

# 机理与数据融合驱动的复杂航空复材部件 关键装配误差元素辨识方法

郭飞燕<sup>1\*</sup> 张辉<sup>2</sup> 宋长杰<sup>1</sup> 张硕<sup>1</sup>

1.北京科技大学机械工程学院,北京,100083

2.航空工业沈阳飞机工业(集团)有限公司,沈阳,110850

**摘要:**复杂航空复材产品的装配中,考虑零件受力变形、多装配参数等因素,建立定位装夹、连接、下架回弹等关键装配环节的变形误差源模型,修正表示误差传递关系的雅可比旋量矩阵,构建装配误差传递机理模型;建立以装配误差为基础的支持向量回归模型,构建机理模型与数据模型的融合模型;依据装配误差机理模型计算值与实际偏差的预测补偿模型,采用 Sobol 灵敏度分析方法计算不同误差元素的全局灵敏度系数,辨识了对装配精度影响较大的关键误差元素。最后,以某机翼盒段装配为例验证了所提方法的有效性。

**关键词:**机理模型;数据驱动;灵敏度分析;机理-数据融合建模;复材装配

**中图分类号:**V262

**DOI:**10.3969/j.issn.1004-132X.2025.07.016

**开放科学(资源服务)标识码(OSID):**



## Identification and Evaluation of Key Error Elements in Complex Composite Aviation Components Assembly Driven by Mechanism and Data Model Fusion

GUO Feiyan<sup>1\*</sup> ZHANG Hui<sup>2</sup> SONG Changjie<sup>1</sup> ZHANG Shuo<sup>1</sup>

1.School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing, 100083

2.AVIC Shenyang Aircraft Industrial(Group) Co.,Ltd.,Shenyang,110850

**Abstract:** In composite assembly of complex aviation products, the factors such as part deformations under loads, numerous parameters and so on were considered. Deformation error source models for key assembly links caused by positioning and clamping, joining and rebounding were analyzed, and the Jacobian sensor matrix representing error transmission relationship was modified to establish assembly error transmission mechanism model. A support vector regression model was established based on assembly error data, a fusion model of mechanism model and data model was gained. With the predication and compensation model for the calculated values of the error mechanism model and the actual deviation, a Sobol sensitivity analysis method was adopted to calculate the global sensitivity coefficients of different assembly error links, and the key error elements affecting assembly accuracy was identified. Finally, the assembly of wing box component was taken as an example to prove the effectiveness of the proposed method.

**Key words:** mechanism model; data driven; sensitivity analysis; mechanism-data fusion modeling; composite assembly

### 0 引言

装配作为高端产品制造的最终环节,在生产效率提升与服役性能保障中具有重要意义<sup>[1]</sup>。装配精度的可靠提升与保障可避免几何超差、内应力过大导致的装配质量损失等问题<sup>[2]</sup>,并有效支撑产品全生命周期中的高性能服役。复杂航空产品装配精度的分析中,误差环节众多且各项误差

源的传递与耦合机理较为复杂,难以有效辨识关键误差元素(对产品最终装配精度有较大影响的误差传递环节,如外形表面的轮廓误差、轴孔的位置误差、工装夹具定位误差、定位与连接过程的变形误差等)。现实中需依赖人工经验反复试验解决超差问题,导致产品生产效率下降与装配精度提升困难。因此,如何对装配误差传递过程进行建模分析,快速准确识别出关键误差元素,对提升产品装配与服役性能有重要意义。

误差传递与预测模型的准确性直接影响装配精度分析与关键误差元素的辨识效果,其中,预测

收稿日期:2024-03-20

基金项目:国家自然科学基金(52175450);国防基础科研项目(JCKY2023205B006)

模型可分为机理计算预测模型、数据驱动的误差预测模型、机理-数据混合驱动的误差预测模型。对于机理模型构建,苏春等<sup>[3]</sup>提出刚体零件的装配误差建模方法,并对装配精度进行可靠性评估;ZHANG等<sup>[4]</sup>提出的复杂装配过程在线建模与控制方法可有效缩短迭代优化时间,提高装配质量;杨朝晖等<sup>[5]</sup>将特征面的变形转化为尺寸与形位公差,并将转化的公差与设计公差相叠加,提高了装配精度的计算准确性;TIAN等<sup>[6]</sup>使用基于雅可比旋量的模型描述几何误差在空间中的分布状态,建立机床系统装配几何误差的综合表达模型,并通过仿真与试验验证了方法的有效性;张学睿等<sup>[7]</sup>基于大偏差原理构建的装配精度保持性评价概率模型显著减小了装配超差发生的概率。数据驱动模型构建方面,LI等<sup>[8]</sup>针对装配质量特征的不确定性,使用支持向量回归(support vector regression, SVR)方法建立了误差影响因素与装配质量特征间的映射模型;LI等<sup>[9]</sup>基于SVR建立的加工精度热误差模型比传统方法具有更高的精度和稳定性。机理-数据融合模型方面,石智辉等<sup>[10]</sup>综合SVR与XGBoost方法,构建了航发转子柔性装配精度的精准预测模型;王琳涛等<sup>[11]</sup>结合螺栓受载时的松脱机理模型与高斯回归模型,建立了螺栓松脱特性预测模型;ZHENG等<sup>[12]</sup>提出基于经验模型和数据驱动方法的锂离子电池容量预测框架,利用两种模型融合能力的差异修正经验模型参数以预测最终的融合能力,利用该预测技术框架可在电池老化情况下准确预测剩余容量;WANG等<sup>[13]</sup>使用SVR方法对某高速列车复合材料地板结构的隔音量预测模型进行训练和验证。从上述文献可知:机理模型多针对系统的理想状态,准确性较差;数据驱动模型的结果准确,但难以挖掘系统内部的作用规律,模型的可解释性较差。因此,如何针对复杂航空复材产品的装配特点,将机理模型与数据模型有效融合并形成两者混合驱动的装配误差传递建模方法,是提高模型预测精度与分析装配超差问题原因的关键。

为保障航空复杂产品装配性能的稳健提升,需要辨识出涉及的关键误差环节并进行针对性的优化。为得到某系统输出变化对系统输入参数的敏感程度,项四通等<sup>[14]</sup>总结了灵敏度分析在机床精度设计与工件加工精度优化的研究重要性。ZHANG等<sup>[15]</sup>建立了传动误差的精确数学模型,运用灵敏度分析方法获得了影响齿轮系统装配性能的关键部位。唐健钧等<sup>[16]</sup>通过构建尺寸传递

多维矢量环,利用一阶泰勒展开和矩阵变换方法求解装配偏差源敏感度,实现了机翼内襟翼摇臂装配体偏差累积分析的有效预测与优化。李晓晓等<sup>[17]</sup>利用“十二线”法辨识几何误差元素,并使用局部灵敏度与全局灵敏度分析相结合的误差溯源方法,为机床等数字制造装备精度设计提供分析基础。MENDIZABAL等<sup>[18]</sup>建立电磁扭矩与振动响应分析计算模型对电机设计参数进行灵敏度分析,关键参数优化后,电机的振动响应性能提高。在灵敏度分析方面,MOHAMED等<sup>[19]</sup>综合使用Sobol序列采样方法、径向基函数和Sobol灵敏度分析方法,研究了三元翼型的4个几何参数对其气动量的灵敏度数,发现襟翼间隙对翼型的升力影响较大;WU等<sup>[20]</sup>基于Sobol序列的准蒙特卡罗方法对飞机复合材料蒙皮磨削加工进行灵敏度评价,通过遗传算法计算出每个未补偿误差的合理容差区,使制造精度和安装成本更合理;WANG等<sup>[21]</sup>基于Sobol全局灵敏度分析方法,提出与地月转移轨道准确性相关的影响因素计算流程;许凯等<sup>[22]</sup>基于Sobol法提出喷管结构参数的灵敏度分析方法,发现结构夹角与线膨胀系数对应的环向应力极值变动幅度较大。通过上述分析可知:使用Sobol方法需借助模型函数关系或预测模型产生大量样本,这对难以产生大量数据的生产应用场景适用性较差。

本文采用机理-数据融合建模与Sobol灵敏度分析方法,研究航空复材部件的装配关键误差元素辨识技术。首先,基于误差源建模与累积分析,使用雅可比旋量矩阵建立装配误差传递机理模型。然后,融合生产现场实测误差,建立基于SVR的机理模型计算值与实测值间偏差的预测模型,精准预测装配误差。最后,使用Sobol灵敏度分析方法计算不同装配误差环节对产品装配精度的灵敏度系数,得到影响某翼盒部件的装配关键误差元素,指导后续容差优化与装配质量的闭环控制。

## 1 装配误差传递机理模型的构建

### 1.1 多源装配误差环节的表述

现有的误差传递机理建模常把工装、零组件假设为刚体,忽略对装配精度产生影响的工装定位夹紧与零件连接受载变形等因素,采用特征表面的设计误差范围建立装配体误差累积模型。由于误差源考虑不全面,虽然装配过程、产品组成、工装夹具、装配方法都已预先设定,但配操作过程中与完工后的下架回弹引起的变形对装配精度的

作用规律仍难以掌握,实际装配误差与理论计算结果的偏差较大,如表 1 所示。

表 1 包含多维误差源的零件装配

Tab.1 Part assembly containing multiple error sources

制造	零件2	
	零件1	
装配	零件2	

随着装配质量要求的提高,上述方法的局限越来越明显。为使偏差累积预测结果更贴合生产实际,综合航空复材薄壁结构装配涉及的几何因素与物理因素解析各项误差源的形成机理,并采用小位移旋量(small displacement torsor, SDT)模型表达关键特征处的具体变动状态<sup>[23]</sup>,实现多源装配误差累积结果的定量分析。

