

DOI: 10.3901/JME.2023.23.023

航空发动机机匣多边并联加载装置设计及精度分析^{*}

郭建英^{1,2} 梁 晋¹ 刘建泽³ 滕光蓉² 石 炜² 刘良宝⁴

(1. 西安交通大学机械工程学院 西安 710049;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院 绵阳 621000;

3. 北京航空航天大学机械工程及自动化学院 北京 100191;

4. 北京航空航天大学航空发动机研究院 北京 102206)

摘要: 针对航空发动机机匣强度试验对多边并联加载装置的需求, 基于六自由度并联机构提出了一种适用于机匣多边多维力加载的试验系统, 在实现系统稳定加载控制的同时有效抑制了机匣柔性变形对多维力加载精度的影响。利用旋量理论推导得到了典型双边多维力加载装置的一阶静力影响系数矩阵, 运用 ADAMS 和 Simulink 建立了机匣加载系统联合仿真模型, 实现了支链力与多维力之间的映射和柔性变形补偿解算。考虑多维力加载装置的 I 类和 II 类误差影响因素, 推导了机匣双边多维力加载装置的误差分析模型。在此基础上研制了机匣双边多维力加载装置样机, 搭建了机匣多维力静态测量与加载试验系统, 并进行了试验验证。根据试验结果分析得到了该系统的加载精度, 从而为机匣多边多维力并联加载装置的开发与应用提供了参考。

关键词: 机匣; 并联机构; 联合仿真; 变形补偿; 多维力加载

中图分类号: TP212

Design and Precision Analysis of Multi-sided Parallel Loading Device for Aircraft Engine Casing

GUO Jianying^{1,2} LIANG Jin¹ LIU Jianze³ TENG Guangrong²

SHI Wei² LIU Liangbao⁴

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049;

2. Aero Engine Corporation of China Sichuan Gas Turbine Research Institute, Mianyang 621000;

3. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191;

4. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206)

Abstract: Aiming at the requirement of a multi-dimensional parallel loading device for aircraft engine casing strength test, a test system suitable for multi-dimensional force loading of the casing based on a 6-DOF parallel mechanism is proposed, which can realize the stable loading control of the system and effectively suppress the influence of the flexible deformation of the casing on the multi-dimensional force loading accuracy. The first-order static influence coefficient matrix of a typical double-sided multi-dimensional force loading device is derived from spinor theory. The co-simulation model of the cartridge loading system is established by Adams and Simulink, and the mapping between the branched-chain force and the generalized force, and the flexible deformation compensation are realized. Considering the error influencing factors of class I and class II of the multi-dimensional loading device, the error analysis model of the double-sided multi-dimensional loading device is derived. On this basis, a prototype of a double-sided multi-dimensional force loading device of the cartridge was developed, a static measurement and loading test system of the multi-dimensional force of the cartridge was built, and the test was verified. According to the test results, the loading accuracy

^{*} 国家自然科学基金(52275543)和国家重点研发计划(2022YFB4601802)资助项目。20230608 收到初稿, 20230921 收到修改稿

of the system is obtained, which provides a reference for the development and application of the multi-dimensional parallel loading device of the casing.

Key words: casing; parallel mechanism; joint simulation; deformation compensation; multi-dimensional force loading

0 前言

航空发动机是飞机的心脏,其产生的动力通过机匣传递至飞机,中介机匣作为传力路径中的关键件,发动机首飞前需进行机匣静强度试验。发动机中介机匣连接着低压进气风扇机匣、高压压气机机匣以及外涵机匣等部件,气动载荷和机械载荷在各安装边的分配复杂,且具有空间六自由度分布特点^[1],试验载荷难以在地面试验室环境下准确模拟。目前,机匣强度试验加载通常使用正交分布作动器线性耦合加载,在紧凑空间内线性叠加集中力载荷实现机匣多个安装边的拉、弯、扭、侧多维力载荷,该试验方法需根据不同试验方案分别设计加载支链的空间位置,加载支链安装操作复杂,试验周期和成本较高,且重复安装带来的安装误差难以进行标定,加载误差给试验结果带来不确定性。因此,需研究一种集成度较高、安装操作简单的机匣多边多维力加载试验方法,用于模拟机匣各安装边的复杂多维力载荷工况,能够提高机匣强度试验加载精度和试验效率。

并联加载机构具有结构紧凑、刚度高、承载能力强等优点^[2-3],在求解空间内能够实现各坐标方向的六自由度载荷,适合于机匣有限加载空间内的多边多维力加载,但其精度依赖于运动机构的工作姿态和安装几何误差^[4],学界的大多数研究集中在运动学控制精度补偿^[5-7],少数学者对并联机构多维力加载的控制方法和误差分析开展了研究。其中,IAN等^[8-10]提出了基于 Stewart 结构的多自由度力加载系统,用于实现生物骨骼的刚度测试。王博^[11]提出了一种正交并联机构的多轴加载试验系统,基于作动器输出力闭环的控制方案进行了动态加载试验。CARPIUC-PRISACARI 等^[12]运用并联机构在 N-M 实验中实现了圆筒材料单安装边的六自由度载荷加载。梁来雨等^[13]设计了单平台多维力加载系统,通过并联机构的位姿控制间接的实现力控制,未对多维力载荷加载精度进行深入研究。侯立果等^[14]通过运动学正解补偿多维力位姿误差,基于刚性 6-PUS 并联机构对多维力加载精度进行了实验研究。GUO 等^[15]运用仿真和实验方法研究了单平台并联机构对柔性拉伸件的加载精度。由于多维力加载装置与

多维力测量传感器原理类似,较多学者也对并联测力结构的误差影响因素及补偿方法进行了研究,其中,赵延治等^[16]研究了六维力传感器受力后结构变形对多维力输出的影响,并分析了影响其精度的 I、II 类误差。李立建等^[17]运用有限元方法研究了六维力传感器柔性分支杆受力变形与多维力输出误差的解析映射关系。然而上述研究中,只针对单层多维力加载平台进行研究,未对多边多维力加载方法进行研究,且研究中多数将加载载荷信号转换为位姿控制信号,通过补偿后的位姿间接实现力控制,未考虑机匣复杂边界约束下的加载干扰,以及实际加载环境下小变形对位姿补偿加载控制的噪声干扰问题。而以支链输出力作为伺服控制对象的并联机构,动平台的位姿处于开环状态,加载平台产生的位姿变化及试验件变形会对平台输出广义力产生较大影响^[18],因此,传统多维力并联加载方法并不能满足研制基于支链力控制的多边多维力并联加载装置需求。

