

文章编号: 1000-8055(2026)08-20240783-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20240783

矢量推力测试系统中测力组件装配 转角误差建模与验证

李新阳¹, 任宗金¹, 刘巍¹, 林山², 张军¹

(1. 大连理工大学 机械工程学院, 大连 116024;

2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对矢量推力测试系统中测力组件装配误差对测试精度影响机理未知问题, 提出了测力组件转角误差影响规律分析建模方法。分析了转角误差主要影响的形变方向。构建了存在转角时的挠性件的局部解析形变模型, 进一步获取了转角误差对于测力组件形变的影响规律。对挠性件与测力组件进行数值模型仿真分析。以转角为变量进行形变性能数值计算。开展挠性件及测力组件验证实验。对不同转角误差下结构性能进行了实验分析。通过理论分析、数值计算以及实验可以看出, 装配转角误差对于结构形变性能影响很小, 不同角度下性能误差最大仅为4.09%。表明在测力组件装配过程中转角误差可以忽略。该研究成果为简化测试装置装配过程提供了依据。

关 键 词: 矢量发动机; 推力测试; 测力组件; 装配转角; 误差建模

中图分类号: V240.2

文献标志码: A

Modeling and verification of assembly angle error of force measuring components in vector thrust testing system

Li Xinyang¹, Ren Zongjin¹, Liu Wei¹, Lin Shan², Zhang Jun¹

(1. School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: To address the unknown influence mechanism of force component assembly error on test accuracy in the vector thrust testing system, a method for analyzing and modeling the influence rule of force component angle error was proposed. Firstly, the deformation direction mainly affected by the angle error was analyzed. Next, the local analytical deformation model for flexible parts was established to drive the influence law of the angular error on the force measuring components' deformations. The numerical model of the flexible part and the force measuring component was simulated and analyzed. The deformation was calculated with the angle of rotation as the variable. Angular errors on the structure's mechanical properties were obtained. Finally, the verification experiments of flexible parts and force measuring components were carried out. The deformation properties under different angular errors were analyzed experimentally. Through theoretical analysis, numerical calculation, and experiment, it can be seen that the assembly angular error had little influence on the structural deformation performance. The

收稿日期: 2024-11-19

基金项目: 国家自然科学基金(52125504)

作者简介: 李新阳(1995—), 男, 博士, 主要从事矢量发动机推力测试解耦技术研究。E-mail: xy_forever2011@126.com

通信作者: 任宗金(1978—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空航天领域多维动态力测量原理与技术研究。

E-mail: renzongjin@dlut.edu.cn

引用格式: 李新阳, 任宗金, 刘巍, 等. 矢量推力测试系统中测力组件装配转角误差建模与验证[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20240783. Li Xinyang, Ren Zongjin, Liu Wei, et al. Modeling and verification of assembly angle error of force measuring components in vector thrust testing system[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20240783.

maximum performance error at different angles was only 4.09%. It showed that the angular error between components can be ignored during the assembly of force measuring components. The research results provide a basis for simplifying the assembly process of the test device.

Keywords: vector engine; thrust test; force measuring component; assembly angle; error modeling

随着新型作战模式转变发展和智能化快速作战能力的迫切需求,矢量推力发动机则是战斗机实现高机动性、高敏捷性、过失速机动能力以及短距起降能力不可缺少的动力装置^[1-3]。优越的发动机矢量推力性能决定了飞行器所能达到的速度、高度及机动性^[4-7]。因此,发动机的推力测试是保证准确控制发动机喷管方向、实现高难度动作的必要环节^[7-8]。

现有航空发动机推力测试普遍采用分布式测量方法^[9-12],在发动机周围布置大于等于 6 个单向力传感器。传感器两侧各放置一个挠性件,组成测力组件结构。组件的侧向弱刚度特性可以增加垂直于该组件的传感器输出比例^[13]。挠性件的两个弱刚度方向互相垂直,并且与坐标轴重合时达到弱分载效果。因此装配时需要两个挠性件具有较好的平行度,并且与基准坐标系精确定位。然而,挠性件与传感器之间是螺纹装配,螺纹旋紧位置的不确定性导致挠性件在紧密安装时几乎难以保证两个挠性件相互平行。这导致测力组件装配难度极大,转角误差不可避免。因此,分析挠性件安装转角存在时的性能非常重要。

现有对于测力组件的研究,大部分是结构设计以及简单的性能计算。Wright 等^[14]采用 6 万向节按照 6 自由度布置进行矢量力测量,其万向节能够实现两个侧向的旋转,侧向刚度为 0,但稳定性较差。张有等^[15]设计了一种单侧挠性弹簧片结构。轴向用于承担发动机的重力,用于支撑发动机质量。侧向则用于减少发动机推力的分载。并对弹簧片形变进行了简单的分析计算。刘勃锴等^[16]设计了一种双相应拉杆结构,同样是两个薄板垂直交叉结构。不同之处在于,该拉杆结构中的传感器不在两个垂直薄板中间,直接与定架连接。普遍采用的连接结构形式是双薄板垂直交叉式挠性件结构。在这样的两个挠性件之间串联一个单向力传感器,形成测力组件。该类测力组件轴向高刚度,为主要承载方向。两个侧向同时具有弱刚度,为降低侧向分载。张有、吴锋等^[17-18]在发动机周围布置了 6~9 个测力组件,用于分析测

量矢量推力。李海涛^[19]对测力组件中挠性件结构进行了分析,计算了弹簧片的轴向刚度。张龙飞等^[20-21]建立了柔性建的三维模型,通过有限元的方法分析了组件中柔性件与板簧各方向性能。赵磊等^[22]通过力学理论简化了柔性节结构,并进行了力学性能的分析计算。白涛^[23]将测力组件中挠性件等效成杆对其性能进行了分析,得到了三向性能和轴向极限承载能力。齐芊枫等^[24]对光学和加工中的柔性节进行了力学性能分析计算。

