文献[12]、[21-23]、[27-28]中的弹性连杆两端为双圆弧形柔性铰链,而文献[19-20]中的弹性连杆两端为矩形柔性铰链。虽然弹性连杆是柔性结构,可以保证在单一受力方向上载荷的有效传递,但是在航空发动机进行多分量推力测量时,会存在其他方向载荷或弹性连杆的互相干扰作用,这样就会增大推力测量的实测误差,如文献[14]中盒式天平的侧向没有设置弹性连杆,偏航力和偏航力矩就会对轴向力的测量带来影响。

从结构优化、布局设计、计算分析等多方面可以进行降低盒式天平各方向弹性连杆间的力学耦合影响研究,该过程考虑单个因素比较简单,同时考虑多方因素是从设计到工程应用的技术难点。一方面可以通过优化柔性铰链相关参数、设计不同弹性连杆组合构型等方式从测量本质上降低互扰影响。柔性铰链按照切口形状分为圆弧形、椭圆形、矩形、双曲线形等多种形式,在设计时可以根据使用状态、精度要求等对柔性铰链进行合理选择与优化设计。圆弧形铰链弯曲轴的位置比矩形铰链弯曲轴的位置精确,但前者允许的侧向变形比后者小,当它们的轴向刚度相同时,矩形柔性铰链比圆弧形柔性铰链弯曲率高45%以上,故文献[19-20]中弹性连杆两端为矩形柔性铰链。另一方面根据选用的弹性连杆构建不同结构、不同形式的盒式天平,从测量传递过程中降低互扰影响。单分量、3分量、6分量盒式天平的弹性连杆使用数量和布局方式存在较大差异,推力测量的方式也不一致,如文献[16]、[28]采用传感器进行推力测量,文献[27]采用应变片进行推力测量,但同样是使用传感器,文献[16]为“弹性铰链-力传感器-弹性铰链”测量结构,而文献[28]是“弹性连杆-力传感器”测量结构。因此

设计时可以参考现有盒式天平结构形式,不能一味照搬,要充分考虑航空发动机的气动影响、高温热流影响、振动干扰等因素,优化弹性连杆的数量和盒式天平的气动布局<sup>[33]</sup>,从而降低流固热耦合关系。也可以打破现有盒式天平的对称布局,进行非对称设计<sup>[34]</sup>,创新研究低耦合关系的盒式天平。再者,还可以对盒式天平进行系统的力学分析、误差计算、解耦研究等,从分析计算过程中降低互扰影响。盒式天平在使用前都需要进行静态标定和不确定度评估<sup>[35]</sup>。由于实际存在发动机推力偏心<sup>[36]</sup>、动定架和弹性连杆加工误差、传感器灵敏度<sup>[37]</sup>、装配误差<sup>[38]</sup>、采集误差等诸多因素,故要尽量保证高的安装精度,这样盒式天平测量精度也会较高<sup>[39]</sup>。由于静态标定和实际试验时的推力测量传递路线是不同的<sup>[40]</sup>,在不确定度评估时,要综合各误差进行总体考虑,开展推力矢量的解耦计算<sup>[41-42]</sup>,实现各推力分量的准确测量。

### 5.2 实现大静重载荷下的航空发动机小推力精确测量

在航空发动机试验和装机使用期间,都是不同工况下来回切换的,有时候处于小推力状态,有时候处于巡航状态,有时候处于最大推力状态,这些工况所要求的发动机推力是不一样的,因此盒式天平不能单一考虑最大推力测量状态,要统筹考虑小推力到大推力的变化状态,综合装置自重、传感器量程比、采集系统误差等影响因素,实现大静重载荷下的小推力精确测量是研究重点。

若推力测量使用单分量盒式天平或者使用动定架通过具有较好弹阻力重复性的弹簧片连接的天平<sup>[43]</sup>,就只涉及轴向力的精确测量,则可以对弹性连杆或弹簧片的关键结构参数进行优化,提高测量灵敏度,但是结构刚度不能太小,否则会出现灵敏度提高、测量准确度下降的现象<sup>[44]</sup>。

在航空发动机多分量推力测量中,盒式天平俯仰力设计量程是发动机实际工作载荷的数倍,在这种情况下,若进行发动机垂向推力状态测量,则测量会存在较大误差<sup>[45]</sup>,小推力状态下的测量精度会更差。如文献[16]中的盒式天平俯仰力设计量程是发动机实际工作载荷的20倍,当发动机处于最大轴向力试验状态时,4个传感器测得的俯仰力都存在较大范围的波动。当发动机、浮动框(动架)等质量是垂向俯仰力、俯仰力矩的数倍时,一方面传感器的量程选择太大,