为满足航空发动机中介机匣多边多维力加载试验装置研制的需求,设计了一种典型双边多维力加载装置,基于旋量理论建立了该装置的数学模型,推导了多边多维力加载装置的两类误差。为了验证其加载精度及控制方案可行性,采用支链载荷闭环控制方法建立了该装置的联合仿真模型,并对试验件变形导致的加载误差进行补偿,有效降低了柔性机匣多维力加载误差。构建了机匣多边多维力加载试验系统,并进行了静态加载试验,分析其加载精度,为机匣多边多维力并联加载方案的设计和精度改善提供了参考。

1 机匣加载模型

1.1 机匣加载结构

航空发动机机匣多维力加载装置设计以中介机匣为典型结构,并设计了模拟试验件,试验件模型、坐标系见图 1 所示,模型的 z 轴由外涵安装边中心到风扇安装边中心的矢量组成,从风扇安装边正视机匣向右为 y 轴正向, z 轴由右手坐标系确定。机匣的风扇安装边法兰、外涵安装边法兰、压气机安装边法兰、2#支点法兰、3#支点法兰分别与发动机各功能部件相连接。

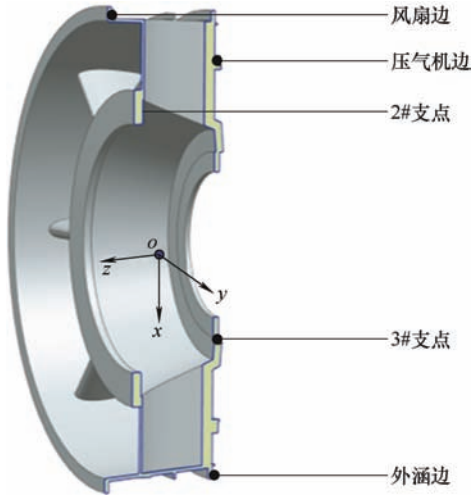


图1 机匣结构示意图

发动机状态下,机匣各安装边受到多维力载荷,试验室强度模拟试验中,为考核机匣的强度储备,需要按照一定的设计方法约束其中的一个或多个安装边,并在其余安装边施加多维力载荷。为模拟机匣的多边多维力加载典型试验工况,固支机匣压气机安装边,在风扇安装边和外涵安装边施加多维力载荷。机匣典型工况的多维力并联加载原理如图2所示,各安装边的多维力载荷为机匣各相连部件沿传力路径计算得到的理想载荷,试验过程中可通过分布在各加载平台上的加载支链集中力耦合模拟理想多维力载荷,因此,各加载支链耦合载荷精度直接影响多维力试验加载精度。

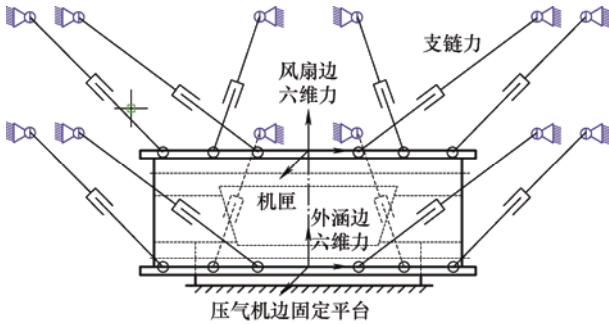


图2 机匣加载原理示意图

1.2 加载模型建立

机匣各安装边的设计载荷为机匣坐标系下的广义多维力载荷,即加载多维合力。机匣静强度试验过程为准静态过程,机匣安装边的合力表示为

$$\mathbf{F} = (f_x, f_y, f_z, m_x, m_y, m_z) \quad (1)$$

式中, f_x, f_y, f_z 和 m_x, m_y, m_z 分别为各矢量方向的力和力矩,采用经典 6-SPS 并联加载机构在每个安装边上进行多维力加载,单平台加载机构原理如图3

所示,加载机构由静平台和动平台组成,平台之间由 6 个结构相同的滑动加载支链通过球铰连接,共有 6 个自由度,支链长度 $L_i (i=1, \dots, 6)$ 、静平台和动平台半径分别为 r_a 和 r_b 、静平台和动平台球铰分布角 α 和 β 为机构设计参数, A_i 和 $B_i (i=1, \dots, 6)$ 为静平台与动平台的铰点坐标, $A_i - B_i - O' - O$ 构成加载机构的运动学支链闭环矢量。加载机构的静平台固定,动平台与加载边固支进行多维力加载,平台坐标系由右手坐标系确定,动平台坐标系矢量与机匣坐标系矢量平行,两个坐标系的 y 轴矢量方向一致, x 轴、 z 轴矢量方向相反,初始安装状态下,动平台坐标系与静平台坐标系原点存在 z 轴方向的位置偏差。

动平台多维力由各支链集中力合成,通过旋量理论可得到支链力与动平台多维力之间的映射。

$$\mathbf{F} = \sum_{i=1}^6 f_i \begin{pmatrix} \mathbf{k}_i \\ \mathbf{b}_i \times \mathbf{k}_i \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中, f_i 为各支链的加载力, \mathbf{k}_i 为支链的加载矢量, \mathbf{b}_i 为动平台的圆心到动平台各铰点的矢量,支链的加载矢量 \mathbf{k}_i 可通过支链闭环矢量求得

$$\mathbf{k}_i = \frac{{}^A_B \mathbf{R} \mathbf{B}_i + \mathbf{P} - \mathbf{A}_i}{L_i} \quad (3)$$