1.1.1.1 零件初始制造误差

带外型面的典型航空部件由金属材料连接形成的骨架与壁板外型组件(包含复材蒙皮、隔框、长桁、角片等零件)通过螺接或铆接而成。金属零件的制造工艺较为成熟,加工精度满足设计公差要求。受制于生产工艺成熟度,大型化、高度整体化的复材零组件对制造精度通常为厚向尺寸的 5%~8% 且一致性较差,但装配协调准确度的要求通常超过制造公差。为实现装配累积误差的分析与有效控制,首先精准表达主要零件关键几何特征的初始制造误差。航空产品包含大量薄壁外形结构、交点类结构、铰链孔 / 连接孔结构,可采用以下 3 种几何要素类型描述涉及的关键几何特征变动状态。平面误差变动包含 Z 向(平面的法向)的移动与绕 X、Y 轴的旋转;圆柱面(孔)误差的变动为 X、Y 向的移动与绕 X、Y 轴的旋转;外形曲面的变动较为复杂,可分为 X、Y、Z 向的移动  $d_x, d_y, d_z$  和绕 X、Y、Z 轴的旋转  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 。以上 3 种几何误差类型的变动旋量表达如表 2 所示。

1.1.1.2 装配工装定位与夹紧作用引起的薄壁零件变形误差

航空产品具有薄壁、弱刚性、易变形等特点,装配需专用的高精度工装型架(夹具)对其保形,使用多个定位执行末端(工装上与工件直接接触、定位与夹紧零部件的工作部位,如外形定位卡板工作面、定位装置的真空吸盘等)并采用“N-2-1”

表 2 零件制造误差的几何功能要素

Tab.2 Geometric functional elements of part manufacturing error

表面类型	形状	旋量矩阵
平面特征		$\begin{bmatrix} \theta_x & 0 \\ \theta_y & 0 \\ 0 & d_z \end{bmatrix}$
圆柱面(孔)特征		$\begin{bmatrix} \theta_x & d_x \\ \theta_y & d_y \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$
外形曲面特征		$\begin{bmatrix} \theta_x & d_x \\ \theta_y & d_y \\ \theta_z & d_z \end{bmatrix}$

过定位的方式(主定位面上使用 N 个定位夹紧末端点),确保低刚度零件在装配坐标系的正确位置,同时通过施加夹紧力的方式限制或校正零部件在装配中的变形超差。如图 1 所示,橙线表示弱刚性零件(如带曲率的外形蒙皮)装夹变形后的实际状态,记外形面上任一关键理论定位特征点处的法向量为  $\mathbf{K}'_1$ ;黑线表示薄壁件的理论外形,对应定位特征点的外形法向量记为  $\mathbf{K}_1$ ,关键特征点的空间变动位移即变形误差  $\mathbf{P}$ 。

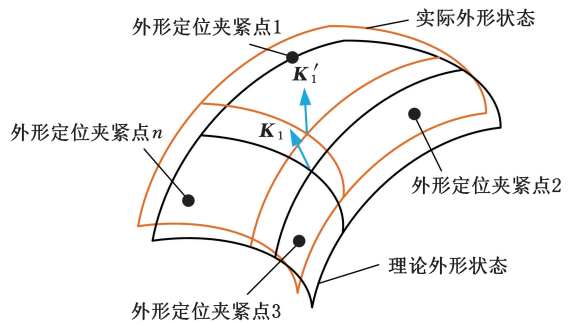


图 1 弱刚性薄壁外形零件定位装夹

Fig.1 Positioning and clamping of weakly rigid thin-walled parts

如图 2 所示,工装自身定位误差、工装受载变形会使工件在定位夹紧过程中产生变形误差,且装配工装定位元件的安装和加工误差会使工装定位末端的位姿变动。装配工装多重夹紧力和产品 / 工件接触表面变形模型的共同影响下,薄壁工件的定位点偏移,定位元件与薄壁工件变形的耦合最终导致零件的整体位姿偏差。

由图 2 可看出,获取工装定位夹紧引起的零件变形量是计算零件最终位姿偏差的关键,为此,需根据装配工况计算由工装夹紧带来的工装与薄壁零件的接触力。首先,在满足工装定位位姿约束、工件与夹具的单侧接触约束(零件和工装各定

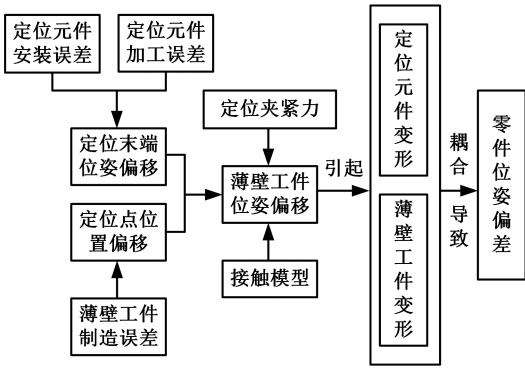


图2 装配工装定位夹紧引起的薄壁零件变形误差产生过程

Fig.2 Deformation error caused by positioning and clamping of assembly tooling on thin-walled parts

位执行末端始终接触,接触力的方向为零件上接触点法向)后,以总余能最小化为目标,求解优化模型,计算工装与零件的真实接触力。此后,根据Hooke定理,结合零件的刚度矩阵<sup>[24]</sup>求得零件的变形:

$$\left. \begin{aligned} d_w &= \frac{1}{2} \min[(F_w^{(j)} - F_w^{(j-1)})^T k_w^{-1} (F_w^{(j)} - F_w^{(j-1)})] \\ \text{s.t. } &G_p^{(j)} F_p^{(j)} = -W_e - G_a^{(j)} F_a^{(j)} \\ &(F_p^{(j)})^T C_p F_p^{(j)} \geq 0 \\ &n_p^T F_p^{(j)} \geq 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中:下标w、p分别表示工件和定位元件; $k_w$ 为薄壁工件的刚度矩阵; $F_w^{(j)}$ 为夹紧步骤j中工件上的节点力(包括重力、夹紧力、零件装配接触产生的作用力); $W_e$ 为外力(由定位夹紧力与重力组成)矢量; $G_p^{(j)}$ 为夹紧步骤j中的被动夹紧元件的分布矩阵(定位元件对工件提供运动约束而承受作用力); $G_a^{(j)}$ 为施力主动元件的分布矩阵; $C_p$ 为主动夹紧元件的分布矩阵; $F_a^{(j)}$ 、 $F_p^{(j)}$ 分别为夹紧步骤j中的主动与被动接触力矢量; $n_p$ 为定位元件与工件接触位置处的单位法向矢量。

根据式(1)并结合工件的材料属性与刚度矩阵得到夹紧步骤j中的接触力,同时得到工件相对于夹紧步骤j-1的变形增量:

$$\Delta d_w^{(j)} = \Delta F_p^{(j)} G_p^{(j)} k_w^{-1}$$

进而求得夹紧步骤j的工件变形:

$$d_w^{(j)} = d_w^{(j-1)} + \Delta d_w^{(j)} \quad j = 2, 3, \dots, n+2 \quad (2)$$

式中:n为定位夹紧元件的数目。

可将图1中零件定位夹紧变形后的位姿变动分解成平动与转动。平动可由向量 $\delta_t = (\delta_{tx}, \delta_{ty}, \delta_{tz})$ 表示,其中, $\delta_{tx}$ 、 $\delta_{ty}$ 、 $\delta_{tz}$ 分别为 $\delta_t$ 在X、Y、Z向的变动分量;转动可由向量 $\delta_r = (\delta_{rx}, \delta_{ry}, \delta_{rz})$ 表示,其中, $\delta_{rx}$ 、 $\delta_{ry}$ 、 $\delta_{rz}$ 分别为 $\delta_r$ 绕X、Y、Z轴的旋转分量。薄壁零件的定位装夹变形误差P可表示为

$$P = (\delta_r, \delta_t) = (\delta_{rx}, \delta_{ry}, \delta_{rz}, \delta_{tx}, \delta_{ty}, \delta_{tz}) \quad (3)$$

### 1.1.3 弱刚性零件间的连接变形误差

薄壁零件需借助工装的定位夹紧作用保障零件间的位置关系,各零件准确定位后方可开展下一步的连接操作,但工装定位夹紧力、装配连接力等作用力会导致薄壁零件变形。航空复材壁板外形组件与骨架零组件的紧固连接通常采用螺栓间隙配合的方式。螺栓处的轴向连接力使被连接部位接触并产生相互作用力,导致零件表面产生微小的变形偏差,连接前的偏差状态与连接后的变形状态如图3所示。螺栓拧紧作用使得被连接件的受力方向主要为零件的表面法向(设定为Z向)。