现有研究中仅对测力组件的研究较少,对挠性件的性能分析也过于简单,并且未有研究对测力组件中挠性件装配关系进行分析。尤其是可能影响最大的装配转角误差下性能分析。本文基于测力组件结构,首先分析了转角误差影响最大的功能方向。建立了挠性件和测力组件侧向形变模型。其次更改挠性件受力角度,以及组件中两个挠性件的装配角度,获取角度偏差下侧向形变规律。同时通过有限元仿真手段进行数值分析。最后通过实验验证了模型的准确性。完成测力组件存在装配转角误差时的形变规律获取。

1 测力组件转角下形变性能分析

航空发动机由于体积大、产生的推力幅值大,其推力测试常采用空间布置单向力传感器的方法,如图 1(a)所示。发动机与动架刚性连接,保证发动机与动架之间不会产生相对形变。在动架四周按照六自由度限制原理布置 6 个测点,每个测点安装 1 个测力组件。测力组件结构如图 1(b)所

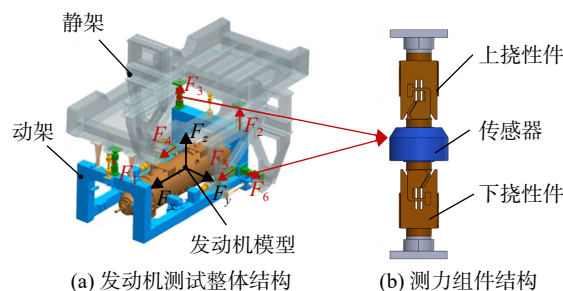


图 1 航空发动机推力测试装置

Fig. 1 Measurement device of aero engine thrust

示。被测矢量力经过动架传递到6个测力组件中的传感器上。矢量力测量原理与解算模型如式(1)所示。

$$\begin{cases} \alpha_{vf} = \arccos\left(\frac{F_4 + F_5}{F_{vf}}\right) \\ \beta_{vf} = \arccos\left[\frac{F_6}{\sqrt{F_6^2 + (F_1 + F_2 + F_3)^2}}\right] \\ F_{vf} = \sqrt{(F_4 + F_5)^2 + F_6^2 + (F_1 + F_2 + F_3)^2} \end{cases} \quad (1)$$

式中 α_{vf} 为矢量力偏斜角, β_{vf} 为矢量力方位角, F_{vf} 为矢量力幅值。

如图2所示, 测力组件为一个“挠性件-传感器-挠性件”的串联系统。当主向力作用时, 力从第一个挠性件传递下去, 经过单向力传感器到下一个挠性件。此时两个挠性件之间沿轴向转动产生转角对于轴向力传递没有影响, 不影响主向形变。侧向力传递时, 形变部分为挠性件中间薄板, 挠性件产生转角后, 力传递方向发生了变化。其侧向性能是否也会伴随产生影响, 需要对挠性件存在转角时侧向性能进行分析。

挠性件中关键结构为其中的薄板部分, 受侧

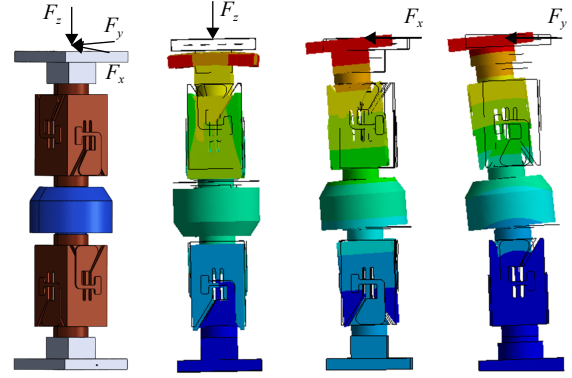


图2 测力组件3个方向变形图

Fig. 2 Deformation diagram of force measuring components in three directions

向力时产生较大形变。根据文献[25]可以得到单个挠性件的侧向形变函数为:

$$w_n(F, z) = w_p(F, z) + \frac{\partial w_p}{\partial z}(F, z) \cdot L_0 \quad (2)$$

式中 F 为所受侧向力值, z 为挠性件轴向坐标位置, w_p 为其中薄板形变函数, L_0 为薄板末端到挠性件末端距离。

测力组件侧向形变规律如图3所示, 组件侧向形变函数如式(3)所示。

$$w_{zj} = w_p + \frac{\partial w_p}{\partial z} \Big|_{z=L_d} [2(L_b + L_c) + L_2] + w_p + \left(\frac{\partial w_p}{\partial z} \Big|_{z=L_d} + \frac{\partial w_p}{\partial z} \Big|_{z=L_d} \right) L_1 \quad (3)$$

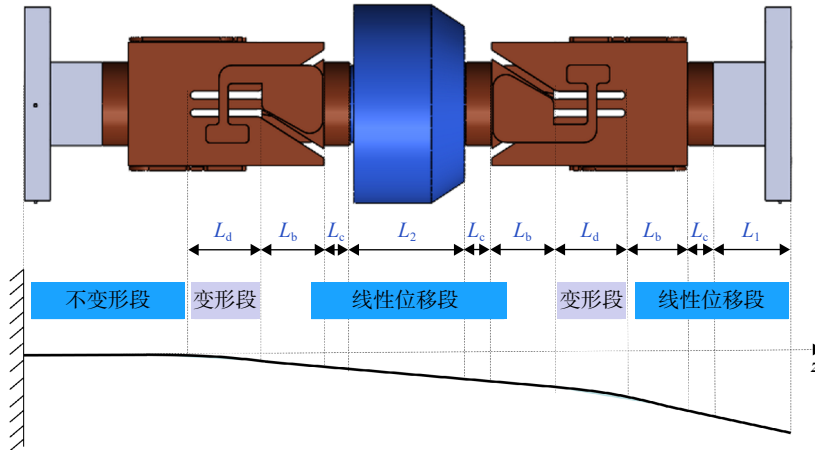


图3 测力组件侧向形变示意图

Fig. 3 Schematic diagram of lateral deformation of force measuring component

1.1 挠性件存在转角时侧向形变函数

当挠性件存在转角 α 时, 定义挠性件局部坐标系为 $O'x'y'z'$ 。侧向力仍按照原坐标系 $Oxyz$ 施加, 如图4所示。侧向力 F 在坐标系 $O'x'y'z'$ 中