式中, \mathbf{P} 为动平台的位置坐标矢量, ${}^A_B \mathbf{R}$ 为动平台与静平台的坐标转换矩阵。

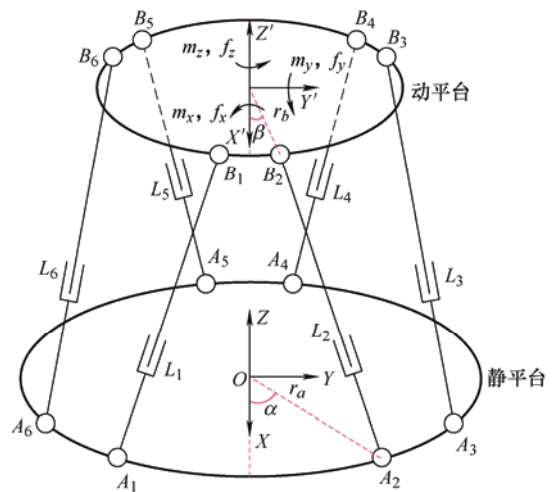


图3 单平台并联加载原理

合并式(2)和式(3)写成矩阵形式为

$$\mathbf{F} = \mathbf{G} \mathbf{f} = \begin{pmatrix} \frac{k_1}{|k_1|} & \dots & \frac{k_6}{|k_6|} \\ \frac{\mathbf{b}_1 \times \mathbf{k}_1}{|k_1|} & \dots & \frac{\mathbf{b}_6 \times \mathbf{k}_6}{|k_6|} \end{pmatrix} (f_1 \quad \dots \quad f_6)^T \quad (4)$$

式中, \mathbf{f} 为支链力矢量, \mathbf{G} 为支链力与动平台多维力之间的映射矩阵, 即一阶静力影响系数矩阵。根据机匣加载空间设计及多维力要求设计得到机构设计参数, 设计参数代入后, 得到理想状态下并联加载平台的一阶静力影响系数矩阵。

理想状态下, 机匣及加载机构为刚体, 但在实际中, 机匣为具有一定刚度的柔性体, 机匣及各连接件在受力后会产生变形, 使得动平台位姿发生改变, 支链力未及时调整时, 动平台多维加载合力将产生偏差, 因此, 建立机匣加载变形后的静力学模型是必要的。

当多维力加载平台对机匣安装边加载多维力 $\mathbf{F} = (\mathbf{f}_w, \mathbf{m}_w)^T$, 机匣加载后自身发生变形, 机匣安装边产生位置和姿态变化, 且随着机匣高度尺寸的增加变形会发生放大效应, 变形后的机匣加载平台坐标系与原坐标系之间发生位姿变化 $\Delta\mathbf{T}$, 实际多维加载载荷变为 $\mathbf{F}' = (\mathbf{f}'_w, \mathbf{m}'_w)^T$, 机匣受力变形如图 4 所示。

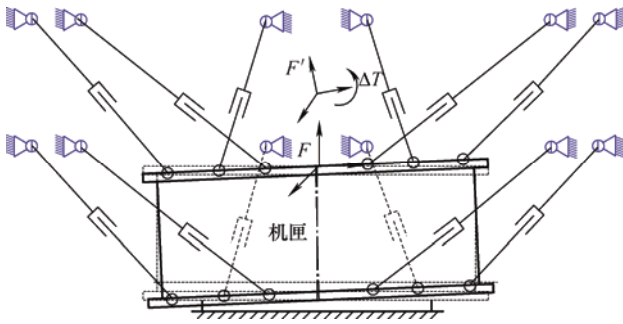


图 4 机匣受力变形图

设机匣加载边的刚度分别为 \mathbf{K} , 刚度矩阵的维数与一阶静力影响系数矩阵的维数相同, 各安装边的受力为

$$\mathbf{F}' + \mathbf{K}\Delta\mathbf{T} = \mathbf{F} \quad (5)$$

\mathbf{K} 与 \mathbf{G} 具有相同维数, 可将两矩阵合并为修正后的一阶静力影响系数矩阵, 最终将载荷偏差耦合至一阶静力影响系数矩阵中, 形成一阶静力影响系数偏差矩阵 $\Delta\mathbf{G}$, 加载平台与机匣安装边的多维力受力偏差为 $\Delta\mathbf{E}$, 由式(6)求得

$$\Delta\mathbf{E} = \mathbf{F} - \mathbf{F}' = \Delta\mathbf{G}(\Delta\mathbf{T})\mathbf{f} \quad (6)$$

六维力的误差来源主要分为两类, 主对角线上的元素构成 I 类误差, 其他元素构成 II 类误差, 因此, 将式(6)中的 $\Delta\mathbf{G}$ 写为

$$\Delta\mathbf{G} =$$

$$\begin{bmatrix} k_{\text{I}}G_{11} & k_{\text{II}}G_{12} & k_{\text{II}}G_{13} & k_{\text{II}}G_{14} & k_{\text{II}}G_{15} & k_{\text{II}}G_{16} \\ k_{\text{II}}G_{21} & k_{\text{I}}G_{22} & k_{\text{II}}G_{23} & k_{\text{II}}G_{24} & k_{\text{II}}G_{25} & k_{\text{II}}G_{26} \\ k_{\text{II}}G_{31} & k_{\text{II}}G_{32} & k_{\text{I}}G_{33} & k_{\text{II}}G_{34} & k_{\text{II}}G_{35} & k_{\text{II}}G_{36} \\ k_{\text{II}}G_{41} & k_{\text{II}}G_{42} & k_{\text{II}}G_{43} & k_{\text{I}}G_{44} & k_{\text{II}}G_{45} & k_{\text{II}}G_{46} \\ k_{\text{II}}G_{51} & k_{\text{II}}G_{52} & k_{\text{II}}G_{53} & k_{\text{II}}G_{54} & k_{\text{I}}G_{55} & k_{\text{II}}G_{56} \\ k_{\text{II}}G_{61} & k_{\text{II}}G_{62} & k_{\text{II}}G_{63} & k_{\text{II}}G_{64} & k_{\text{II}}G_{65} & k_{\text{I}}G_{66} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, k_{I} 为 I 类误差影响因子, k_{II} 为 II 类误差影响因子^[16]。I 类误差影响因子主要由支链结构变形引起, II 类误差影响因子主要由安装误差及加工误差引起, 机匣变形直接反应在支链变形中, 因此, 可通过补偿支链位移变化补偿 I 类误差。