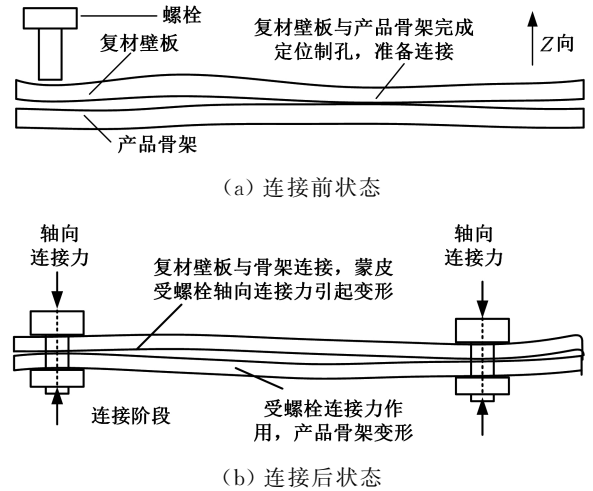


图3 弱刚性零件连接装配变形的产生  
Fig.3 Deformation error caused by joining thin-walled parts

计算复材零件连接变形误差的关键在于获取被连接件的受力状况和刚度矩阵。有效解决此问题的方法是依据碳纤维的微观特性来分析宏观力学属性,即对复材实施均质化处理以实现材料性能的跨尺度分析,从而获得复材结构的整体物理性能参数与材料常数。依据连续介质平衡方程、位移边界条件、应力应变本构方程、几何方程,结合求导法则表达应变和应力间的数学关系,推导材料均质化后的等效刚度矩阵。对此矩阵求逆可得等效的宏观材料参数即纤维方向、垂直于纤维的方向、铺层厚度方向的弹性模量E,泊松比 $\nu$ 和剪切模量G<sup>[25-27]</sup>。后续连接变形的计算建模可直接使用E、 $\nu$ 、G,也可在仿真环节将E、 $\nu$ 、G输入有限元模型计算连接受力变形。

均质化处理后,为简化零件连接变形偏差的建模计算,做如下假设:①蒙皮零件的厚度 $\delta$ 在连接过程中不变;②蒙皮变形后的法向矢量仍与中面垂直;③中面上的特征点没有平行于中面的变动;④沿垂直于薄壁工件平面方向(Z向)的体积

力为 0。则可求得螺栓连接轴向载荷  $Q$  与变形挠度  $\omega$  的关系：

$$Q = -\frac{E\delta^3}{6(1-\nu^2)}\left(1 + \frac{\xi}{\delta}\right)\left(\frac{\xi}{\delta} - \frac{1}{2}\right)^2 \nabla^2 \nabla^2 \omega \quad (4)$$

式中： $\xi$  为表示复合材料中纤维取向、组分比例等影响材料等效弹性性能的参数。

由材料本构方程可知，对于蒙皮零件的主应力  $\sigma_z$ ，有

$$\frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = -\frac{\partial \tau_{zx}}{\partial x} - \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial y} \quad (5)$$

依据上述假设，蒙皮在  $Z$  向的应变  $\epsilon_z = 0$ ，因此将蒙皮的变形挠度认定为  $Z$  向的变形误差  $\mu_z$ ；连接过程中，蒙皮在  $OXZ$  平面和  $OYZ$  平面的切应变  $\gamma_{zx} = \gamma_{zy} = 0$ ；绕  $X$  轴与  $Y$  轴的旋转变量均为 0。则在连接过程中，蒙皮  $X$  向、 $Y$  向的变形量  $\mu_x$  与  $\mu_y$  分别为

$$\left. \begin{aligned} \mu_x &= -\delta \frac{\partial \omega}{\partial x} \\ \mu_y &= -\delta \frac{\partial \omega}{\partial y} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

将式(4)代入式(6)，可求得蒙皮  $X$  向、 $Y$  向的实际变形误差，将该误差叠加至蒙皮表面制造形状误差后，分解转化为矩阵形式表达的外形的真实变动情况，即可得到连接变形误差小旋量模型：

$$S = (\boldsymbol{\rho}', \boldsymbol{\varepsilon}') \quad (7)$$

式中： $\boldsymbol{\rho}'$  为姿态变化量； $\boldsymbol{\varepsilon}'$  为位置变化量。

#### 1.1.1.4 装配下架回弹变形误差

装配体在下架阶段产生的回弹变形直接影响最终的装配精度和产品力学性能。下架后的装配体形状变化如图 4 所示。

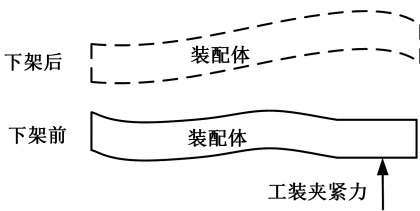


图 4 装配下架回弹变形误差产生过程  
Fig.4 Rebounding error after removing the component from assembly fixture

有效求解下架回弹工序产生的变形误差，需要明确整个装配体在下架回弹过程中的装配受力变化量  $F_r$ ，以及完成装配连接操作后装配体的总体刚度矩阵  $K_r$ 。回弹变形的计算过程中， $F_r$  的作用点与工装夹紧力  $F_c$  的作用点位置相同，且  $F_r$  的大小与工装夹紧力的大小与方向密切相关<sup>[28]</sup>：

$$F_r = \begin{bmatrix} F_{r1} \\ F_{r2} \\ \vdots \\ F_{rn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & \cdots & Q_{1n} \\ Q_{21} & Q_{22} & \cdots & Q_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ Q_{n1} & Q_{n2} & \cdots & Q_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{c1} \\ F_{c2} \\ \vdots \\ F_{cn} \end{bmatrix} = QF_c \quad (8)$$

式中： $Q$  为力  $F_r$  与  $F_c$  的关联矩阵。

考虑装配定位夹紧与紧固连接因素，结合复材均质化处理方法，得到装配体最终的刚度矩阵：

$$K_r = \text{diag}[K_{r1}, K_{r2}] \quad (9)$$

$$K_{r1} = \Delta \begin{bmatrix} E_1(1-\nu_{12}\nu_{21}) & E_1(\nu_{21}+\nu_{31}\nu_{32}) & E_1(\nu_{31}+\nu_{21}\nu_{32}) \\ E_1(\nu_{21}+\nu_{31}\nu_{23}) & E_1(1-\nu_{13}\nu_{31}) & E_1(\nu_{32}+\nu_{31}\nu_{12}) \\ E_1(\nu_{31}+\nu_{21}\nu_{2}) & E_2(\nu_{32}+\nu_{31}\nu_{2}) & E_1(1-\nu_{12}\nu_{21}) \end{bmatrix}$$

$$K_{r2} = \text{diag}(G_{12}, G_{13}, G_{23})$$

$$\Delta = 1/(1-\nu_{12}\nu_{21}-\nu_{23}\nu_{32}-\nu_{13}\nu_{31}-2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13})$$

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad \frac{\nu_{13}}{E_1} = \frac{\nu_{31}}{E_3} \quad \frac{\nu_{23}}{E_2} = \frac{\nu_{32}}{E_3}$$

式中： $E_i$  为方向  $i$  的弹性模量， $i = 1, 2, 3$ ； $\nu_{ij}$  为泊松耦合系数，表示只有  $j$  ( $j = 1, 2, 3$  且  $j \neq i$ ) 方向作用的正应力时， $i$  向应变与  $j$  向应变的比值； $G_{ij}$  为平面内的剪切模量；下标 1 表示纤维方向，2 表示面内垂直于纤维的方向，3 表示铺层厚度方向。

则由装配受力变化量  $F_r$  引起的装配变形为

$$\boldsymbol{\varepsilon}_r = \begin{bmatrix} \varepsilon_{r1} \\ \varepsilon_{r2} \\ \vdots \\ \varepsilon_{rn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & \cdots & K_{1n} \\ K_{21} & K_{22} & \cdots & K_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ K_{n1} & K_{n2} & \cdots & K_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{r1} \\ F_{r2} \\ \vdots \\ F_{rn} \end{bmatrix} = K^{-1}F_r \quad (10)$$

求得  $\boldsymbol{\varepsilon}_r$  后，将  $\boldsymbol{\varepsilon}_r$  的变动量叠加至工件表面的关键特征点并分解，转化为矩阵的形式，以表达工件外形的真实变动情况，得到下架回弹变形误差小旋量模型：

$$A = (\boldsymbol{\psi}'', \boldsymbol{\varphi}'') \quad (11)$$

式中： $\boldsymbol{\psi}''$  为回弹变形后零件姿态变化； $\boldsymbol{\varphi}''$  为位置变化。

### 1.2 装配误差传递过程的机理建模

考虑装配体各零件间的配合关系和变形情况，以及装配顺序与各组成特征面的定位装夹方式，建立各局部坐标系之间的变换关系与位姿变动约束，并结合雅可比矩阵与小位移旋量模型获取装配过程中的位姿误差转换矩阵，以精确描述各误差环节在定位工装、零件内部和配合特征面间的传递关系，构建装配误差传递机理模型。

装配体主要包含两种类型的功能对：① 由同一部件的 2 个功能要素组成的内部功能对；② 由 2 个接触部件的功能要素组成的接触功能对。在雅可比模型构建方面，将表 1 中的功能要素 (function elements, FE) 坐标系与功能需求 (function requirements, FR) 坐标系关联，表达

产品装配所有功能要素变动的小位移旋量,并寻求与装配功能需求间的关系。第  $i$  个装配误差环节或装配零件中 FE 的误差传递雅可比矩阵为

$$J_{FE_i} = [J_1 \quad J_2 \quad \dots \quad J_6]_{FE_i} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{i,0} & \mathbf{W}_{n,i}\mathbf{R}_{i,0} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{R}_{i,0} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{R}_0^i = [C_{1i} \quad C_{2i} \quad C_{3i}]_{3 \times 3}$$

$$\mathbf{W}_{n,i} = \begin{bmatrix} 0 & z_{n,i} & -y_{n,i} \\ z_{n,i} & 0 & x_{n,i} \\ -y_{n,i} & x_{n,i} & 0 \end{bmatrix}$$

$$x_{n,i} = x_n - x_i \quad y_{n,i} = y_n - y_i \quad z_{n,i} = z_n - z_i$$

式中:  $\mathbf{R}_{i,0}$  为当前装配环节或零件  $i$  中局部坐标系相对于全局坐标系(坐标系 0,通常指整个装配体的坐标系)的方向变化矩阵;  $C_{1i}$ 、 $C_{2i}$ 、 $C_{3i}$  分别为第  $i$  个局部坐标系的三个坐标轴在全局坐标系中的方向向量;  $\mathbf{W}_{n,i}$  为第  $i$  个局部坐标系相对于最后一个待装配零件坐标系的位置矩阵;  $(x_i, y_i, z_i)$ 、 $(x_n, y_n, z_n)$  分别为第  $i$  个局部坐标系和装配体中的最后一个装配环节或待装配零件的原点在全局坐标系中的坐标。