分解成 F'_x 和 F'_y , 如式(4)所示。

$$\begin{cases} F'_x = F \cos \alpha \\ F'_y = F \sin \alpha \end{cases} \quad (4)$$

此时可根据式(2)分别计算得到挠性件 x' 和 y' 两个方向的形变 $w_{n-x'}$ 和 $w_{n-y'}$ 。根据输入力分解方式,将形变还原到 $Oxyz$ 坐标系,得到单个挠性

件存在偏角下的形变值。将输入力 F 提公因式。得到挠性件存在转角的形变模型,如式(5)所示。

$$\begin{cases} w_{n-x'} = w_{p-x'} + \frac{\partial w_{p-x'}}{\partial z} (L_b + L_c + 0.5L_e) = \left[w_p + \frac{\partial w_p}{\partial z} (L_b + L_c + 0.5L_e) \right] \cos \alpha \\ w_{n-y'} = w_{p-y'} + \frac{\partial w_{p-y'}}{\partial z} (L_b + L_c + 0.5L_e) = \left[w_p + \frac{\partial w_p}{\partial z} (L_b + L_c + 0.5L_e) \right] \sin \alpha \\ w_{n-\alpha} = \sqrt{(w_{n-x'})^2 + (w_{n-y'})^2} = w_n \end{cases} \quad (5)$$

式中 $w_{p-x'}$ 为挠性件转角下 x' 方向形变; $w_{p-y'}$ 为挠性件转角下 y' 方向形变; $w_{p-\alpha}$ 为挠性件转角下沿力方向形变; L_e 为加载板厚度。

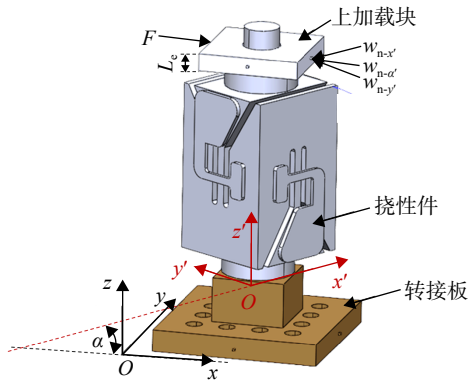


图 4 挠性件转角误差示意图

Fig. 4 Angle error diagram of flexible parts

1.2 测力组件存在转角时侧向形变函数

测力组件中包含两个挠性件,安装时上下两个挠性件之间、两挠性件与转接板之间都会存在夹角,如图 5 所示。根据三部分结构关系,建立转接板-下挠性件-上挠性件三组坐标系,上下转接板在同一坐标系。当侧向力 F 作用在转接板侧面时,分别在两个坐标系上进行分解。得到两个挠性件上分解后的侧向力,如式(6)所示。

$$\begin{cases} w_{zj-x1-n1} = w_{p1-x1} + \frac{\partial w_{p1-x1}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} [L_1 + 2(L_b + L_c) + L_2 + L_d] = \left\{ w_{p1} + \frac{\partial w_{p1}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} [L_1 + 2(L_b + L_c) + L_2 + L_d] \right\} \cos \beta \\ w_{zj-y1-n1} = w_{p1-y1} + \frac{\partial w_{p1-y1}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} [L_1 + 2(L_b + L_c) + L_2 + L_d] = \left\{ w_{p1} + \frac{\partial w_{p1}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} [L_1 + 2(L_b + L_c) + L_2 + L_d] \right\} \sin \beta \\ w_{zj-\beta-n1} = \sqrt{w_{zj-x1-n1}^2 + w_{zj-y1-n1}^2} = w_{zj-n1} \end{cases} \quad (7)$$

式中 $w_{zj-x1-n1}$ 为组件下挠性件转角下 x_1 方向形变; $w_{zj-y1-n1}$ 为组件下挠性件转角下 y_1 方向形变; $w_{zj-\beta-n1}$ 为组件下挠性件转角下沿力方向形变; w_{zj-n1} 为组件不存在转角下由下挠性件产生的形变; w_{p1-x1} 为

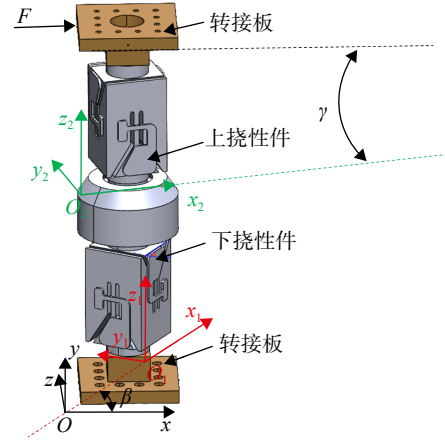


图 5 测力组件中挠性件转角误差示意图

Fig. 5 Angle error diagram of flexible part in force measuring component

$$\begin{cases} F_{x1} = F \cos \beta \\ F_{y1} = F \sin \beta \\ F_{x2} = F \cos \gamma \\ F_{y2} = F \sin \gamma \end{cases} \quad (6)$$

式中 β 为组件中下方挠性件转角; γ 为组件中上方挠性件转角。

组件形变也分为两部分进行计算,为上挠性件产生的形变和下挠性件产生的形变,两者相加即为总形变。根据式(3)与图 3 中尺寸,计算得到由下挠性件 $n1$ 弯曲产生的形变,如式(7)所示。

下挠性件薄板在 x_1 方向形变; w_{p1-y1} 为下挠性件薄板在 y_1 方向形变; w_{p1} 为下挠性件不转角时薄板形变; L_1 为转接板测点位置尺寸; L_2 为传感器厚度。

同理可计算得到由上挠性件 $n2$ 产生形变:

$$\begin{cases} w_{zj-x2-n2} = w_{p2-x2} + \frac{\partial w_{p2-x2}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} L_1 = \left(w_{p2} + \frac{\partial w_{p2}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} L_1 \right) \cos \gamma \\ w_{zj-y2-n2} = w_{p2-y2} + \frac{\partial w_{p2-y2}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} L_1 = \left(w_{p2} + \frac{\partial w_{p2}}{\partial z} \Big|_{z=L_d} L_1 \right) \sin \gamma \\ w_{zj-\gamma-n2} = \sqrt{w_{zj-x2-n2}^2 + w_{zj-y2-n2}^2} = w_{zj-n2} \end{cases} \quad (8)$$