2 仿真分析

2.1 仿真建模

为验证研究方法的正确性, 以航空发动机中介机匣为研究对象, 设计 multidimensional 加载模型如图 5 所示。

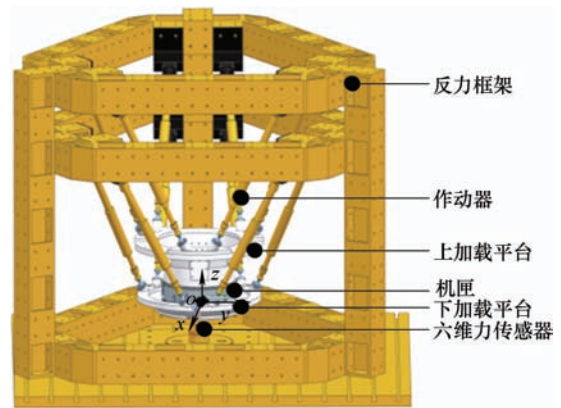


图 5 机匣加载三维模型

设计方法中, 以机匣坐标系为计算坐标系, 压气机安装边与六自由度传感器固定, 用于测量机匣多维力反力, 验证加载精度, 机匣的风扇安装边为上加载边, 外涵安装边为下加载边, 在各加载边上按照研究方法设计六台加载作动器用于加载多维力, 作动器的固定端与反力框架之间用球铰连接, 六维力传感器固定端与反力框架固支, 六维力传感器与各加载平面之间存在 z 矢量方向的偏置, 通过位姿参数偏置 H 进行力矩补偿。初始状态下, 动平台与静平台之间沿 z 矢量方向的初始位移为 h , 其余方向的位姿为 0, 加载装置上下加载平台的模型参数如表 1 所示。

表 1 机构模型参数

参数	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	r_a/mm	r_b/mm	h/mm	H/mm
上平台	44.83	19.58	1 106.9	637.2	1 102.28	764.3
下平台	44.83	18.55	1 106.9	594.7	1 025.9	239.2

为验证模型中各传力机构的正确性,按照试验约束方案建立模型约束,运用 ADAMS 软件在各连接部位建立运动学方程,对设计模型进行仿真验证。在模型中分别运用机匣刚性体和柔性体验证机匣变形对加载精度的影响,ADAMS 模型如图 6 所示。

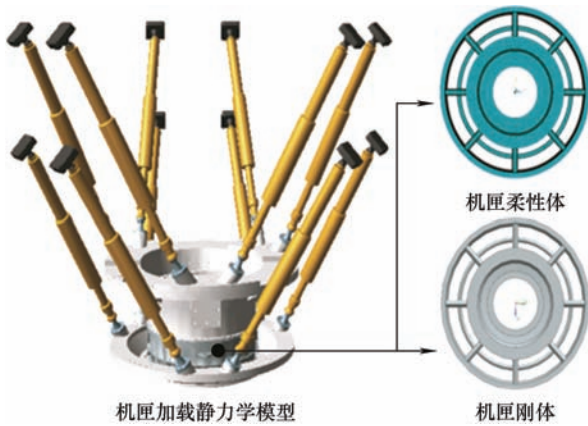
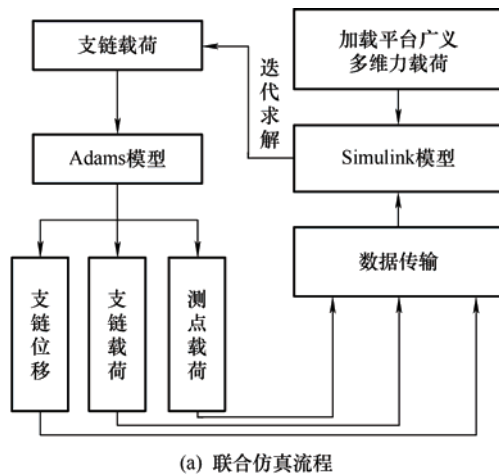


图 6 机匣加载静力学模型

为验证多维力加载模型反解算法及机匣变形补偿方法的正确性,通过 Simulink 程序实现加载解耦算法,运用 ADAMS 静力学模型与 Simulink 程序进行联合仿真,联合仿真流程如图 7a 所示,通过影响系数矩阵求解支链作动器载荷,由作动器直接在加载平台上施加单向矢量载荷,在加载平台中心合成多维力,ADAMS 静力学模型中的作动器位移、载荷等参数反馈至求解程序,Simulink 支链载荷解算模型如图 7b 所示。



(a) 联合仿真流程

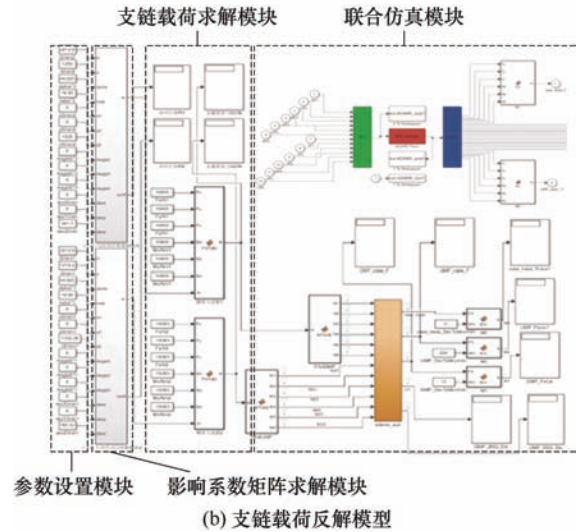


图 7 联合仿真模型

机匣变形导致的位姿变化通过广义位移运动学正解迭代的方法补偿,迭代过程将各加载平台位姿表示为函数 $D(T)$,各支链闭环矢量表达为

$$D_i(T) = (TB_i - A_i)^2 - L_i^2 = 0 (i=1,2,\dots,6) \quad (8)$$

式中, T 为包含 ${}^A_B R$ 和 P 的加载平台坐标系的齐次变换矩阵,在第 $n+1$ 次迭代中,方程的解的估计值为

$$T_{n+1} = T_n - \left(\frac{\partial f(T_n)}{\partial T} \right)^{-1} D(T_n) \quad (9)$$

当运动学正解达到迭代终止条件 $D(T_n) \leq \xi$ 时, T_n 为机匣变形后对应加载平台的位姿。

机匣多边并联加载装置平台的多维力加载设计指标见表 2 所示。在建立的联合仿真模型的上下加载平台分别加载表 2 中的载荷,通过联合仿真模型的 Simulink 程序解算上下加载平台对应支链作动器的加载载荷,并加载至 ADAMS 模型的支链滑动副,可得到各测量平面的反馈载荷及支链位移,并传输至解算程序进行迭代求解。

表 2 多维力设计指标

加载 矢量	x/N	y/N	z/N	$M_x/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_y/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_z/(\text{N}\cdot\text{m})$
载荷	15 000	15 000	15 000	10 000	10 000	10 000