装配误差机理模型构建过程为:① 创建装配系统的全局坐标系,并在每个零件上创建局部坐标系,以正确表达各配合特征面间的空间位姿关系;② 在各零件配合表面,依据全局坐标系,按照预定的装配顺序建立各个配合表面的传递矩阵,则配合表面上的误差源变动将沿装配尺寸链逐步累积,直至影响装配尺寸链的末端,形成最终的装配位姿误差。基于上述描述,构建描述装配误差传递过程与装配功能要素误差具体结果的雅可比-旋量模型:

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FR} = \begin{bmatrix} J_{FE_1} \\ J_{FE_2} \\ \vdots \\ J_{FE_n} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FE_1}^T \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FE_2}^T \dots \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FE_N}^T \quad (13)$$

式中:  $(\alpha, \beta, \gamma')$  为装配要求的姿态变化量;  $(x, y, z)$  为装配要求的位置变化量;  $FE_i$  为第  $i$  个装配误差环节或装配特征;  $FR$  表示最终的装配要求。

各零件加工制造误差与工装 / 零件间因受载产生的变形偏差将改变实际装配过程中关键装配特征的位姿,导致产品的实际精度偏差与设计值不一致。因此,为描述零件功能元素变形对误差累积结果的影响,采用拟合表面的方法表达产品装配特征的变动,将零件特征面的变形叠加至上一装配阶段的变动表面,修正误差传递模型中各误差源环节的变动量。在装配现场,测量关键变形,获取并拟合发生形变的零部件特征面点云数

据,并基于新一代几何技术规范将变形数据叠加,构建考虑制造误差与装配过程变形误差源的累积传递机理模型,具体步骤如下:

1) 在装配工装定位面及零件装配特征处,使用激光跟踪仪或激光扫描仪等测量设备获取各几何特征的尺寸与形状变化数据,提取关键功能特征的测点坐标来获得全局坐标系下零件的真实变形量,将变形量按对应的坐标轴分解并叠加,构建考虑装配过程变形偏差源的实际几何图形表面的点集。

2) 依据关键装配特征的原始节点坐标与变形量,采用最小二乘等方法拟合实际测量的几何变动数据,得到真实的拟合表面后,计算特征面变形后的尺寸、形状与位置变动,按照式(3)将上述几何变动分解为沿坐标轴的平移量和绕坐标轴的转动量,修正的误差源旋量模型的集合为

$$M_i = \{P'_i, S'_i, A'_i\} \quad (14)$$

式中:  $P'_i, S'_i, A'_i$  分别为修正后的定位装夹变形误差、连接变形误差与下架回弹变形误差。

3) 将得到的误差源修正旋量代入表达误差传递关系的雅可比矩阵,即可得到修正后的装配误差累积计算值:

$$y_i = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FR'} = \begin{bmatrix} J_{FE_1} \\ J_{FE_2} \\ \vdots \\ J_{FE_n} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FE_1'}^T \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FE_2'}^T \dots \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FE_N'}^T \quad (15)$$

式中:  $FE'_i$  为修正后的第  $i$  个装配误差环节或装配特征;  $FR'$  为装配误差的累积计算值。

## 2 机理与数据融合的装配精度预测模型

### 2.1 支持向量回归算法及其使用方法

SVR 法采用结构风险最小化原理,同时最小化训练样本的经验风险和置信范围,在小样本条件下的泛化性能与预测效果较好<sup>[29]</sup>。相比于决策树回归、随机森林回归等非线性拟合算法,SVR 法基于统计学理论及结构风险最小化原理,适用于小样本学习,且能有效避免非线性、高维数、过学习、欠学习等常见问题<sup>[30]</sup>。航空薄壁复杂结构的装配误差传递过程具有非线性、扰动多等特点,且数据样本量小,故本文选用 SVR 法建立数据驱动的装配累积误差预测补偿模型。

SVR 的核心思想是构造函数  $f(x)$  来表征输入训练样本数据  $x_i (i = 1, 2, \dots, l)$  与输出预测样

本数据  $y_i$  的非线性关系,其中,  $l$  为装配质量样本数据的样本量。该方法将预测装配误差传递机理模型的决策回归问题转化为凸优化问题:

$$\left. \begin{aligned} & \min \sum_{i=1}^l \left[ \frac{x_i^2}{2} + C(\eta_i + \eta_i^*) \right] \\ & \text{s.t. } y_i - f(x_i) \leq \eta + \xi_i \\ & \quad f(x_i) - y_i \leq \eta + \xi_i^* \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

式中:  $\eta$  为不敏感因子;  $C$  为惩罚因子;  $\xi_i, \xi_i^*$  为松弛变量,若有一个为 0,则另一个的取值不小于 0。

之后,引入拉格朗日函数,将求解上述优化问题转化为求解上述优化问题的对偶问题:

$$\left. \begin{aligned} & \min \left[ \frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^l (a_i - a_i^*)(a_j - a_j^*) K(x_i, x_j) + \sum_{j=1}^l (a_j + a_j^*)(\eta - y_j) \right] \\ & \text{s.t. } \sum_{i=1}^n (a_i - a_i^*) = 0 \\ & \quad 0 \leq a_i \leq C \quad 0 \leq a_i^* \leq C \\ & \quad K(x_i, x_j) = \exp\left(\frac{x_i - x_j}{2\kappa^2}\right) \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

式中:  $a_i, a_i^*$  为拉格朗日乘数算法中的运算因子;  $\kappa$  为核函数的宽度 / 衰减速度计算参数,与测试训练数据的关联性较大;  $x_i$  为输入训练样本数据。

此后通过计算得样本数据  $x_i$  的权重  $w_i^*$  与偏置  $b_i^*$ ,得到支持向量回归模型:

$$f(x_i) = w_i^* + b_i^* = \sum_{i=1}^l (a_i - a_i^*) K(x_i, x_j) + b_i^* \quad (18)$$

$$b_i^* = y_i - \sum_{i=1}^l (a_i - a_i^*) K(x_i, x_j) + \epsilon \quad (19)$$

结合上述 SVR 模型的建立方法,根据组成零件特征的变动情况预测最终装配精度数值,具体使用方法为:① 明确产品装配过程中的误差源,根据零件配合关系确定误差传递路径;② 收集误差数据,得到包含实测装配精度、理论装配精度、各组成环节误差的小样本数据集;③ 运用 SVR 方法预测装配精度,并以此误差变动值对机理计算结果进行精准补偿:

$$\begin{aligned} & f(x_1, x_2, \dots, x_l) = y_m - y_i(x_1, x_2, \dots, x_l) = \\ & y_m - (y_F^{(1)}(x_1, x_2, \dots, x_l) - y_F^{(2)}(x_1, x_2, \dots, x_l)) \end{aligned} \quad (20)$$

式中:  $f(x_1, x_2, \dots, x_l)$  为机理模型计算的补偿值;  $y_m$  为实测装配误差;  $y_i(x_1, x_2, \dots, x_l)$  为经机理模型计算得到的装配协调误差;  $y_F^{(1)}(x_1, x_2, \dots, x_l)$  为装配体上关键特征 1 的误差变动,  $y_F^{(2)}(x_1, x_2, \dots, x_l)$  为装配体上与特征 1 相协调匹配的关键装配特征 2 的误差变动。

### 2.2 融合机理与数据的装配精度预测模型构建

有机融合机理模型与数据模型的目的是获得具备两者优点的装配精度预测模型<sup>[28]</sup>。复杂航

空部件装配过程中,误差传递具有较强的随机性且受装配工艺方法与现场环境的影响较大,仅依赖现场数据 / 历史数据 / 仿真数据的挖掘驱动方法构建的装配精度预测模型,在现场出现装配质量问题时的解释能力较弱且未能充分考虑产品内部的误差传递机制,因此受新工艺参数扰动时的预测效果较差。航空薄壁装配结构复杂,为有效提高产品装配误差的预测精度、解决单一模型的不足,结合机理模型与数据模型的优势,将机理模型融入数据模型的特征层次,实现误差测量数据与机理模型计算数据的有机融合,如图 5 所示。

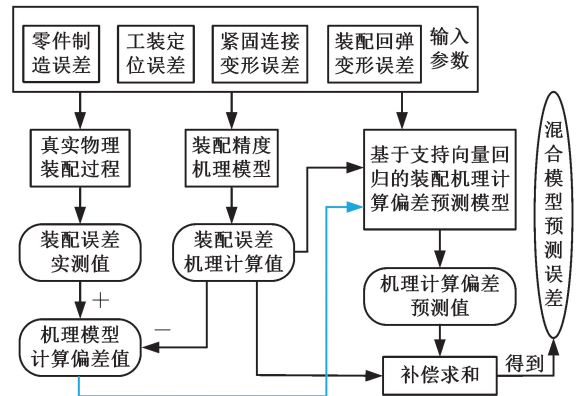


图 5 融合机理与数据的产品装配精度预测模型构建方法

Fig.5 Fusion model of mechanism and data for assembly accuracy prediction

融合机理模型与数据模型,构建装配误差累积传递预测模型,具体方法如下:

- 1) 读取产品装配的各项误差源参数,采用雅可比-旋量模型建立装配误差传递机理模型,使用式(1)~式(19)计算装配累积误差。
- 2) 在现场装配中获得工件真实制造状态、装配过程变形误差与最终装配误差,并将装配误差实测值与预测计算值相减,得到两者的差值。
- 3) 以各项装配误差元素的变动为输入,以装配精度机理模型计算值与实测值的差值为输出,使用 SVR 法训练上述差值计算的预测模型,得到各输入误差源参数下的装配误差融合预测值。
- 4) 将步骤 3) 中的预测值与步骤 1) 中的装配误差机理模型计算值相加,补偿求解得到装配精度的精准变动数值,构建机理与数据融合的装配精度预测模型。

### 3 考虑物理特性的装配误差灵敏度分析

在装配误差机理-数据融合模型的基础上,通过改变装配误差参数计算灵敏度,将灵敏度较大的关键误差元素作为影响最终装配精度的主要因素。

### 3.1 Sobol 灵敏度分析方法

Sobol 法广泛用于定量评估复杂制造系统的全局灵敏度,其核心思想是分解模型以解析单个参数及参数组合间的函数关系,分别计算单输入参数或参数集间的相互耦合对输出方差的贡献,从而确定参数的重要程度,可有效指导复杂系统的决策优化<sup>[31]</sup>。系统的输出响应函数可分解为

$$f(x_1, \dots, x_q) = f_0 + \sum_{i=1}^q f_i(x_i) + \sum_{1 \leq i < j}^q f_{i,j}(x_i, x_j) + \dots + f_{1,2,\dots,q}(x_1, x_2, \dots, x_q) \quad (21)$$

$$\int f_0(x_0) dx = f_0$$

式中: $q$  为输入参数的数量; $f_0(x_0)$  为基准点  $x_0$  处的输出响应; $f_i(x_i)$  为变量  $x_i$  作用引起的装配精度输出响应; $f_{i,j}(x_i, x_j)$  为变量  $x_i, x_j$  共同作用下的输出响应函数,以此类推。

结合装配误差传递过程,对式(21) 两侧平方后求积分,可得由装配误差源  $x_i$  的第  $k$  ( $k=1, 2, \dots, q$ ) 个变动即输入变量  $x_{i_k}$  引起的装配精度输出响应方差

$$V_{i_k} = \int f^2(x_{i_1}, x_{i_2}, \dots, x_{i_k}) dx_{i_k} \quad (22)$$

以及所有误差元素引起的装配精度输出响应的总方差

$$V = \int f^2(x) dx - f_0^2 \quad (23)$$

基于装配精度方差的计算结果,求得输入误差环节  $x_{i_k}$  的灵敏度系数:

$$S_{i_k} = V_{i_k} / V \quad (24)$$

所有误差元素的灵敏度系数之和为 1。某环节的灵敏度越大,它在整个装配误差传递系统中的影响越大。

### 3.2 数据-机理混合驱动下的灵敏度分析

装配现场中,参与误差传递的装配参数众多,不同参数的优化对精度的提升效果有很大差异。产品精度超差时,需优化各组成装配误差元素,以满足装配质量验收要求。因此建立小样本装配质量数据与机理模型混合驱动的灵敏度分析模型,根据灵敏度分析结果辨识得到关键的装配参数,具体实施过程包含以下步骤:

1) 将装配精度预测模型的输入数据定义为装配过程中的多个真实误差源的变动值,输出数据为补偿后的装配精度。将 70% 的样本数据用于模型训练,剩余的 30% 用于模型精度验证。若预测精度较差,则调整模型参数,直至预测模型的精度满足要求。

2) 采用 Sobol sequence 方法对装配参数进行随机取样,获得装配参数样本矩阵  $M = [A \ B]$ ,并根据所得的装配参数与装配精度理论计算值的样本集建立矩阵  $A$  与  $B$  ( $2m$  个采样样本、 $k$  个装配参数):

$$A = \begin{bmatrix} x_{12} & x_{12} & \dots & x_{1k} \\ x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2k} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x_{m1} & x_{m2} & \dots & x_{mk} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} x'_{11} & x'_{21} & \dots & x'_{1k} \\ x'_{21} & x'_{22} & \dots & x'_{2k} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x'_{m1} & x'_{m2} & \dots & x'_{mk} \end{bmatrix}$$

其中,矩阵  $A$  表示矩阵  $M$  的前  $k$  列,矩阵  $B$  表示矩阵  $M$  的后  $k$  列。交换矩阵  $A$  与矩阵  $B$  的第  $i$  列,则矩阵  $A$  变为  $S_i$ ,矩阵  $B$  变为  $S_{-i}$ 。将矩阵  $A, B, S_i, S_{-i}$  中的工装定位误差、部件特征制造误差、装配变形误差等代入机理-数据融合的装配精度预测模型,得到装配精度数据集  $y_A, y_B, y_{S_i}, y_{S_{-i}}$ ,有

$$V = y_A^T (y_A - y_B) / m \quad (25)$$

3) 计算装配参数  $x_i$  全局灵敏度后,根据装配参数的灵敏度判断是否为关键装配误差环节,灵敏度越大,越关键。

## 4 实例分析与仿真实证

### 4.1 翼盒部件的装配误差预测计算

翼盒部件作为飞机机翼内部的框架结构,包含机加金属框、墙体、复材壁板、口盖等多个复杂零组件,如图 6 所示。翼盒在服役过程中的受力状况复杂,需严格控制上蒙皮对缝处的间隙与阶差等装配指标。装配涉及的各项零件制造精度信息如表 3 所示,常规零组件的制造公差按 HB-5800 标准取值。该型翼盒装配步骤如下:①在装配工装定位下壁板组件;②以装配工装定位器为基准,安装由多个框、墙零件组成的机加金属骨架,即先装配出由左右墙与 1 框/4 框组成的骨架四周,再以工装定位器为基准完成中间框零件与中墙各段零件的装配,确保金属骨架的外形准确度;③利用真空吸盘、外形卡板等定位装置,将复材上壁板紧密贴附在装配完工的骨架上表面并进行螺钉联接,形成完整的盒段结构;④检测蒙皮对缝处的间隙与阶差。盒段结构装配过程中使用的柔性可调工装如图 7 所示。

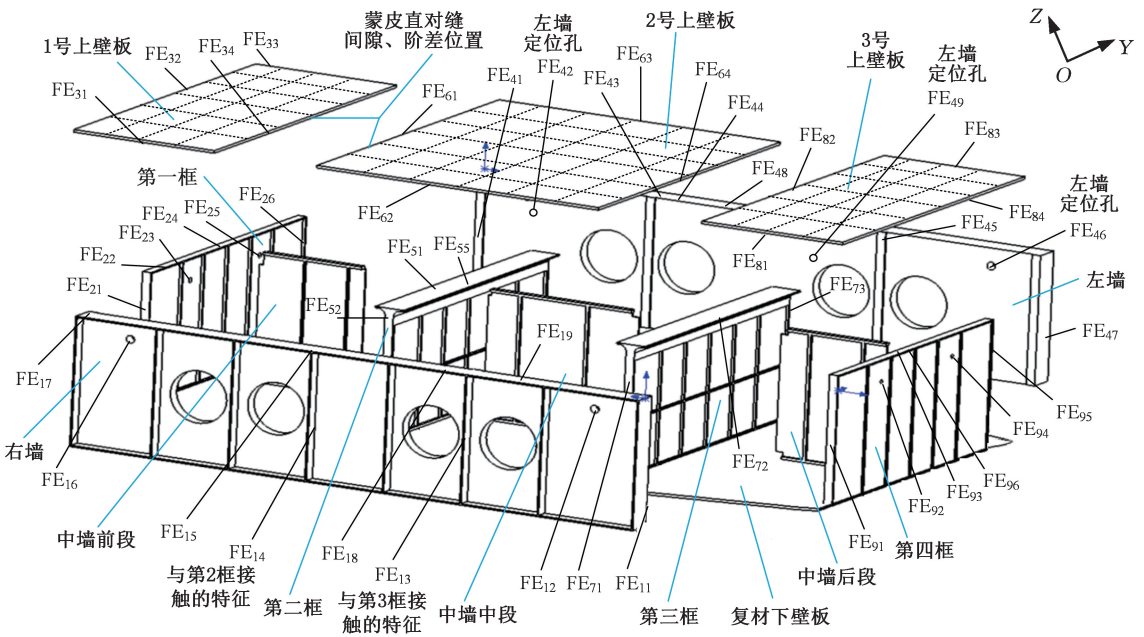


图 6 翼盒整体结构及关键装配特征

Fig.6 Structure and key assembly features of wing-box component

表 3 复材翼盒部件组成零件的公差

Tab.3 Tolerances of composite components for

wing-box

mm

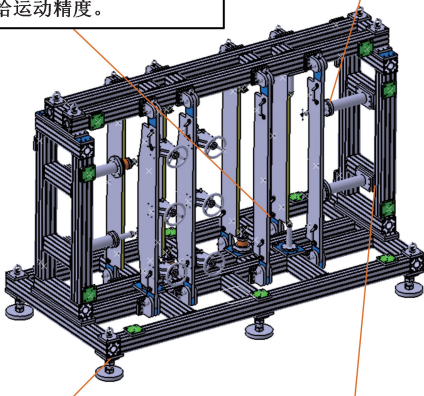
组成零件	公差信息	
	机加件 (墙、框)	厚度方向
高度方向		±0.10
轮廓度		±0.10
复材蒙皮零件	±0.15	