式中 $w_{zj-x2-n2}$ 为组件上挠性件转角下 x_2 方向形变; $w_{zj-y2-n2}$ 为组件上挠性件转角下 y_2 方向形变; $w_{zj-\gamma-n2}$ 为组件上挠性件转角下沿力方向形变; w_{zj-n2} 为组件不存在转角下由上挠性件产生的形变; w_{p2-x2} 为下挠性件薄板在 x_2 方向形变; w_{p2-y2} 为下挠性件薄板在 y_2 方向形变; w_{p2} 为下挠性件无转角下薄板形变。

因此得到两个挠性件存在转角时的测力组件总形变为:

$$w'_{zj} = w_{zj-\beta-n1} + w_{zj-\gamma-n2} = w_{zj-n1} + w_{zj-n2} = w_{zj} \quad (9)$$

式中 w'_{zj} 为组件存在转角下总形变, w_{zj} 为组件没有转角下形变。

通过建立挠性件与测力组件在存在转角时的形变模型可以看出,挠性件与测力组件形变规律与转角误差无关。存在转角下的形变可按照每个挠性件的单独坐标系进行力分解,分别计算单个挠性件两个方向的形变,再对形变进行矢量加和得到。因此,理论上测力组件安装时可无需在意挠性件的转角误差。

2 测力组件转角误差下形变仿真

通过前述计算得到了测力组件中两个挠性件存在偏角时的形变模型,进一步的,通过仿真计算方法进行分析。建立与计算模型尺寸相同的测力组件模型,对存在转角时的侧向形变进行分析,包括施力方向形变与挠性件两个侧向方向形变,

对比挠性件侧向形变矢量和与施力方向形变值,验证理论模型的准确性。

2.1 挠性件存在转角时仿真分析

建立如图4所示的挠性件三维模型。以转接板侧面与挠性件侧面装配角度为参数,设置参数化仿真分析。观察角度变化时侧向形变规律。

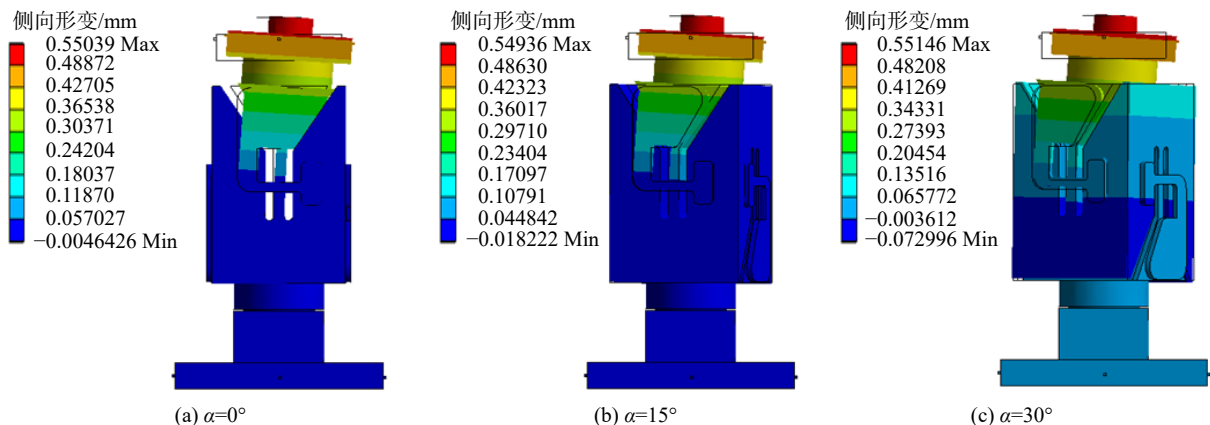
首先建立全局坐标系 $Oxyz$ 以及挠性件局部坐标系 $O'x'y'z'$ 。在挠性件上方放置一个方块,角度与转接板角度相同,在方块的一侧施加全局坐标系下的 x 方向力,另一侧获取形变。同时获取挠性件局部坐标系下两个侧向形变,进行对比分析。改变挠性件与转接板之间的角度,对比不同角度下挠性件施力方向形变与局部坐标系形变矢量和。形变如图6所示。

可以看出,挠性件局部坐标系下形变矢量和与施力方向形变差值很小,说明外力在挠性件坐标系下被分解,挠性件在两个侧向发生形变,形变进一步合成得到挠性件总形变。证明了理论猜想的正确性。

将不同转角下挠性件形变进行对比,同时与理论模型计算结果进行比较,如图7所示。可以看出,不同转角下形变差异也很小,最大误差为0.002 1%。表明挠性件形变规律与理论分析相同,同时验证了理论模型的准确性。

2.2 测力组件存在转角时仿真分析

与挠性件仿真计算相同。首先建立测力组件三维模型。改变两个挠性件之间、挠性件与转接



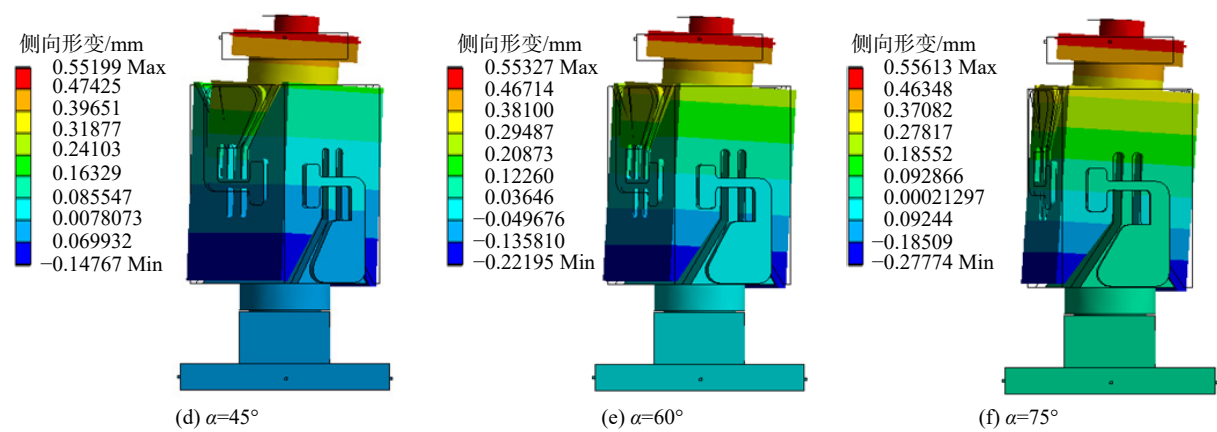


图 6 不同角度下挠性件形变仿真
Fig. 6 Deformation simulation of flexible parts different angles