受量程比及采集系统误差等的影响,俯仰力等测量不准确;另一方面考虑重力载荷、冲击载荷等因素,盒式天平的强度足够高、刚度必须大,这样就会导致小推力状态下的盒式天平弹性变形较小,影响俯仰力、俯仰力矩的测量精度。航空发动机的工况随着所处环境发生变化,从小推力状态到最大推力状态的数据需更加深入了解,进而更加合理地匹配工作性能参数。传感器量程比的影响只与传感器本身有关,当选型确定时该因素也会确定,但是在盒式天平的结构上还能进行创新优化,发动机、浮动框(动架)等质量是最大的影响因素,在盒式天平设计时要考虑如何去补偿该影响因素,从而实现大静重载荷下的小推力精确测量。本研究团队也进行了相关研究,经过现场验证,在小推力的精确测量上取得了不错的试验成果。

### 5.3 研发结构简单、易于安装、清洁环保的原位校准系统

盒式天平是对航空发动机进行多分量推力测量的主要试验平台,为保证盒式天平在多分量推力测量时的准确性,需要对盒式天平进行原位校准工作。每个盒式天平的原位校准工作不单单只进行一次,而是需要定期校准的。经过多年发展与研究,目前有中心加载校准和平面加载校准2种方法<sup>[46]</sup>。中心加载校准方法是采用中心加载装置在发动机中心轴线上进行推力校准加载。平面加载校准方法也称平行加载校准方法,与中心加载校准不同之处在于,平行加载装置不是在发动机中心轴线上进行推力校准加载,而是在平行发动机中心轴线上进行推力校准加载。中心加载校准方法比较能够真实地模拟发动机试验状态,但中心加载装置位于发动机尾部<sup>[47]</sup>,每次校准完成后需要拆卸,操作比较繁琐;平面加载校准方法虽与发动机试验时的状态不完全一致,但是它操作相对便捷,不需要在盒式天平上预留安装位置,故平面加载校准方法在许多试验平台上得到了应用。文献[16]中3分量盒式天平是通过中心加载方法实现对轴向力传感器的校准,文献[28]中6分量盒式天平是通过平面加载方法实现对轴向力传感器的校准,共同之处在于,加载校准都是通过控制液压油缸的推力<sup>[48]</sup>实现对盒式天平校准载荷的施加。

利用液压加载校准系统对盒式天平进行原位校准时,需要配置液压站,一方面会占用较大的物理空间,另一方面也可能导致盒式天平沾有油渍,受到污

染,同时每组液压加载校准系统需要布置2根进回油液压管,若液压管路中存在空气,则会影响原位校准的精度。如果在冬季气温较低时进行露天试验,原位校准时还要考虑环境及温度对液压站的影响。因此,为了避免液压加载校准系统的局限性,研制机械加载原位校准系统是十分必要的。文献[29]通过控制电机转动、利用减速机传递推力实现对6分量盒式天平校准载荷的施加。使用电机和减速机更清洁环保,操作更简便,不需要选择开闭各种阀门,只需一根线缆控制电机即可,且不受环境与温度的影响,随时可以对盒式天平进行原位校准工作。本研究团队研制的机械加载原位校准系统已成功应用在多个航空发动机试验平台上。加载装置作为机械加载原位校准系统的力源,是原位校准系统的关键部件,内部由精密丝杠、轴承等组成,制造成本相对较高,对加工工艺也是要求较高。在研制机械加载原位校准系统时,要对电机、减速机、加载装置进行校准推力的匹配设计,细分电机步进角,合理选择加载装置的材料及加工工艺。在采集机柜、动力线缆布置的时候也要充分考虑规避电磁干扰问题。