**压紧单元**

具备对称向、垂向可调功能；单元末端使用真空吸盘，具备壁板可调功能及锁紧功能；添加位移传感器，具备信息实时获取功能，保证力位信息驱动下进给运动精度。

**限位机构**

待骨架零件入位调整结束后确定产品绝对位姿；便于批量装配一致性指标保障。



**工装外框**

使用盒式连接 (Box-Joint) 结构，预留部分空间，便于型式架定位功能扩展与柔性重构。

**测量调控单元**

具有航向、垂向可调功能；具有六维力传感器，具备装配过程载荷信息实时获取功能。

图 7 翼盒装配工装组成结构及可调功能说明  
Fig.7 Structure of assembly fixture of wing-box component and its adjustable function description

首先，分析装配间隙与阶差的形成与传递过程。分析外形零件与骨架零件关键特征间的配合

要素，建立各零组件的局部坐标系与全局坐标系的位姿关系，将上壁板组件中两蒙皮的直缝特征在 Y 向的变动定义为间隙、Z 向的变动定义为阶差。依据图 6 所示翼盒部件各零件的关键装配特征与装配流程，建立翼盒部件装配过程的误差传递关系图(图 8)。

然后，计算 1 号上壁板的直对缝特征 FE<sub>34</sub> 与 2 号上壁板的直对缝特征 FE<sub>61</sub> 在 Y 向与 Z 向的偏差，得到直对缝装配的间隙 FR<sub>A</sub> 与阶差 FR<sub>B</sub> 的装配精度。依据装配误差传递路径与误差传递矩阵修正方法获得总体装配偏差 FR。具体地，按照装配工序步骤，计算装配体定位装夹载荷造成的变形、紧固连接变形与下架回弹变形的误差，修正误差传递路径上各装配特征面的真实变动状态，依靠拟合的表面变形数据调整各装配特征面的位姿变动，计算得到修正后的装配误差：

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FR_{34}} = \begin{bmatrix} 0.0598 \\ -0.1998 \\ 0.3880 \\ -0.0080 \\ 0.0280 \\ 0.0219 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{FR_{61}} = \begin{bmatrix} -0.0598 \\ 0.2094 \\ -0.4055 \\ 0.0288 \\ 0.0080 \\ -0.0037 \end{bmatrix}$$

4.2 机理与数据驱动的装配精度预测补偿模型构建

构建翼盒装配精度机理模型后，引入真实装配过程数据，通过数据模型计算结果补偿机理模型计算值，并采用 SVR 法构建误差传递的数据模型。通过多组样本数据训练得到数据-机理融合的装配偏差预测值，主要步骤如图 9 所示。

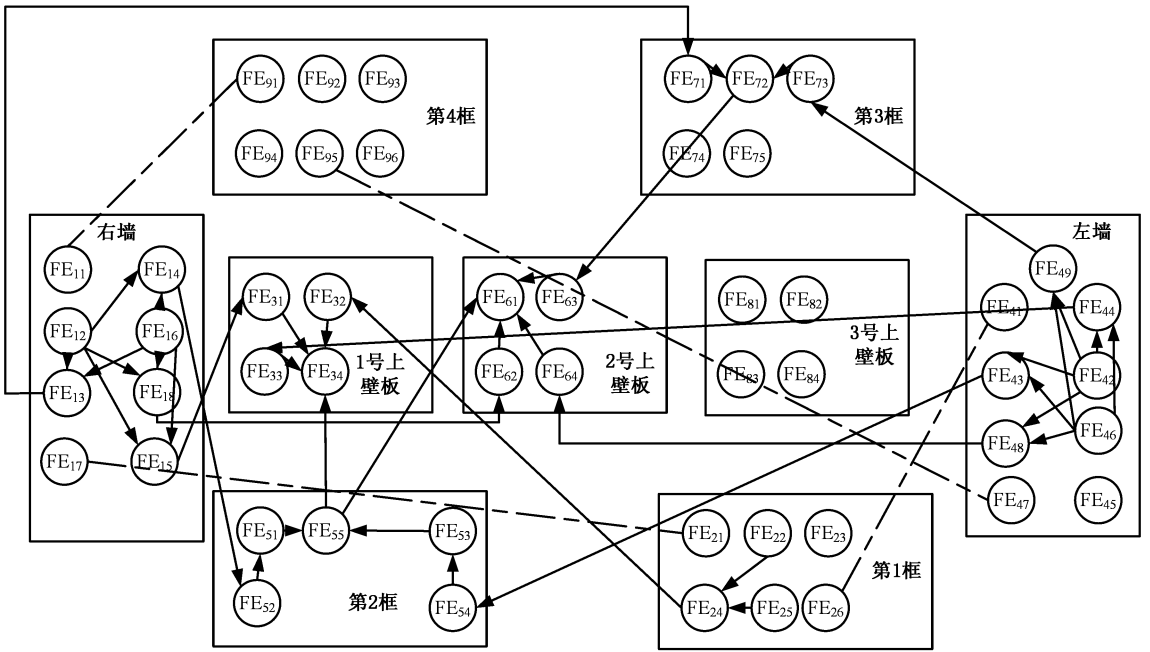


图 8 装配体直对缝处装配误差传递关系图(包含间隙与阶差)

Fig.8 Assembly error transmission relationship for the straight seam(including gap and step difference)

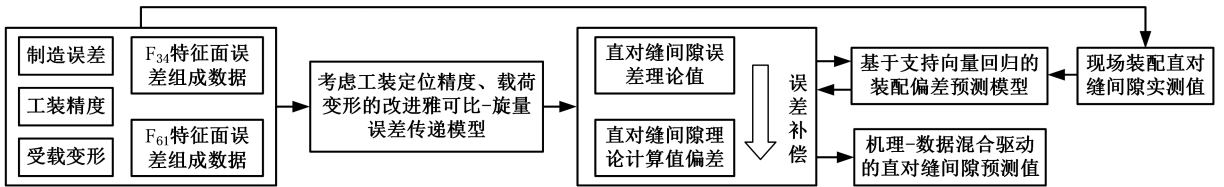


图 9 机理-数据混合驱动下的直对缝间隙计算步骤

Fig.9 Calculation for straight seam gap with mechanism and data fusion model

直对缝的间隙计算需要训练关键装配特征  $FR_1$ 、 $FR_2$  的误差补偿预测模型, 并利用翼盒部件装配现场的装配误差与实际装配数据进行模型验证。将组成装配体各零件的定位/连接/下架回弹变形、制造误差代入装配机理模型, 计算得到装配误差计算值  $E_T$ ; 采用传感器获得多组对缝的间隙, 完成模型数据样本的采集。对多组样本进行分类, 获得训练样本与测试样本。

图 9 所示的机理-数据混合驱动的直对缝间隙/阶差计算步骤如下: 首先, 测量框、墙、蒙皮的制造误差与变形误差。翼盒产品装配完成后, 测量图 6 中左侧直对缝的间隙与阶差的误差, 并将采集数据集作为训练样本, 训练基于 SVR 的装配偏差预测模型。然后, 将翼盒产品组成零件的制造误差、装配载荷导致的变形偏差, 以及零件接触变形与回弹误差等数据输入装配误差机理计算模型, 计算得到翼盒产品直对缝的间隙误差与阶差误差。之后, 读取翼盒装配过程中产生的直对缝间隙与阶差的实测数据、装配工艺数据与仿真数据, 并将它们代入建立的预测模型, 得到产品直对缝间隙与阶差的预测值。最后, 将得到的装配间

隙/阶差偏差预测值与机理计算值相加, 可获取修正后准确的间隙/阶差结果。

综合上述过程, 以装配累积误差计算值与实测值为基础, 基于 MATLAB 平台构建预测模型。将翼盒装配各环节的制造误差、定位误差、装配误差机理模型计算值, 以及机理模型计算值与真实结果的差值作为输入变量, 定义输出变量为产品装配精度预测值, 采用 svmtrain 函数训练预测模型并验证其精度。预测模型的平均绝对误差为 0.063mm, 均方误差为 0.012 mm, 均方根误差为 0.109 mm, 绝对系数  $R^2$  为 0.947, 可以看出训练模型具有较高的精确性<sup>[32]</sup>。复材翼盒部件的外形装配公差要求比预测精度大, 因此本文模型可用于该航空复材部件各装配误差元素的灵敏度分析工作。

### 4.3 机理与数据融合驱动的关键装配误差元素灵敏度计算

装配误差预测模型满足精度要求后, 分析影响装配精度的误差元素 Sobol 灵敏度。对装配误差传递过程涉及的机加件厚度方向误差、外形轮廓度、蒙皮厚度方向误差与一般零组件误差进行采

样,所取数值具有相同的正态分布,得到参数样本矩阵  $M$ 。对样本进行抽样,将得到的  $N(D+2)$  组装配参数代入装配精度预测模型,得到  $N(D+2)$  组误差输出数据,依据 3.2 节中的灵敏度计算公式,翼盒装配各误差元素对直对缝的间隙与阶差的灵敏度分析结果如表 4 所示。

表 4 蒙皮间直对缝的间隙与阶差的全局灵敏度计算结果

Tab.4 Calculation results of the global sensitivity of the gap and step difference between the straight skin edges %