2.2 机匣刚性体仿真

为验证加载机构之间的传力关系,将机匣模型设置为刚体进行联合仿真,为研究多维力之间的耦合关系,对上下平台分别加载各矢量方向的单向载荷,非加载矢量方向的载荷设置为零。每个加载平面进行 6 次仿真,分别计算各矢量方向的反馈载荷,

上平台仿真数据见图 8 所示,下平台仿真数据见图 9 所示。上平台的平面力最大加载误差为 8 N,力矩最大加载误差为 2 N·m,下平台的平面力最大加载误差为 10 N,力矩最大加载误差为 50 N·m,加载误差较小,误差主要来源于建模坐标偏差,载荷精度能够满足设计要求。

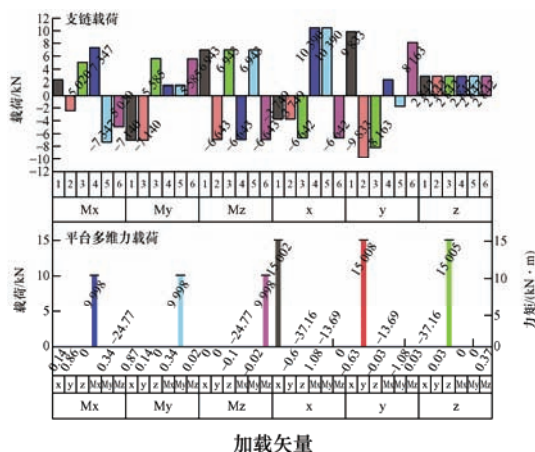


图 8 机匣刚性体上平台仿真结果

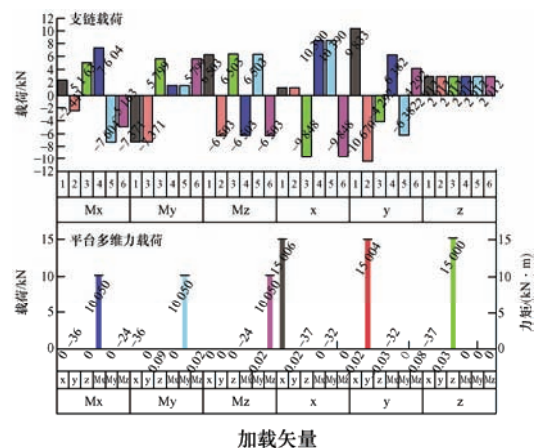


图 9 机匣刚性体下平台仿真结果

由于各加载矢量方向、不同加载平台载荷之间的耦合作用,加载平台沿各矢量方向加载,会引起非加载矢量方向的载荷误差,可认为是 II 类加载误差,误差大小能够反映模型设计及算法的解耦精度。上下平台单向加载图中,耦合力最大误差值小于 38 N,耦合力矩最大误差值小于 33 N·m,以命令值为满量程值,力 II 类误差小于 0.25 %F.S,力矩 II 类误差小于 0.33 %F.S。

为验证两平台载荷之间的加载解耦精度,在上下平台上分别施加相反矢量方向的多维力载荷,载荷与单平台加载一致,机匣压气机安装边(六自由度传感器测量位置)的理论载荷为零,即机匣广义载荷为零。在刚体联合仿真模型中仿真 2 s,压气机边的

六维力反馈曲线如图 10 所示,力载荷的最大误差值为 -42 N,力矩的最大误差值为 -73 N·m,加载误差相对单平台加载增大,但加载误差能够满足设计要求,表明单平台解耦精度较高的情况下,能够保证多平台多维力加载解耦精度的要求,因此,多边多维力加载解耦精度取决于各单平台单向矢量载荷之间的解耦精度。

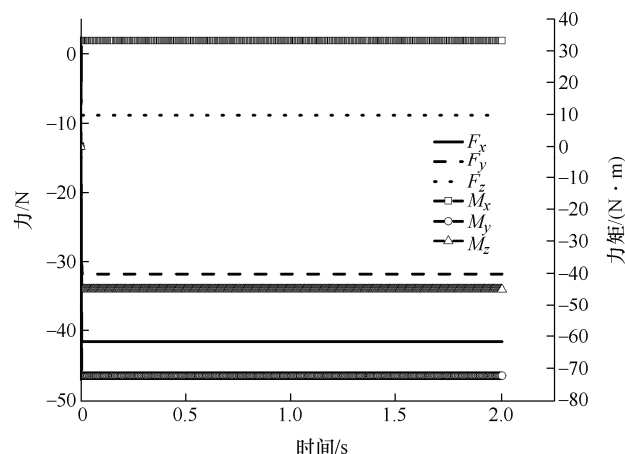


图 10 机匣刚性体六维力仿真结果

2.3 机匣柔性体仿真

为研究柔性体多边多维力的加载精度,将机匣模型设置为柔性体进行联合仿真,按照机匣刚体仿真方法进行加载,先不补偿由于机匣变形导致的位姿变化,加载载荷命令与刚体联合仿真一致,以 M_z 矢量方向扭矩加载为例,对上平台 M_z 矢量逐步加载扭矩,扭矩加载曲线及支链 1 的位移反馈 UP1 如图 11 所示。