### 5.4 开展多学科交叉的耦合天平联合仿真

在航空发动机进行多分量推力测量前,盒式天平的关键性能应得到充分验证,为了降低试验成本,可以利用数字仿真技术对盒式天平进行先行优化。文献[15]通过力电耦合的有限元分析,评估了压电天平的静力、模态和瞬态响应特性;文献[19]研究了多分量加载下弹性连杆结构对盒式天平力学性能的影响;文献[22]分别运用正交优化算法和遗传算法对盒式天平进行了单目标和多目标优化设计。多分量推力测量是涉及机械结构学、热力学、振动学、空气动力学等多个交叉学科的技术,影响盒式天平性能的因素也比较多,在设计过程中要分清主次,消除关键影响因素,减弱次要影响因素,考虑一般影响因素。基于总体性能和各部件3维模型,搭建联合仿真模型架构和计算流程<sup>[49]</sup>,形成盒式天平3维参数化仿真方法,在部件结构发生变化时就可以通过更改相应参数验证性能。在仿真中关键模型要保留,复杂模型要简化等效为弹簧阻尼元件,充分考虑实际工况条件,施加真实边界条件。数字孪生技术为解决航空发动机研制中面临的多系统、多部件、多物理场耦合等挑战性问题提供了新的思路<sup>[50]</sup>,故要结合数字孪生等新技术实现多学

科、多物理量、多尺度的联合仿真。

## 6 结束语

(1)本文对多分量盒式天平在航空发动机推力测量方面的应用进行了分析,对比了不同类型盒式天平的推力测量范围和精度,归纳总结了各盒式天平的特点。

(2)盒式天平各方向弹性连杆间的力学耦合影响研究工作已取得一些进步,但由于材料选择、加工工艺、布局设计等因素,降低力学耦合影响的方法不具备较高的普适推广性,还需开展“关键技术-部件-系统”的多层级、系统性研究工作。

(3)原位校准系统是衡量盒式天平推力测量系统精度的验证结构,其精度和可靠性要求较高,同时还应考虑校准的便捷性、环保性、易维修性等。

本文重点结合目前存在的技术不足,提出了盒式天平后续发展的关键方向,以期为中国航空工业的发展提供参考。

### 参考文献:

- [1] 马帅,郭健鑫,周磊,等.固体火箭发动机技术发展综述[J].火箭推进,2023,49(2):1-14.  
MA Shuai, GUO Jianxin, ZHOU Lei, et al. Review on technology development of solid rocket motor[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(2):1-14. (in Chinese)
- [2] 王玉男,韩佳,徐雪,等.涡轮基组合动力技术发展分析[J].航空发动机,2023,49(3):29-35.  
WANG Yunan, HAN Jia, XU Xue, et al. Considerations on the development of turbine-based combined cycle engine[J]. Aeroengine, 2023, 49(3):29-35. (in Chinese)
- [3] 丁旭,冯传奇,薛文鹏,等.航空发动机全机推力试车台测力方法与校准技术[J].航空动力学报,2023,38(1):144-150.  
DING Xu, FENG Chuanqi, XUE Wenpeng, et al. Force measurement method and calibration technology of aeroengine whole thrust test bed [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1):144-150. (in Chinese)
- [4] Braman K B, Schweikhard W G, Yechout T R, et al. Thrust modeling—A simplified in-flight thrust and airflow prediction technique for flight test performance measurements[C]//2nd Flight Testing Conference. Las Vegas: AIAA, 1983:1-8.
- [5] Daniel W J T, Mee D J. Finite element modelling of a three-component force balance for hypersonic flows[J]. Computers and Structures, 1995, 54(1):35-48.
- [6] Smith A L, Mee D J, Daniel W J T, et al. Design, modelling and analysis of a six component force balance for hypervelocity wind tunnel testing [J]. Computers and Structures, 2001, 79(11):1077-1088.
- [7] 付尧明,王强,额日其太,等.矢量喷管六分量测力试验台的研制[J].实验流体力学,2002,16(1):87-93.  