装配误差元素	全局灵敏度	
	间隙	阶差
1 号蒙皮零件边缘制造误差(直线度) $x_1$	8.70	9.59
2 号蒙皮零件边缘制造误差(直线度) $x_2$	9.18	9.40
1 号蒙皮定位孔制造误差(孔位置与尺寸误差) $x_3$	9.60	4.29
2 号蒙皮定位孔误差(孔位置与尺寸误差) $x_4$	11.31	4.82
1 号蒙皮工装定位误差(定位孔空间位置与尺寸误差的综合) $x_5$	5.09	2.25
2 号蒙皮工装定位误差(定位孔空间位置与尺寸误差的综合) $x_6$	5.01	2.56
1 号机加框高度误差 $x_7$	1.62	2.54
2 号机加框高度误差 $x_8$	2.12	2.65
3 号机加框高度误差 $x_9$	1.58	2.46
1 号机加框外形轮廓误差 $x_{10}$	2.15	2.92
2 号机加框外形轮廓误差 $x_{11}$	1.27	4.77
3 号机加框外形轮廓误差 $x_{12}$	1.10	4.88
1 号机加框定位孔误差(孔位置与尺寸误差) $x_{13}$	3.28	4.64
2 号机加框定位孔误差(孔位置与尺寸误差) $x_{14}$	3.13	5.28
3 号机加框定位孔误差(孔位置与尺寸误差) $x_{15}$	3.18	4.65
1 号机加框工装定位误差(定位孔空间位置与尺寸误差的综合) $x_{16}$	4.16	4.56
2 号机加框工装定位误差(定位孔空间位置与尺寸误差的综合) $x_{17}$	4.32	2.66
3 号机加框工装定位误差(定位孔空间位置与尺寸误差的综合) $x_{18}$	4.76	3.35
左墙高度误差 $x_{19}$	2.21	2.47
右墙高度误差 $x_{20}$	2.85	3.05
左墙外形轮廓误差 $x_{21}$	1.65	3.62
右墙外形轮廓误差 $x_{22}$	1.83	3.89
左墙工装定位误差(定位孔空间位置与尺寸误差的综合) $x_{23}$	4.84	4.15
右墙工装定位误差(定位孔空间位置与尺寸误差的综合) $x_{24}$	5.06	4.55

对灵敏度进行排序,1 号、2 号上壁板蒙皮间的直对缝间隙的全局灵敏度排序为

$$x_4 > x_3 > x_2 > x_1 > x_5 > x_{24} > x_6 > x_{23} > x_{18} > x_{17} > x_{16} > x_{13} > x_{15} > x_{14} > x_{20} > x_{19} > x_{10} > x_8 > x_{22} > x_{21} > x_7 > x_9 > x_{11} > x_{12}$$

1 号、2 号上壁板蒙皮间的直对缝对缝阶差的全局

灵敏度排序为

$$x_1 > x_2 > x_{14} > x_4 > x_{11} > x_{15} > x_{13} > x_{16} > x_{24} > x_3 > x_{23} > x_{22} > x_{21} > x_{18} > x_{20} > x_{10} > x_{17} > x_8 > x_6 > x_7 > x_{19} > x_9 > x_5$$

从上述排序可看出,对直对缝间隙装配精度影响较大的误差元素是上壁板蒙皮零件定位孔与蒙皮零件边缘的制造误差、复材蒙皮零件装配工装与骨架零件装配工装的定位误差;对直对缝阶差精度影响较大的是蒙皮零件厚度方向的制造误差、蒙皮零件装配工装吸附与骨架零件装配工装的定位误差、骨架框与左右墙零件定位孔的制造误差,其余的装配误差环节对外形间隙与阶差的影响较小。

#### 4.4 本文方法有效性的讨论与对比分析

Teamcenter Visualization 中的偏差分析软件 Vis VSA(以下简称 VSA)可计算复杂装配体各误差环节的灵敏度,找出影响分析目标的关键因素。在 VSA 中对上壁板蒙皮间的直对缝间隙(平行于翼面)与直对缝阶差(垂直于翼面)进行分析。

在 VSA 中设置装配仿真次数为 5000,容差验证范围为 6 倍方差。将与机翼盒段装配过程相关的设计基准、装配基准、测量特征等信息输入软件,分析装配精度累积结果与各误差环节的贡献度。由软件仿真的灵敏度分析结果可知:对于蒙皮间的直对缝间隙,24 个误差中,贡献度最大的前四个误差分别为 1 号与 2 号上壁板复材蒙皮零件间的边缘制造误差与定位孔的制造误差,总占比为 37.74%,如表 5 所示。从表 5 所示的计算结果分析可知:对蒙皮间的直对缝间隙装配精度影响较大的因素较为一致,主要是 1 号与 2 号上壁板复材蒙皮零件的制造误差、1~3 号骨架机加框的制造误差和装配工装定位误差、1 号与 2 号蒙皮工装定位误差,它们的总占比为 81.56%。

表 5 蒙皮间的直对缝间隙仿真结果及贡献度

Tab.5 Contribution simulation results of assembly gap between skins %

误差元素	灵敏度占比		
	仿真值	计算值	相对误差
1/2 号壁板蒙皮制造误差	37.74	38.79	2.71
1/2/3 号机加框制造误差	18.14	19.43	6.64
1/2/3 号机加框工装定位误差	14.04	13.24	6.04
1/2 号蒙皮工装定位误差	10.83	10.10	7.23
左右墙工装定位误差	10.86	9.90	9.70
左右墙制造误差	8.39	8.54	1.76

根据建立的误差传递模型、装配误差参数灵敏度分析与装配精度仿真分析方法,对翼盒装配产生的直对缝阶差装配误差进行分析,结果如表 6 所示。对于蒙皮间的直对缝阶差,24 个误差中,

贡献度最大的前三个参数为 1~3 号机加框制造误差,总占比为 31.41%。从表 6 的计算结果还可知:对蒙皮间的直对缝阶差装配精度影响较大的因素较为一致,主要是 1~3 号机加框、左右墙、1 号与 2 号蒙皮的制造误差,1~3 号机加框的工装定位误差,它们的总占比为 82.19%。

表 6 蒙皮间的直对缝阶差仿真结果及贡献度

Tab.6 Contribution simulation results of assembly step difference between skins %

误差元素	灵敏度占比		
	仿真值	计算值	相对误差
1/2/3 号机加框制造误差	31.41	29.67	5.86
左右墙制造误差	17.72	19.04	18.99
1/2 号蒙皮制造误差	18.45	6.93	2.84
1/2/3 号机加框工装定位误差	15.29	14.49	5.52
1/2 号蒙皮工装定位误差	10.26	9.11	12.62
左右墙工装定位误差	6.87	8.70	21.03

从以上数据分析与结果可得:

1) VSA 容差分析通常将各零组件认定为刚体,未考虑薄壁零件的定位变形误差、零件的连接变形误差、装配体的下架回弹变形误差、装配实测数据等因素,导致装配仿真结果与现场装配结果存在较大偏差。

2) 对于装配间隙误差数据,仿真结果与本文方法计算结果的平均相对差值为 5.68%;对于装配阶差误差数据,仿真结果与本文方法的计算结果平均相对差值为 9.14%。这表明本文方法与 VSA 仿真结果较为一致,从工程应用的角度可推广使用至装配现场。

3) 相比于 VSA 计算的各误差环节灵敏度,本文方法充分考虑薄壁零件定位夹紧变形偏差等因素对装配误差传递过程的影响,所得灵敏度的准确度更高,赋予了关键误差元素辨识结果更多的物理可解释性。

4) 使用 VSA 软件仿真产品装配精度的建模操作复杂,且无法得知软件内部的具体计算过程,属于“黑箱”操作。机理与数据模型融合驱动的装配精度预测补偿方法可有效辨识产品装配关键误差,并避免仿真软件无法考虑装配现场实际物理特性数据带来的计算精度低等不足。相对于 VSA 软件几千次的蒙特卡洛抽样仿真,本文方法可大幅减少计算,求解效率显著提高。

## 5 结论

1) 综合考虑装配工装与零件间的定位夹紧力、零件间的紧固连接作用力、装配体下架回弹因素,建立了零件制造误差与装配工艺过程变形误差的源模型,修正了表示误差传递关系的雅可比

旋量模型,为复材产品的装配精度累积超差提供机理源头上的解释分析。

2) 建立了基于支持向量回归的装配误差机理计算值补偿模型,利用数据模型对机理模型进行补偿修正,构建了具备数据、机理两种模型优点的混合驱动模型。

3) 基于机理-数据融合驱动的装配精度预测模型,使用 Sobol 灵敏度分析方法计算各误差组成元素对装配精度的全局灵敏度,辨识关键装配误差元素。某型机翼盒段装配间隙与阶差的控制中,本文方法计算结果、VSA 软件仿真结果的平均差值分别为 5.68%与 9.14%,且本文方法对装配过程的可解释性较好、与装配现场适用性较强。

4) 下一步将结合批产现场的实测数据,对辨识出的关键误差环节进行优化求解与二次分配,开展面向装配现场的修配方案精准设计等工作,并将优化后的措施反馈至初始装配工艺方案的制定,构建面向装配生产现场的装配质量闭环调控机制,稳健提升产品装配质量。此外,将装配几何与力学因素有机融合,实现零件刚度与载荷等引起变形物理特性对装配精度的灵敏度分析,也是后续研究重点。

## 参考文献:

- [1] 刘艺涵,茅健,郑武.面向智能装配的工艺知识管理方法[J].计算机集成制造系统,2023,29(8):2792-2800.  
LIU Yihan, MAO Jian, ZHENG Wu. Process Knowledge Management Method for Intelligent Assembly [J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(8):2792-2800.
- [2] 郭飞燕,肖世宏,肖庆东,等.面向性能保障的新一代飞机结构装配质量控制技术[J].机械工程学报,2024,60(16):412-428.  
GUO Feiyan, XIAO Shihong, XIAO Qingdong, et al. Structure Assembly Quality Controlling Technology Oriented to Performance Assurance for New-generation Aircraft [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2024, 60(16):412-428.
- [3] 苏春,黄漪.装配误差传递建模及其精度可靠性评估[J].中国机械工程,2017,28(19):2359-2364.  
SU Chun, HUANG Yi. Modeling for Assembly Error Propagations and Assessments of Assembly Precision Reliability [J]. China Mechanical Engineering, 2017, 28(19):2359-2364.
- [4] ZHANG Chao, ZHOU Guanghui, MA Dongxu, et al. Digital Twin-driven Multi-dimensional Assembly Error Modeling and Control for Complex Assembly