图 11 中,随着载荷逐步增大,支链位移逐渐增大,载荷的误差也逐步增大。分别对上下平台各矢量加载单向载荷,上下平台的联合仿真结果见表 3 所示。

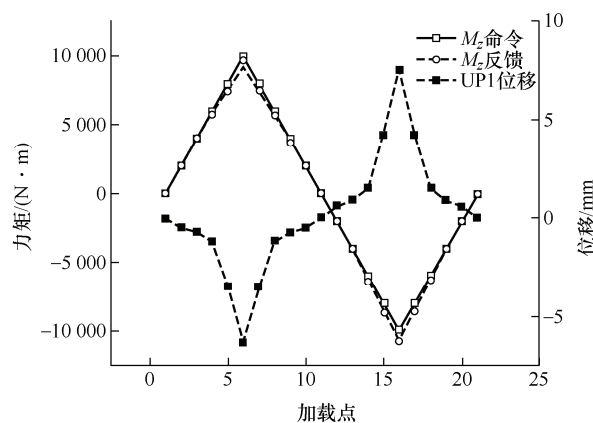


图 11 机匣柔性体上平台力矩仿真结果

表 3 机匣柔性体上下平台仿真结果

加载 矢量	上平台量反馈载荷					
	F_x/N	F_y/N	F_z/N	$M_x/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_y/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_z/(\text{N}\cdot\text{m})$
F_x	15 007	-0.6	-37.42	1.06	-13.75	0.53
F_y	-0.65	15 008	-0.26	-13.69	-1.02	0.03
F_z	-37.16	0.04	15 010	0.58	-0.36	0.37
M_x	-0.85	-425.9	-4.41	10 360	0.71	-1 735
M_y	-333.3	0.95	539.4	0.91	10 290	1 243
M_z	0.03	-0.08	-2.83	-23.74	0.01	9 158
加载 矢量	下平台量反馈载荷					
	F_x/N	F_y/N	F_z/N	$M_x/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_y/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_z/(\text{N}\cdot\text{m})$
F_x	15 004	-0.03	-37.32	0.32	-33.02	0.08
F_y	-0.04	15 002	-0.18	-32.93	0.05	0.09
F_z	-37.19	0.03	15 010	0.05	-0.36	-0.44
M_x	-6.5	-358.3	964.9	10 330	1.06	-1 318
M_y	-514.3	1.82	-380.3	-0.21	10 460	1 008
M_z	0.05	-0.08	-43.73	-24.75	0.03	10 010

表 3 中，上下平台的力载荷加载精度与刚体仿真加载精度相当，而力矩加载误差较大，上平台的力矩最大误差值达到 842 N·m，位于 M_z 方向，下平台的力矩最大误差值达到 460 N·m，位于 M_y 方向，以命令值为满量程值，上平台力矩 I 类误差为 8.42 %F.S，下平台力矩 I 类误差小于 4.6 %F.S，同时矢量载荷引起的非加载矢量方向的 II 类误差也较大。

柔性体联合仿真加载精度较差的原因主要是位姿变化导致加载模型的影响系数矩阵系数发生改变，因此，需将位姿变化迭代至加载模型的影响系数矩阵系数矩阵，从而减小加载平台的多维力加载误差。具体方法为将位姿变化引起的作动器位移更新至影响系数矩阵。将补偿算法运

用于仿真模型，在上下平台同时施加相反矢量方向的载荷，载荷大小与单平台加载一致，机匣压气机安装边(六自由度传感器测量位置)的理论载荷为零，在补偿后的柔性体联合仿真模型中仿真 2 s，压气机边的六维力反馈曲线如图 12 所示。

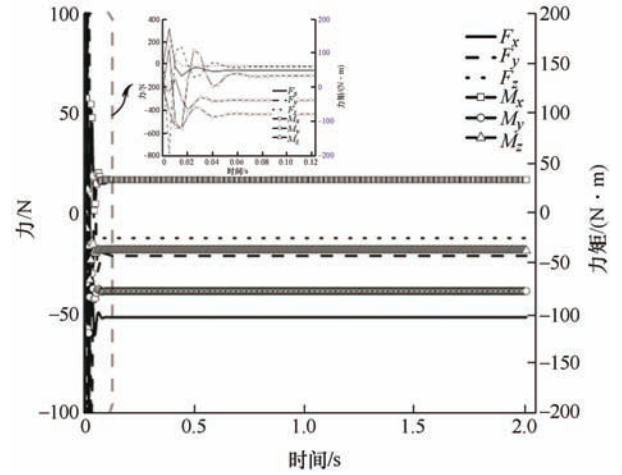


图 12 机匣柔性体六维力仿真结果

图 12 中，压气机安装边的六维力初始仿真误差较大，载荷稳定后逐渐减小，力载荷最大误差值为 -51 N，力矩最大误差值为 27 N·m，与刚体联合仿真的误差相当，表明补偿算法有效。

为分析影响系数矩阵的误差分布，选取上平台加载误差最大的 M_z 方向，对柔性体的影响系数矩阵进行对比分析，计算 6 组加载载荷计算影响系数矩阵偏差，通过式(10)计算 ΔG 。

$$\Delta G = \Delta E_{6 \times 6} f_{6 \times 6}^{-1} \quad (10)$$

可计算得到未补偿变形的柔性体影响系数矩阵偏差矩阵 ΔG_r ，以及补偿位移的柔性体影响系数矩阵偏差矩阵 ΔG_c ，对比可发现，影响系数矩阵中偏差较大的位置与六维力加载矢量误差较大的位置一致，通过位移补偿后，影响系数矩阵偏差明显减小，说明补偿有效。

$$\Delta G_r = \begin{pmatrix} 0.001 & -0 & -0.001 & 0.001 & 0.002 & -0 \\ 0.021 & -0.001 & 0.003 & 0.002 & -0.015 & -0.001 \\ 0.013 & 0.098 & 0.002 & -0.196 & 0.003 & 0.095 \\ 0 & 0.001 & -0.011 & -0.002 & 0.001 & 0 \\ 0.011 & 0 & 0 & -0.001 & -0.016 & 0.001 \\ -0.002 & -0.873 & 0.012 & 1.746 & 0 & -0.873 \end{pmatrix}$$

$$\Delta \mathbf{G}_c = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.061 & 0 & 0.122 & 0 & -0.051 \end{pmatrix}$$

3 试验验证

3.1 试验系统搭建

为验证研究方法在实际工程运用中的可行性,在前文所述模型的基础上,研制了机匣双边多维力加载样机,搭建了试验验证平台,如图 13 所示,并在中国航发四川燃气涡轮研究院的结构静力与疲劳试验器上进行试验验证。该加载装置通过十二条并联支链组成双边多维力加载样机,每条支链由两端球铰和一台直线液压作动器组成,并在每条支链上设置位移传感器和力传感器,加载通道的支链采用 interface 公司的高精度载荷传感器进行支链载荷测量,支链载荷加载范围为 ± 30 kN,测量精度为 0.2%。位移采用拉线式位移传感器测量,测量精度为 0.3%。六自由度传感器采用 ME 公司的 K6D225 型六维力传感器,轴向载荷测量范围分别为 100 kN、100 kN、225 kN,轴向力矩测量范围分别为 15 kN·m、15 kN·m、15 kN·m,测量精度为 0.5%。