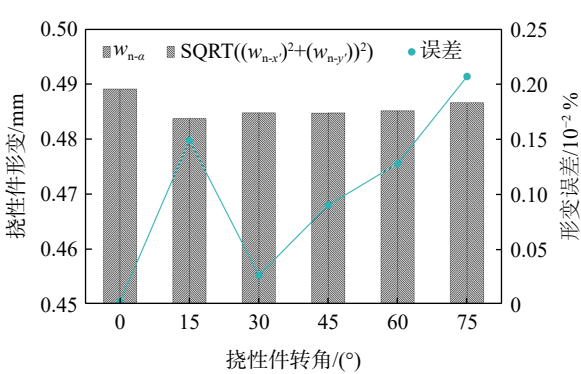


图 7 不同转角下挠性件形变对比
Fig. 7 Deformation comparison of flexible parts under different angles

板之间的角度,上下转接板互相平行。底部固定,在上转接板侧面加力,对面相同位置测量形变。改变两个挠性件的转角。与挠性件形变获取相同,获取全局坐标系下施力方向形变以及两个挠性件局部坐标系下侧向形变。

仿真分析得到的形变结果如图 9 所示。通过数据可以看出,挠性件不同转角下测力组件形变差别较小,形变规律与理论分析相同。证明挠性件存在转角对测力组件侧向性能影响较小。

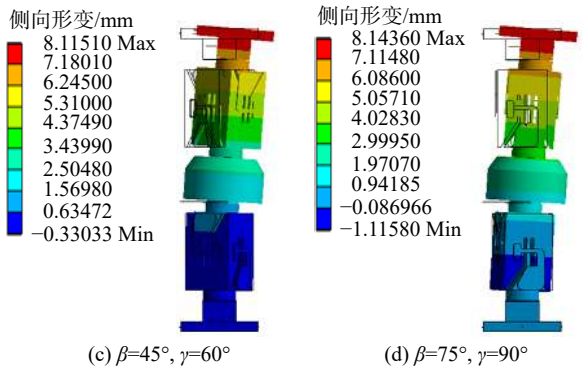
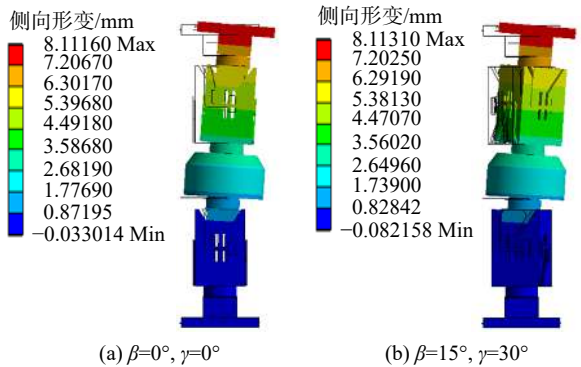


图 8 测力组件转角下形变仿真
Fig. 8 Simulation of deformation under rotation angle of force component

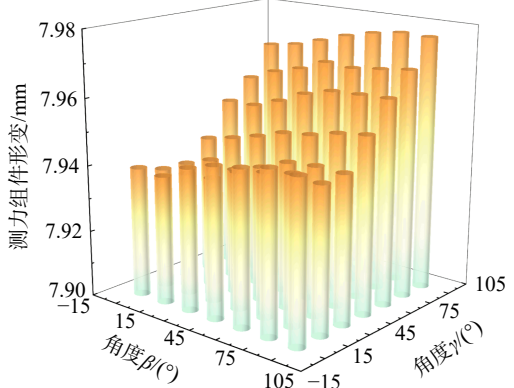


图 9 测力组件形变分解验证
Fig. 9 Deformation decomposition verification of force measuring components

3 转角装配误差实验验证

通过前述计算得到了挠性件及测力组件安装时存在转角误差下的轴向、侧向形变模型。并通过仿真进行了验证。需通过实验进一步验证理论模型的正确性。

3.1 挠性件转角下形变实验

首先对挠性件转角下侧向性能进行实验验证。通过专用的挠性件工装对挠性件进行不同转角下装配。保证挠性件水平,采用数显角度仪测量转接板的倾斜角。得到转接板与挠性件之间的实际角度。选取7个角度进行实验对比,装配角度如图10所示。

实验装置如图11所示。为保证力的准确稳定施加,在挠性件螺柱上放置两个螺母。下方螺母用来承力,调整螺母侧面与转接板平行。上方

螺母用来固定下方螺母,防止在加力过程中下方螺母转动。在螺母侧边施加力,在对面放置一个形变传感器。

由于无法测量同一水平位置挠性件两个侧向形变,在挠性件中间正方体部分上表面沿着两个侧向放置两个测点。采用专用夹具测量挠性件侧向形变,计算模型中尺寸 $(L_b+L_c+0.5L_e)$ 变成专用夹具厚度的一半 $0.5L_f$ 。将两个测点的形变结果与理论计算、仿真结果进行对比,验证挠性件在不同转角下形变规律理论的正确性。