FU Yaoming, WANG Qiang, Eriqitai, et al. Development of the six-component force-measuring balance for thrust-vectoring nozzle testing [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2002, 16(1):87-93. (in Chinese)
- [8] Suhariyono A, Kim J H, Goo N S, et al. Design of precision balance and aerodynamic characteristic measurement system for micro aerial vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(2):92-99.
- [9] 李宝,曹佳琪,袁卫锋.盒式应变天平系统理论模型研究[J].机械设计与制造,2015(4):48-51.  
LI Bao, CAO Jiaqi, YUAN Weifeng. Study on the theoretical model of strain-gauge balance system[J]. Machinery Design and Manufacture, 2015(4):48-51. (in Chinese)
- [10] 苗磊,李耀华,李建强,等.某飞行器推力矢量试验测力装置研制[J].航空动力学报,2020,35(12):2521-2531.  
MIAO Lei, LI Yaohua, LI Jianqiang, et al. Development of force measuring device for an aircraft thrust vectoring test[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(12):2521-2531. (in Chinese)
- [11] Zhao Y P, Chen Y B, Li Z Q. A proposed algorithm based on long short-term memory network and gradient boosting for aeroengine thrust estimation on transition state[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2021, 235(15):2182-2192.
- [12] 贺伟,童泽润,李宏斌.单模块超燃发动机推力测量天平研制[J].航空动力学报,2010,25(10):2285-2289.  
HE Wei, TONG Zerun, LI Hongbin. Investigation of thrust balance for the single module scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10):2285-2289. (in Chinese)
- [13] 张景柱,徐诚.基于正交试验和APDL的盒式天平力敏元件集成优化设计[J].实验流体力学,2008,22(3):68-71,85.  
ZHANG Jingzhu, XU Cheng. Integrated optimal design of balance sensing element based on orthogonal experimental design method and APDL[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(3):68-71,85. (in Chinese)
- [14] 赵荣娟,刘施然,周正,等.激波风洞超燃冲压发动机推力测量技术研究[J].实验流体力学,2022,36(4):103-108.  
ZHAO Rongjuan, LIU Shiran, ZHOU Zheng, et al. Research of scramjet thrust test in shock tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(4):103-108. (in Chinese)
- [15] 赵荣娟,黄军,刘施然,等.ANSYS在压电天平设计中的应用[J].实验流体力学,2020,34(1):96-102.  
ZHAO Rongjuan, HUANG Jun, LIU Shiran, et al. Application of ANSYS in piezoelectric balance design[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2020, 34(1):96-102. (in Chinese)
- [16] 朱舒扬.全尺寸超燃冲压发动机推力测量台架研制[J].火箭推进,2015,41(5):106-110.  
ZHU Shuyang. Development of thrust measurement platform for full-scale scramjet[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(5):106-