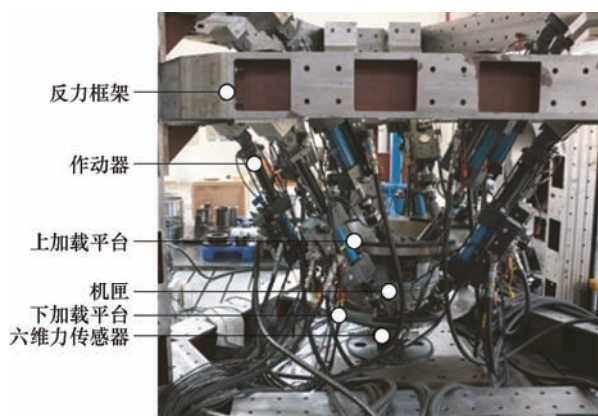


图 13 机匣多维力加载样机

试验验证平台采用液压作动器施加支链载荷, Simulink 模型计算得到支链载荷后,通过多点协调加载控制系统进行载荷闭环控制,位移传感器测量得到支链位移变化,并反馈给计算模型。压气机安

装边与六自由度传感器固定,用于测量加载平台的多维力反馈载荷。通过上平台和下平台多维力加载,六维力传感器进行多维力测量,可获得机匣多维力加载精度。

3.2 试验结果分析

运用试验加载装置进行多维力加载,分别对上下平台各矢量加载单向载荷,加载载荷命令与联合仿真一致。试验过程中,各加载通道采用力控制加载,并将加载通道位移补偿至载荷计算模型,运用压气机边的六维力传感器对加载力进行测量,测量结果如表 4 所示。

表 4 机匣上下平台加载试验结果

加载 矢量	上平台矢量反馈载荷					
	F_x/N	F_y/N	F_z/N	$M_x/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_y/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_z/(\text{N}\cdot\text{m})$
F_x	14 230	327	86.4	25.2	82.3	-9
F_y	-130.2	14 296.3	-85.3	-167.3	34.8	-25.3
F_z	101.3	90.1	15 241	95	-9	-17.5
M_x	-172.9	2 012.6	790.1	9 670.4	85.8	94.2
M_y	-2 262.6	759.6	-1 700	-240.3	9 323	38.8
M_z	-862.5	1 430.2	-1 811	413.9	-93.1	9 399.1
加载 矢量	下平台矢量反馈载荷					
	F_x/N	F_y/N	F_z/N	$M_x/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_y/(\text{N}\cdot\text{m})$	$M_z/(\text{N}\cdot\text{m})$
F_x	15 030	363.5	90.4	0.56	20.7	31.6
F_y	-171.4	15 146	-92.7	-55.6	28.3	-17.2
F_z	82.7	92.5	15 123	73.4	26.1	16
M_x	-304.4	2 070.1	946.8	9 615	117.9	64.8
M_y	-2 311.1	489.7	-1 732	-202.3	9 440	31.3
M_z	-880.5	1 470.3	-1 982	-432	-129.1	9 870

表 4 中,上平台力载荷最大误差为-770 N,下平台力载荷最大误差为 146 N,以命令值为满量程值,上平台力载荷 I 类误差小于-5.13 %F.S,下平台力载荷 I 类误差小于 0.93 %F.S,高于柔性体仿真加载误差。同时上下平台的 x 方向与 y 方向的力载荷耦合误差较大,最大耦合误差为 363 N。上平台力矩最大误差为-678 N·m,下平台力矩最大误差为 560 N·m,以命令值为满量程值,上平台力矩 I 类误差为-6.78 %F.S,低于柔性体仿真加载误差,下平台力矩 I 类误差小于 5.6 %F.S,高于柔性体仿真加载误差,同时矢量载荷引起的 II 类误差也较大。测量六组试验数据可得到试验样机的影响系数偏差矩阵 $\Delta \mathbf{G}$,以 F_x 方向的偏差矩阵 $\Delta \mathbf{G}_x$ 为例。

$$\Delta G_x = \begin{pmatrix} 0.023 & 0.045 & 0.088 & 0.132 & 0.174 & 0.217 \\ -0.106 & -0.209 & -0.421 & -0.624 & -0.837 & -1.027 \\ -0.036 & -0.070 & -0.141 & -0.210 & -0.281 & -0.345 \\ 0.012 & 0.023 & 0.046 & 0.068 & 0.091 & 0.113 \\ 0.008 & 0.015 & 0.030 & 0.044 & 0.058 & 0.073 \\ -0.003 & -0.006 & -0.012 & -0.017 & -0.023 & -0.028 \end{pmatrix}$$

从试验样机的影响系数偏差矩阵可以看出, 对角线 I 类误差系数较小, 非对角线 II 类误差系数较大, 说明试验样机变形引起的误差较小, 非结构变形引起的误差较大。

为验证机匣加载样机的综合加载精度, 在上下平台同时施加相反矢量方向的六维力载荷, 载荷大小与单平台加载一致, 加载试验以目标载荷的 50%、100% 两步进行梯度加载, 并按照上述方法对机匣变形进行补偿, 试验系统中, 六维力传感器测量位置的理论载荷为零, 六维力传感器的测量结果见图 14。

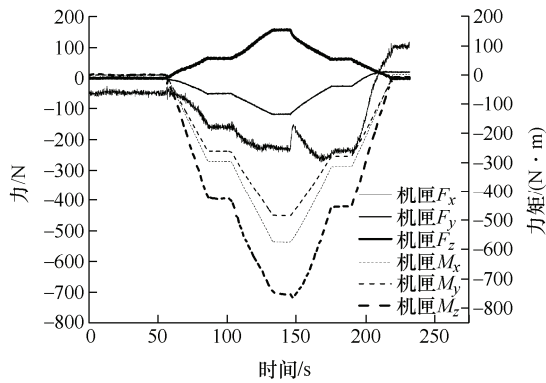


图 14 机匣试验加载结果

图 14 中, 机匣测量点六维力不为零。上述试验结果表明, 机匣多边并联加载装置除机匣柔性位姿变化引起的加载误差外, 还存在铰点安装误差、装配误差等引起的加载误差, 以及六自由度传感器自身的测量解耦误差。因此, 加载样机还需减小非结构变形引起的加载误差。