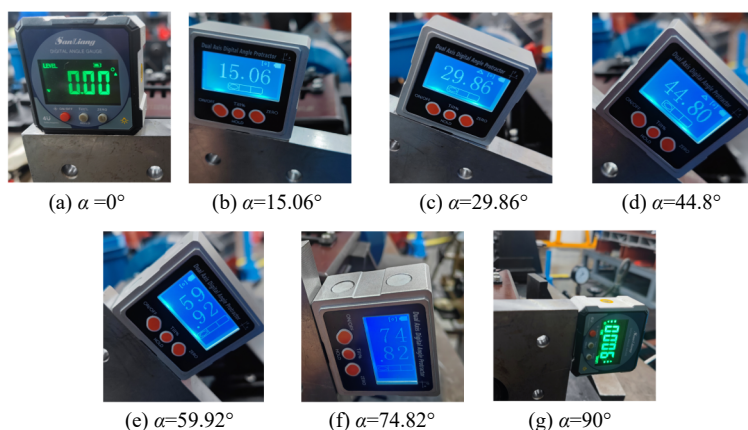


图10 挠性件不同转角装配

Fig. 10 Flexible parts assembled under different angles

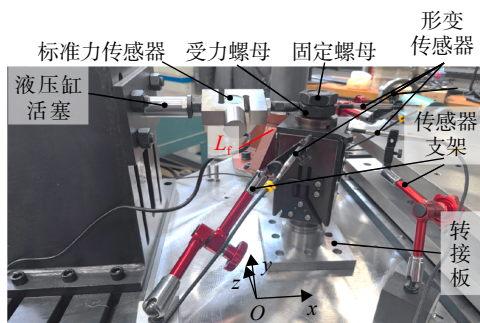


图11 挠性件性能实验

Fig. 11 Performance experiment of flexible parts

挠性件转角坐标系下计算形变与实验形变对比如图12、图13所示。挠性件存在转角后形变与理论计算形变之间吻合度很高,误差较小。证明理论分析以及挠性件转角下形变模型准确。

将不同转角下挠性件总形变进行对比,同时与理论计算结果进行比较,如图14所示。通过数据可以看出,挠性件不同转角下形变差别较小,并且与理论计算结果很接近。证明了理论猜想与模型的准确性。

为进一步证明模型的准确性,计算不同力值

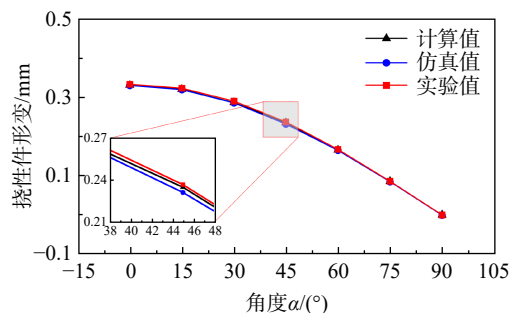


图12 挠性件 x' 方向形变

Fig. 12 Deformation of the flexible parts in x' direction

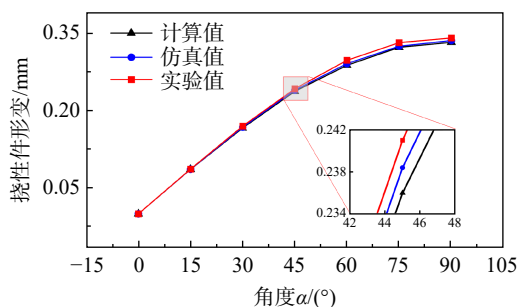
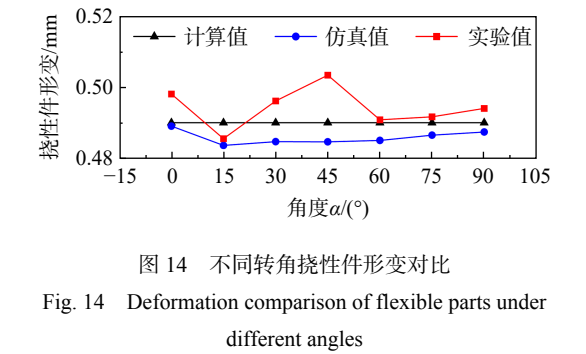


图13 挠性件 y' 方向形变

Fig. 13 Deformation of the flexible parts in y' direction



下以及不同转角下挠性件侧向性能以及理论模型的准确性。如表 1 和表 2 所示。

通过表 1 中数据可以看出挠性件理论模型计算结果与实验测得结果最大误差仅为 2.7%, 表明测力组件转角下形变模型的准确度较高。同样的表 2 中数据显示, 同一力值下不同装配转角的挠性件形变测量差异也较小, 最大误差仅为 4.08%, 证明转角对于挠性件性能没有影响。

3.2 测力组件转角下形变实验

采用专用夹具对测力组件进行装配。改变两个挠性件间的装配角度。选取五组角度进行性能

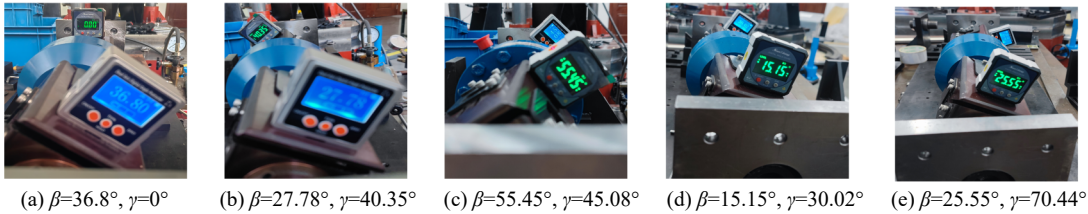


图 15 测力组件转角误差装配

Fig. 15 Force measuring components assembled under angle error

测力组件中包含两个挠性件, 与挠性件形变实验相同, 需要对两个挠性件分别进行各自坐标系下侧向形变测量。

实验装置以及测点位置如图 16 所示。一共设置 5 个形变测点, 在施力点对面设置一个, 测量总形变, 如图中 w_{zj} 测点。每个挠性件各设置两个测点, 测量各自坐标系下形变, 如图中 w_{x1} 、 w_{y1} 、 w_{x2} 、 w_{y2} 。

实验过程与挠性件侧向性能实验相同。每种角度下的测力组件同样做 5 次实验, 取形变数据的均值进行处理。

首先对存在转角下测力组件理论形变模型进行验证。将测力组件中 4 个局部侧点形变与理论计算结果进行对比, 如图 17 所示。可以看出理论模型与实验结果吻合程度高, 误差较小。

表 1 挠性件形变计算值与实验值误差

Table 1 Error between calculated and experimental value of deformation of flexible part