- 110.(in Chinese)
- [17] 辛洪兵,郑伟智,赵果.弹性铰链研究[J].光学精密工程,2003,11(1):89-93.  
XIN Hongbing, ZHENG Weizhi, ZHAO Fu. Research on flexible hinges[J]. Editorial Office of Optics and Precision Engineering, 2003, 11(1):89-93.(in Chinese)
- [18] 姚裕,张召明.整体式盒式应变天平有限元设计[J].南京航空航天大学学报,2010,42(1):58-61.  
YAO Yu, ZHANG Zhaoming. Finite element design on integrated box balance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(1):58-61.(in Chinese)
- [19] 马成聪.适用于旋翼试验台的盒式六分量天平设计[D].南京:南京航空航天大学,2020.  
MA Chengcong. Design of a box six-component balance for rotor test-bed[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.(in Chinese)
- [20] 马成聪,王卫英.一种带过载保护的盒式六分量天平的研制[J].机械工程与自动化,2020(3):22-24,27.  
MA Chengcong, WANG Weiying. Development of box-type six-component balance with overload protection[J]. Mechanical Engineering and Automation, 2020(3):22-24,27.(in Chinese)
- [21] 杨中艳,解亚军.六分量盒式应变天平的有限元分析[J].弹箭与制导学报,2010,30(2):201-204.  
YANG Zhongyan, XIE Yajun. Finite element analysis of a six-component cassette strain-gauge balance[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(2):201-204.(in Chinese)
- [22] 解亚军,叶正寅,杨中艳.盒式应变天平优化设计与有限元分析[J].机械科学与技术,2011,30(12):1973-1976.  
XIE Yajun, YE Zhengyin, YANG Zhongyan. Optimization and finite element analysis of a cassette strain-gauge balance[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(12):1973-1976.(in Chinese)
- [23] 乔迁,解亚军.盒式天平装配应力对测量结果的影响研究[J].弹箭与制导学报,2016,36(4):105-108,112.  
QIAO Qian, XIE Yajun. The analysis of assembly stress of wind cassette balance[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2016, 36(4):105-108,112.(in Chinese)
- [24] 于常安,王罗,何显中,等.航空矢量喷管测试平台用六分量盒式天平结构设计[J].航空动力学报,2016,31(1):23-30.  
YU Chang'an, WANG Luo, HE Xianzhong, et al. Design on structure of six-component box balance for the aero-engine vector nozzle measuring platform[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1):23-30.(in Chinese)
- [25] 于常安,李平,王罗.三分量应变传感器弹性体结构设计[J].传感技术学报,2012,25(3):333-337.  
YU Chang'an, LI Ping, WANG Luo. Design of elastic component of three-component strain gauge sensor[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2012, 25(3):333-337.(in Chinese)
- [26] 罗华云,侯敏杰,王月贵,等.金属波形膨胀节在六分量天平中的试验[J].航空动力学报,2013,28(4):736-742.  
LUO Huayun, HOU Minjie, WANG Yuegui, et al. Experiments on metal bellows expansion joints in six-component balance[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4):736-742.(in Chinese)
- [27] 焦园圆.航空六分量盒式应变天平结构设计[J].滨州学院学报,2020,36(4):33-36.  
JIAO Yuanyuan. Structural design of box strain balance which has six components used in aviation[J]. Journal of Binzhou University, 2020, 36(4):33-36.(in Chinese)
- [28] 赵金海.全尺寸冲压发动机六分量力学测量系统研究[D].天津:天津大学,2018.  
ZHAO Jinhai. Research of the six-component mechanical measurement system of full-size ramjet[D]. Tianjin: Tianjin University, 2018.(in Chinese)
- [29] Joyel M K, Gwynn A S, Kurt H L. Advanced nozzle test facility at NASA glenn research center[C]//22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. St. Louis: AIAA, 2002:1-9.
- [30] Beltran L R, Delrosario R L, Delrosario R, et al. Advanced nozzle and engine components test facility[R]. Washington: NASA, 1992.
- [31] 刘万龙,王得志,刘硕,等.几种国外火箭发动机推力矢量测量装置概述[J].火箭推进,2021,47(4):6-12.  
LIU Wanlong, WANG Dezhi, LIU Shuo, et al. Several foreign rocket engine thrust vector measuring devices[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(4):6-12.(in Chinese)
- [32] 于靖军,裴旭,毕树生,等.柔性铰链机构设计方法的研究进展[J].机械工程学报,2010,46(13):2-13.  
YU Jingjun, PEI Xu, BI Shusheng, et al. State-of-arts of design method for flexure mechanisms[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(13):2-13.(in Chinese)
- [33] 罗华云,侯敏杰,王月贵,等.盒式六分量应变天平热态试验气动结构特性[J].航空动力学报,2014,29(9):2024-2030.  
LUO Huayun, HOU Minjie, WANG Yuegui, et al. Aerodynamic structural characteristic of box six-component strain-gauge balance in heat state test[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9):2024-2030.(in Chinese)
- [34] 闫万方,蒋坤,张江.基于减小轴向力测量干扰的高精度测力天平研制[J].实验流体力学,2018,32(6):61-67.  
YAN Wanfang, JIANG Kun, ZHANG Jiang. Development of a six-component wind tunnel balance with lower interference on axial force measurement[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(6):61-67.(in Chinese)
- [35] 吴锋,杨桥,张有,等.航空发动机矢量推力测量系统的静态校准及不确定度评定方法研究[J].测控技术,2021,40(1):83-89.  
WU Feng, YANG Qiao, ZHANG You, et al. Static calibration and uncertainty evaluation of aero-engine thrust vectoring measurement system[J]. Measurement & Control Technology, 2021, 40(1):83-89.