4 结论

通过对航空发动机机匣多边并联加载装置的原理及精度分析研究, 可以得到以下一些结论。

(1) 设计了一种基于并联机构的机匣多边多维力加载装置, 能够模拟机匣各安装边在发动机状态下的多维力载荷, 是并联机构一种新的应用形式。

(2) 运用联合仿真方法模拟了基于支链载荷闭环控制的多维力并联加载方法, 研究表明, 机匣柔

性变形是引起并联加载误差的重要因素, 通过机匣柔性位姿补偿方法能够提高加载精度。

(3) 通过联合仿真和试验方法验证了研究方法的有效性和准确性, 结果表明, 机匣多边多维力仿真加载精度优于 0.4 %F.S, 机匣柔性体多边多维力试验加载精度优于 ± 6.78 %F.S。

机匣多边并联加载装置能够广泛运用于航空发动机复杂构件的静强度试验, 研究结果对机匣强度试验加载设计有极强的指导意义和参考价值。但研究中未考虑加载装置实际安装中的铰点位置误差, 加载精度可以进一步提高, 后续还需要对安装误差补偿做进一步研究。

参 考 文 献

- [1] MIR-HAIDARI S E, BEHDINAN K. Nonlinear effects of bolted flange connections in aeroengine casing assemblies[J]. Mech. Syst. Signal Process, 2022, 166: 1-15.
- [2] 王向阳, 郭盛, 曲海波, 等. 并联机构驱动力优化配置方法及应用研究[J]. 机械工程学报, 2019, 55(1): 32-41. WANG Xiangyang, GUO Sheng, QU Haibo, et al. Research on optimal allocation method and application of driving force of parallel mechanism[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(1): 32-41.
- [3] 郭江真, 王丹, 樊锐, 等. 3PRS/UPS 冗余驱动并联机器人刚度特性分布[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(4): 500-506. GUO Jiangzhen, WANG Dan, FAN Rui, et al. Stiffness characteristic distribution of redundant drive parallel mechanism of 3PRS/UPS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(4): 500-506.
- [4] DING Jian, YE Changlong, YU Suyang, et al. Accuracy modeling analysis and radical error distribution of 3-RPR planar parallel mechanism[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2022, 36(11): 5699-5711.
- [5] 赵延治, 宋晓鑫, 杨建涛, 等. 基于虚设运动副的并联机器人静态误差建模与标定[J]. 中国机械工程, 2017, 28(18): 2189-2197. ZHAO Yanzhi, SONG Xiaoxin, YANG Jiantao, et al. Static error modelling and calibration for parallel robots based on virtual joint pairs[J]. China Mechanical Engineering, 2017, 28(18): 2189-2197.
- [6] 刘志远, 陈炼, 邵珠峰, 等. FAST 馈源支撑系统的终端精度保证研究[J]. 机械工程学报, 2017, 53(17): 50-59.

- LIU Zhiyuan, CHEN Lian, SHAO Zhufeng, et al. Terminal accuracy of the feed support system in FAST[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(17): 50-59.
- [7] ZENG Chendong, QIU Zhicheng, ZHANG Fenhua, et al. Error modelling and motion reliability analysis of a multi-DOF redundant parallel mechanism with hybrid uncertainties[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2023, 235: 1.
- [8] STOKES I A, GARDNER-MORSE M, CHURCHILL D. Measurement of a spinal motion segment stiffness matrix[J]. Journal of Biomechanics, 2002, 35(4): 517-521.
- [9] DING Boyin, CAZZOLATO B S, STANLEY R M, et al. Stiffness analysis and control of a Stewart platform-based manipulator with decoupled sensor-actuator locations for ultrahigh accuracy positioning under large external loads[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement & Control, 2014, 136(6): 1064-1076.
- [10] LAWLESS I M, DING Boyin, CAZZOLATO B S, et al. Adaptive velocity-based six degree of freedom load control for real-time unconstrained biomechanical testing[J]. Journal of Biomechanics, 2014, 47(12): 3241-3247.
- [11] 王博, 黄其涛. 正交并联多自由度加载试验系统研究[J]. 机电工程, 2016, 33(11): 1334-1338.
- WANG Bo, HUANG Qitao. Loading test system of orthogonal parallel multi degree of freedom[J]. Mechanical and Electrical Engineering, 2016, 33(11): 1334-1338.
- [12] CARPIUC-PRISACARI A, PONCELET M, KAZYMYRENKO K, et al. A complex mixed-mode crack propagation test performed with a 6-axis testing machine and full-field measurements propagation[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2017, 176: 1-22.
- [13] 梁来雨. 超大型六自由度加载平台系统的研究与实现[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011.
- Liang Laiyu. Research and implementation of super large 6-DOF load platform system[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011.
- [14] 侯立果, 王丹, 安大卫, 等. 多维力加载装置动力学建模及加载试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 1095-1101.
- HOU Ligu, WANG Dan, AN Dawei, et al. Dynamic modeling and loading experiment of multi-dimensional loading device[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 1095-1101.
- [15] GUO Jiangzhen, WANG Dan, FAN Rui, et al. Development of a material testing machine with multi-dimensional loading capability[J]. The Japan Society of Mechanical Engineers, 2016, 10(2): JAMDSM0017.
- [16] 赵延治, 赵铁石, 温锐, 等. 基于结构变形的大型并联六维力传感器精度研究[J]. 机械设计, 2007(9): 22-25.
- ZHAO Yanzhi, ZHAO Tieshi, WEN Rui, et al. Study on precision of large scaled parallel 6-dimensioned force sensor based on deformation of structure[J]. Chinese Journal of Machine Design, 2007, 24(9): 22-25.
- [17] 李立建, 马爱霞, 姚建涛, 等. 柔性并联六维力传感器力映射解析研究[J]. 机械工程学报, 2017, 53(7): 30-38.
- LI Lijian, MA Aixia, YAO Jiantao, et al. Force mapping analytical research of flexure parallel six-axis force/torque sensor[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(7): 30-38.
- [18] 王宣银, 吴剑, 吴乐彬. 基于并联六自由度电液伺服机构的力控制方法[J]. 上海交通大学学报, 2007, 41(1): 111-115.
- WANG Xuanyin, WU Jian, WU Lebin. The force control method based on 6-DOF parallel electrohydraulic servo mechanism[J]. Journal of Shanghai Jiao tong University, 2007, 41(1): 111-115.
-
- 作者简介: 郭建英, 男, 1985 年出生, 博士研究生。主要研究方向为航空发动机强度试验加载及测试技术。
E-mail: guojianying19852006@126.com
- 梁晋(通信作者), 男, 1968 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为机电控制、机器视觉等。
E-mail: liangjin@mail.xjtu.edu.cn