- Process in Industry 4.0[J]. *Advanced Engineering Informatics*, 2024, 60:102390.
- [5] 杨朝晖, 高天石, 李崇赫, 等. 基于新一代几何技术规范化的装配误差建模[J]. *计算机集成制造系统*, 2024, 30(1):118-128.
- YANG Zhaohui, GAO Tianshi, LI Chonghe, et al. Assembly Error Modeling Based on Geometrical Product Specifications [J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2024, 30(1):118-128.
- [6] TIAN Ang, LIU Shun, CHEN Kun, et al. Spatial Expression of Assembly Geometric Errors for Multi-Axis Machine Tool Based on Kinematic Jacobian-Torsor Model[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2023, 36(2):234-248.
- [7] 张学睿, 郭飞燕, 肖庆东, 等. 基于大偏差原理的多维偏差源扰动下装配精度保持性分析方法[J]. *计算机集成制造系统*, 2023, 29(8):2633-2645.
- ZHANG Xuerui, GUO Feiyan, XIAO Qingdong, et al. Assembly Accuracy Retentivity under Multi-dimensional Variation Sources Disturbance Based on Large Deviation Principle[J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2023, 29(8):2633-2645.
- [8] LI Y, ZHANG F P, YAN Y, et al. Surrogate Model Based Uncertainty Analysis and Key Process Parameter Determination for Product Reliability in Assembling Process[J]. *Procedia CIRP*, 2018, 76: 19-24.
- [9] LI Zheyu, LI Guolong, XU Kai, et al. Temperature-sensitive Point Selection and Thermal Error Modeling of Spindle Based on Synthetical Temperature Information [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2021, 113(3):1029-1043.
- [10] 石智辉, 柳健, 赵英杰, 等. 数据与机理融合的航发转子柔性装配精度预测[J]. *机械科学与技术*, 2025, 44(4):716-723.
- SHI Zhihui, LIU Jian, ZHAO Yingjie, et al. Prediction of Flexible Assembly Accuracy of Aero-engine Rotor Based on Data and Mechanism Fusion [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2025, 44(4):716-723.
- [11] 王琳涛, 张先连, 刘检华, 等. 机理与数据融合的螺栓连接松脱预测[J]. *计算机集成制造系统*, 2021, 27(3):692-700.
- WANG Lintao, ZHANG Xianlian, LIU Jianhua, et al. Prediction of Bolt Connection Loosening Based on Mechanism and Data Fusion[J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2021, 27(3):692-700.
- [12] ZHENG Yuejiu, CUI Yifan, HAN Xuebing, et al. A Capacity Prediction Framework for Lithium-ion Batteries Using Fusion Prediction of Empirical Model and Data-driven Method[J]. *Energy*, 2021, 237:121556.
- [13] WANG Ruiqian, YAO Dan, ZHANG Jie, et al. Sound-insulation Prediction Model and Multi-parameter Optimisation Design of the Composite Floor of a High-speed Train Based on Machine Learning[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2023, 200:110631.
- [14] 项四通, 吴铖洋. 灵敏度分析在数控机床精度优化中的应用研究现状[J]. *航空制造技术*, 2021, 64(22):40-47.
- XIANG Sitong, WU Chengyang. Application of Sensitivity Analysis in Precision Optimization of CNC Machine Tools: a State-of-the-art Review[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2021, 64(22):40-47.
- [15] ZHANG Min, ZHANG Zhijing, SHI Lingling, et al. A New Assembly Error Modeling and Calculating Method of Complex Multi-stage Gear Transmission System for a Large Space Manipulator[J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2020, 153: 103982.
- [16] 唐健钧, 田锡天, 耿俊浩, 等. 基于多维矢量环的装配偏差源敏感度分析[J]. *机械工程学报*, 2015, 51(17):156-161.
- TANG Jianjun, TIAN Xitian, GENG Junhao, et al. Sensitivity Analysis of Assembly Deviation Source Based on Multidimensional Vector Loop [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 51(17):156-161.
- [17] 李晓晓, 孙付春, 吴昊荣. 数控机床关键几何误差元素溯源研究[J]. *组合机床与自动化加工技术*, 2023(1):147-151.
- LI Xiaoxiao, SUN Fuchun, WU Haorong. Research on the Traceability Method of Key Geometric Error Elements of CNC Machine Tools [J]. *Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique*, 2023(1):147-151.
- [18] MENDIZABAL M, McCLOSKEY A, POZA J, et al. Sensitivity Analysis of the Design Parameters of Permanent Magnet Synchronous Motors for Vibration Reduction [J]. *Applied Sciences*, 2023, 13(9):5486.
- [19] MOHAMED A S P M, RAJ L P. Sensitivity Analysis of Geometric Parameters on the Aerodynamic Performance of a Multi-element Airfoil[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 132: 108074.
- [20] WU Mengli, YUE Xianqu, CHEN Weibin, et al. Accuracy Analysis and Synthesis of Asymmetric

- Parallel Mechanism Based on Sobol-QMC[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2020, 234(21):4200-4214.
- [21] WANG Qi, LI Haiyang, LU Lin, et al. Global Sensitivity Analysis of Earth-moon Transfer Orbit Parameters Based on Sobol Method[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2022, 2022(1):6587890.
- [22] 许凯, 郑昌军, 余志强, 等. 基于 Sobol 法的固体火箭发动机喷管参数的灵敏度分析[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(6):830-837.  
XU Kai, ZHENG Changjun, YU Zhiqiang, et al. Parameter Sensitivity Analysis of SRM Nozzle Based on Sobol Method[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(6):830-837.
- [23] 刘壮壮, 韩东. 基于小位移旋量的旋翼系统公差建模及分析[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3):144-152.  
LIU Zhuangzhuang, HAN Dong. Modeling and Analysis of Rotor System Tolerance Based on Small Displacement Torsor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3):144-152.
- [24] 秦国华, 吴竹溪, 张卫红. 薄壁件的装夹变形机理分析与控制技术[J]. 机械工程学报, 2007, 43(4):211-216.  
QIN Guohua, WU Zhuxi, ZHANG Weihong. Analysis and Control Technique of Fixturing Deformation Mechanism of Thin-walled Workpiece [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(4):211-216.
- [25] 冯君, 张楠, 宋梅利, 等. 基于渐进均匀化方法的 CFRP 缠绕储氢气瓶多尺度仿真研究[J]. 复合材料科学与工程, 2024(1):66-73.  
FENG Jun, ZHANG Nan, SONG Meili, et al. Multiscale Numerical Study of CFRP Winding Hydrogen Storage Cylinder Based on Asymptotic Homogenization Method [J]. Composites Science and Engineering, 2024(1):66-73.
- [26] LIANG Haicheng, DONG Ziming, ZHANG Yupeng, et al. Homogenization Treatment and Heat Deformation Behavior of Cast ZK60 Magnesium Alloy[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2459(1):012038.
- [27] WAKJIRA T G, ABUSHANAB A, ALAM M S. Hybrid Machine Learning Model and Predictive Equations for Compressive Stress-strain Constitutive Modelling of Confined Ultra-high-performance Concrete (UHPC) with Normal-strength Steel and High-strength Steel Spirals[J]. Engineering Structures, 2024, 304:117633.
- [28] NI Yulong, XU Jianing, ZHUChunbo, et al. Accurate Residual Capacity Estimation of Retired LiFePO<sub>4</sub> Batteries Based on Mechanism and Data-driven Model [J]. Applied Energy, 2022, 305: 117922.
- [29] VOYANT C, NOTTON G, KALOGIROU S, et al. Machine Learning Methods for Solar Radiation Forecasting; a Review [J]. Renewable Energy, 2017, 105:569-582.
- [30] 陆志强, 钱岳. 基于偏差预测的装配调度与设备维护联合优化[J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(3):811-823.  
LU Zhiqiang, QIAN Yue. Joint Optimization of Assembly Scheduling and Equipment Maintenance Based on Assembly Deviation Prediction[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(3):811-823.
- [31] LI Yan, CHEN Quanan, GAO Feng, et al. Synthetic Positioning Error Modeling for a Linear Feed System Based on GA-SVR Algorithm[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2023, 45(2):85.
- [32] 吴明朗, 庞振江, 洪海敏, 等. 基于残差的分布式光伏发电功率组合预测方法[J]. 深圳大学学报(理工版), 2024, 41(3):293-302.  
WU Minglang, PANG Zhenjiang, HONG Haimin, et al. Skip-based Combined Prediction Method for Distributed Photovoltaic Power Generation[J]. Journal of Shenzhen University (Science and Engineering), 2024, 41(3):293-302.

(编辑 张 洋)

作者简介: 郭飞燕\*, 男, 1986年生, 副教授, 博士研究生导师。研究方向为航空航天先进装配与连接技术。发表论文 80 余篇。

本文引用格式:

郭飞燕, 张辉, 宋长杰, 等. 机理与数据融合驱动的复杂航空复材部件关键装配误差元素辨识方法[J]. 中国机械工程, 2025, 36(7):1530-1543.

GUO Feiyan, ZHANG Hui, SONG Changjie, et al. Identification and Evaluation of Key Error Elements in Complex Composite Aviation Components Assembly Driven by Mechanism and Data Model Fusion[J]. China Mechanical Engineering, 2025, 36(7): 1530-1543.