力值/N	安装转角/(°)						
	0	15	30	45	60	75	90
100	1.53	3.52	0.59	0.55	2.24	3.42	1.53
200	1.33	1.87	1.01	1.50	0.46	0.92	0.31
300	0.71	1.36	1.12	2.14	0.31	0.56	0.65
400	0.94	1.08	1.19	2.49	0.03	0.06	1.71
500	1.63	0.91	1.24	2.70	0.16	0.34	0.82

表 2 不同力值下角度变化对挠性件形变影响

Table 2 Influence of angle change on deformation of flexible parts under different force values

力值/N	误差/%	力值/N	误差/%
100	4.08	400	3.48
200	3.32	500	3.52
300	3.43		

分析。装配时保证上下两个转接板相互平行, 通过两个数显角度仪测量挠性件的转动角度。测力组件不同角度装配如图 15 所示。

其次, 对比不同装配转角下测力组件总形变与理论模型结果, 如图 18 所示。同样的结果相差

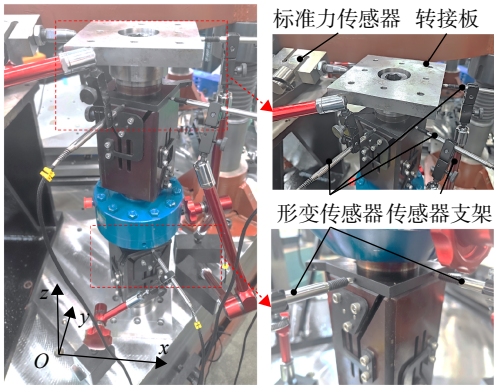


图 16 测力组件转角性能实验

Fig. 16 Performance experiment of force measuring component with angle

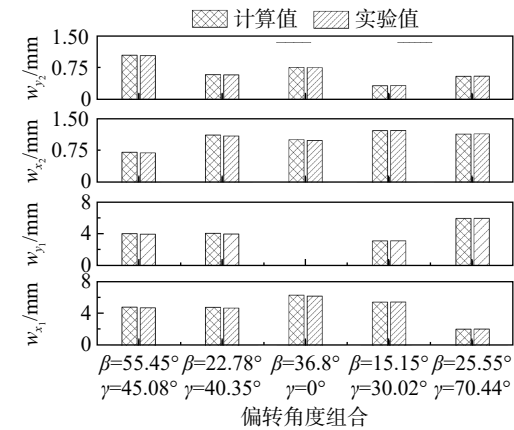


图 17 测力组件不同角度下局部形变

Fig. 17 Local deformation of force measuring assembly at different angles

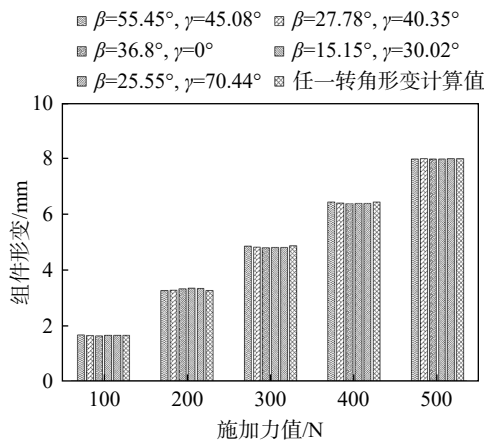


图 18 不同转角测力组件形变对比

Fig. 18 Deformation comparison of force measuring components at different angles

很小, 模型准确性较高。

将不同力值下测力组件转角形变模型误差以及角度对于组件性能影响进行计算, 结果如表 3 和表 4 所示。实验结果与计算结果差异较小, 最大误差为 2.39%。并且转角误差对于测力组件侧向性能影响最大仅为 2.41%。

表 3 测力组件形变计算值与实验值误差

Table 3 Error between calculated and experimental value of deformation of force measuring components

$\beta/(^{\circ})$	$\gamma/(^{\circ})$	输入力值/N				
		100	200	300	400	500
55.45	40.08	0.84	0.08	0.15	0.03	0.09
27.78	40.35	0.49	0.37	1.05	0.53	0.07
36.8	0	1.37	1.90	1.40	0.85	0.23
15.15	30.02	0.11	2.39	1.25	0.68	0.14
25.55	70.44	0.01	2.05	1.19	0.62	0.06

表 4 不同力值下角度变化对测力组件形变影响

Table 4 Influence of angle change on deformation of force measuring components under different force values

力值/N	误差/%	力值/N	误差/%
100	2.20	400	0.88
200	2.41	500	0.23
300	1.40		

实验结果进一步证明, 挠性件或测力组件中挠性件装配转角并不会影响测力组件结构性能。装配时转动角度误差可以忽略。

4 结 论

本文针对挠性件与测力组件装配过程中存在的转角误差进行了分析, 建立了挠性件存在转角时的挠性件与测力组件解析形变模型, 结合仿真数值计算结果, 获取了挠性件存在转角下挠性件与测力组件的各项性能。最后通过挠性件与测力组件实验进行了验证。本文得到以下结论:

1) 通过分析挠性件结构, 结合力学理论, 建立了挠性件装配存在转角时的形变模型, 证明了挠性件转角不影响挠性件性能。测力组件存在转角误差时的形变模型同样证明了挠性件转角的存在并不影响测力组件性能。

2) 不同转角下的挠性件与测力组件数值仿真分析得出结论与解析模型相同, 不同装配转角下挠性件与测力组件性能差异很小。

3) 进行了装配转角误差下的性能实验。挠性件以及测力组件转角下的形变结果与理论计算结果误差较小, 最大误差小于 2.7%, 并且不同转角下挠性件与测力组件性能差异较小仅为 4.09%。

本文构建了挠性件与测力组件存在转角下的形变模型构建方法, 通过理论建模、仿真计算以及实验验证的方式, 充分证明了挠性件装配转角误差对于挠性件以及测力组件性能影响很小。也为测力组件在矢量力测试装置中受到不同方向侧向力时的性能提供了精确的计算模型, 极大地简化了测力组件设计、分析过程, 提高了矢量发动机推力的测试效率。

参考文献:

[1] 孙聪. 从空战制胜机理演变看未来战斗机发展趋势[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525826.