- (in Chinese)
- [36] 张有, 吴锋, 何培奎. 航空发动机推力测量台架原理误差分析[J]. 航空发动机, 2016, 42(4): 76-80.  
ZHANG You, WU Feng, HE Peilei. Principle errors analysis of thrust measurement test bench system for aeroengine[J]. Aeroengine, 2016, 42(4): 76-80. (in Chinese)
- [37] 王栋, 余陵, 武晓松. 火箭发动机六分力试验系统力学和误差特性[J]. 弹道学报, 2009, 21(3): 23-27.  
WANG Dong, YU Ling, WU Xiaosong. Mechanical and error characteristics of rocket engine thrust vector test system[J]. Journal of Ballistics, 2009, 21(3): 23-27. (in Chinese)
- [38] 鞠玉涛, 周长省, 王政时. 火箭发动机六分力试验台系统误差分析研究[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(4): 63-65.  
JU Yutao, ZHOU Changsheng, WANG Zhengshi. The study of system error analysis about testing equipment of solid rocket thrust vector[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2005, 25(4): 63-65. (in Chinese)
- [39] 杨晓, 王欢. 航空发动机试车台推力测量系统的校准[J]. 现代机械, 2012(2): 18-20.  
YANG Xiao, WANG Huan. Thrust test calibration method of aeroengine in ground test cell[J]. Modern Machinery, 2012(2): 18-20. (in Chinese)
- [40] 焦献瑞. 航空发动机试车台架推力测量误差[J]. 航空计测技术, 1995, 15(2): 20-22.  
JIAO Xianrui. Measuring error of thrust[J]. Aviation Metrology & Measurement Technology, 1995, 15(2): 20-22. (in Chinese)
- [41] 王红艳, 孙宝元, 钱敏, 等. 解耦算法在发动机推力矢量测量中的应用[J]. 宇航计测技术, 2005, 25(6): 14-17, 31.  
WANG Hongyan, SUN Baoyuan, QIAN Min, et al. Engine thrust vector measurement by using decoupling algorithm[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2005, 25(6): 14-17, 31. (in Chinese)
- [42] 陈萌, 兰宝刚. 多元非线性拟合在固体火箭发动机多分力试验中的应用[J]. 金陵科技学院学报, 2015, 31(2): 23-27.  
CHEN Meng, LAN Baogang. Application of multivariate nonlinear fitting in multi component test of solid rocket[J]. Journal of Jinling Institute of Technology, 2015, 31(2): 23-27. (in Chinese)
- [43] 宋江涛. 通用飞机发动机一体化试验平台的设计与应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(1): 25-27, 51.  
SONG Jiangtao. Design and application of a general integrated aero-engine test platform[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(1): 25-27, 51. (in Chinese)
- [44] 王惠伦, 解亚军, 姜亚军. 一种提高风洞天平灵敏度的测量方法[J]. 实验流体力学, 2015, 29(1): 83-86, 91.  
WANG Huilun, XIE Yajun, JIANG Yajun. A new method for improving the measurement sensitivity of wind tunnel balance[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(1): 83-86, 91. (in Chinese)
- [45] 刘勃锴, 高宏力, 吴颖川, 等. 脉冲燃烧风洞新型悬挂式测力系统[J]. 浙江大学学报(工学版), 2018, 52(4): 619-627.  
LIU Bokai, GAO Hongli, WU Yingchuan, et al. New suspension force measuring system in impulse combustion wind tunnel[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2018, 52(4): 619-627. (in Chinese)
- [46] 吴惠明. 涡喷涡扇发动机试车台推力测量校准现状及展望[J]. 计测技术, 2012, 32(4): 1-3, 13.  
WU Huiming. Present and future of calibration of test cell thrust force measuring system[J]. Metrology & Measurement Technology, 2012, 32(4): 1-3, 13. (in Chinese)
- [47] 王辰辰, 李新良, 李程, 等. 航空矢量发动机试车台推力校准技术综述[J]. 计测技术, 2015, 35(4): 10-14.  
WANG Chenchen, LI Xinliang, LI Cheng, et al. Thrust calibration technology of aero vector engine test cell[J]. Metrology & Measurement Technology, 2015, 35(4): 10-14. (in Chinese)
- [48] 雷利, 叶耀祖, 马昌. 航空发动机试车台推力校准系统[J]. 工程与试验, 2015, 55(3): 89-91.  
LEI Li, YE Yaozu, MA Chang. Thrust calibration system for aero-engine testing bench[J]. Engineering & Test, 2015, 55(3): 89-91. (in Chinese)
- [49] 赵文昆, 陈仲光, 张志舒. 航空发动机多部件3维性能联合仿真探索验证与展望[J]. 航空发动机, 2023, 49(3): 23-28.  
ZHAO Wenkun, CHEN Zhongguang, ZHANG Zhishu. Exploration, validation and prospect of 3D multi-component performance simulation of aeroengine[J]. Aeroengine, 2023, 49(3): 23-28. (in Chinese)
- [50] 赵磊, 高丽敏, 俞一波, 等. 压气机数字孪生模型中的仿真技术探索[J]. 航空发动机, 2023, 49(3): 17-22.  
ZHAO Lei, GAO Limin, YU Yibo, et al. Exploration of simulation technology in the digital twin model of compressor[J]. Aeroengine, 2023, 49(3): 17-22. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)