Sun Cong. Development trend of future fighter: a review of evolution of winning mechanism in air combat[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525826. (in Chinese)

- [2] Herbst W B. Future fighter technologies[J]. *Journal of Aircraft*, 1980, 17(8): 561-566.
- [3] 金鑫, 杨党国, 蔡广平, 等. 先进战斗机武器内埋发展趋势与关键气动问题[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(3): 152-159.
Jin Xin, Yang Dangguo, Cai Guangping, et al. Key aerodynamic issues and development tendency of internal weapons bay of advanced fighters[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(3): 152-159. (in Chinese)
- [4] 朱纪洪, 张尚敏, 周池军, 等. 飞机超机动状态动力学特征及对控制系统的挑战[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(12): 1650-1662.
Zhu Jihong, Zhang Shangmin, Zhou Chijun, et al. Dynamic characteristics and challenges for control system of super-maneuverable aircraft[J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(12): 1650-1662. (in Chinese)
- [5] 郑天慧, 郭琦, 曾海霞, 等. F119 核心机研制技术途径及发展趋势[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2014, 27(2): 54-58.
Zheng Tianhui, Guo Qi, Zeng Haixia, et al. Development approach and derivatives of F119's core engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2014, 27(2): 54-58. (in Chinese)
- [6] 范子强, 方振平. 过失速机动飞机的鲁棒非线性控制律设计[J]. *航空学报*, 2002, 23(3): 193-196.
Fan Ziqiang, Fang Zhenping. Robust, nonlinear control design for a poststall maneuver aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2002, 23(3): 193-196. (in Chinese)
- [7] 张力, 王立新. 推力矢量飞机控制律设计及过失速机动仿真研究[J]. *飞行力学*, 2008, 26(4): 1-3, 7.
Zhang Li, Wang Lixin. Research on flight control law design of fighter with vectoring thrust and post-stall maneuver simulation[J]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(4): 1-3, 7. (in Chinese)
- [8] Gunzinger M, Rehberg C, Autentied L. Five priorities for the air force's future combat air force[R]. Washington, DC: Center for Strategic and Budgetary Assessment, 2020.
- [9] Wright A, Wright A, Born T, et al. Design and calibration of a six degree-of-freedom thrust sensor for a lab-scale hybrid rocket[R]. AIAA-2013-1016, 2013.
- [10] Araki M, Tsukamoto M, Kojima T, et al. Thrust measurement of a rectangular hypersonic nozzle using an inclined baffle plate[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(6): 1258-1267.
- [11] Miloš P, Davidović N, Jojić B, et al. A novel 6 DOF thrust vector control test stand[J]. *Tehnički Vjesnik*, 2015, 22(5): 1247-1254.
- [12] 王颐, 雷亚琴. 固体火箭发动机多分力测量方法简介[J]. *固体火箭技术*, 2000, 23(3): 70-74.
Wang Yi, Lei Yaqin. The multi-component measurement for solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2000, 23(3): 70-74. (in Chinese)
- [13] 张军, 温晓杰, 李新阳, 等. 矢量推力台架中测力传感器组件的性能仿真与试验[J]. *航空发动机*, 2025, 51(2): 137-141.
Zhang Jun, Wen Xiaojie, Li Xinyang, et al. Performance simulation and testing of load cell train in vector thrust stand[J]. *Aero-engine*, 2025, 51(2): 137-141. (in Chinese)
- [14] Wright A M, Wright A B, Born T, et al. A six degree-of-freedom thrust sensor for a lab-scale hybrid rocket[J]. *Measurement Science and Technology*, 2013, 24(12): 125104.
- [15] 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)
- [16] 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)
- [17] 张有, 张斌山, 吴锋, 等. 六分力台架设计与矢量推力定位[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(11): 2324-2330.
Zhang You, Zhang Binshan, Wu Feng, et al. Six-component stand design and vector thrust positioning[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(11): 2324-2330. (in Chinese)
- [18] 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)
- [19] 李海涛. 火箭发动机推力矢量测量理论、方法与自动测试技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
Li Haitao. Research on the theory & method of trust vector measurement and the automatic test technology in rocket engine ground test[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
- [20] 张龙飞, 胡全星. 固体火箭发动机试车架中板簧弹阻力有限元计算方法[J]. *火炮发射与控制学报*, 2015, 36(4): 50-54.
Zhang Longfei, Hu Quanxing. The finite element method for calculating elastic resistance of plate spring in SRM test frame[J]. *Journal of Gun Launch & Control*, 2015, 36(4): 50-54. (in Chinese)
- [21] 张龙飞. 固体火箭发动机试车架结构分析及其 MATLAB 实现[D]. 西安: 航天动力技术研究院, 2015.
Zhang Longfei. Structure analysis and matlab implementation of solid rocket engine test frame[D]. Xi'an: Academy of Aerospace Solid Propulsion Technology, 2015. (in Chinese)
- [22] 赵磊, 纪明, 王佳, 等. 万向柔性铰链连接快速反射镜的设计与仿真[J]. *红外与激光工程*, 2019, 48(2): 0218002.
Zhao Lei, Ji Ming, Wang Jia, et al. Design and simulation of fast steering mirrors connected by universal flexure hinges[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(2): 0218002. (in Chinese)
- [23] 白涛. 六分量试车台结构特性数值模拟研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2022.
Bai Tao. Numerical simulation research on structural characteristics of six-component test stand[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2022. (in Chinese)
- [24] 齐芊枫, 郑椰琴, 吴立伟, 等. 柔性结构技术在精密工件台中的应用[J]. *电子工业专用设备*, 2011, 40(9): 1-6, 53.
Qi Qianfeng, Zheng Yeqin, Wu Liwei, et al. Application of flexible structure technology in design of wafer stage[J]. *Equipment for Electronic Products Manufacturing*, 2011, 40(9): 1-6, 53. (in Chinese)
- [25] Li Xinyang, Ren Zongjin, Zhang Jun, et al. Research on the performance of force measuring component—the key unit of vector thrust measuring system[J]. *Measurement*, 2024, 235: 115017.

(编辑: 张 雪)