•可展开结构及其在航天工程中的应用•

DOI:10.12454/j.jsuese.202500409

本刊网刊

基于应变的空间桁架系统热变形重构方法研究

鱼则行[1,2],马小飞[2*],朱佳龙[2],薛永刚[2],黄鹏飞[2],李怡晨[2],张大羽[2]

(1.西北工业大学 航天学院,陕西 西安 710072;2.西安空间无线电技术研究所,陕西 西安 710100)

摘　要:大型空间桁架结构广泛应用于航天领域,其在轨几何变形监测对保障空间科学载荷稳定运行具有重要意义。Ko位移理论因无须结构材料与载荷先验信息,在热载荷下变形重构中具有较高适用性,但其在实际应用中受限于空间桁架复杂装配形式和铰链影响。针对上述问题,本文以Ko位移理论为核心算法,结合最小二乘优化,建立了一种适用于空间桁架系统的热变形重构策略:通过在可行域内遍历变形挠曲线转角初值,以主桁架位移为参考,实现两点夹持边界条件下平板结构的变形重构;通过引入融合测量手段,解决铰链造成挠曲线难以解算的问题;以典型空间桁架系统为研究对象,验证了本文方法的有效性,并开展了重构算法精度影响因素分析。结果表明:本文方法可有效重构空间桁架系统在多种温度载荷工况下的变形,且寻优过程有且仅有一个最优解;在该工况下,主桁架结构在两个主方向的弯曲变形重构误差分别小于0.16 mm和0.02 mm,带铰链太阳能板结构重构响应与理论响应的均方根误差约为0.95 mm;此外,分析了加工制造误差、传感器表贴位置误差与布局方式及响应信号噪声等因素对重构精度的影响,说明了本文算法的工程应用价值。

关键词:大型空间桁架系统;变形重构;Ko位移理论;最小二乘优化

中图分类号:TP391　　**文献标志码:**A　　**文章编号:**2096-3246(2026)03-0012-12

大型空间桁架结构凭借优良的折展性能、轻便及展开稳定性好等特点,广泛应用于星载大型天线等各类空间科学载荷和基础平台[1–2]。这类结构在轨服役期间,长期处于高真空、高低温频繁交变的极端空间环境,加之结构跨度大、内部温度梯度显著,不可避免地会产生热变形[3]。这种变形一方面会显著影响航天器的工作性能,如天线的指向精度、射电望远镜的成像质量等;另一方面会对在轨组装结构的拼接精度造成不利影响。因此,大型空间桁架结构在轨几何变形监测对保障空间科学载荷稳定运行与空间结构在轨组装与扩展功能等具有重要意义[4]。

光纤光栅传感测量不受光照及视场限制,且易于集成、环境适应性好,使全天候、长距离在轨监测成为可能,这种测量方式主要感知结构的应变信息[5–6]。因此,在轨监测环节需要建立基于应变信息的变形重构方法,以实现离散局部应变信息到全局连续位移信息的映射。目前,常见的变形重构算法包括模态转换算法、曲率递推算法、逆有限元算法、Ko位移理论算法及神经网络算法等。模态转换算法通过在模态空间建立应变模态与位移模态间的关系以实现结构变形重构[7]。例如,Freydin等[8]利用该方法开展了机翼变形形状的重构。逆有限元方法(iFEM)通过建立单元理论应变与实测应变的最小二乘函数,基于变分原理逆向求解结构位移场[9–10]。王丁丁等[11]在iFEM框架下推导了空间逆杆单元的伪刚度矩阵和伪载荷列阵,研究了三维空间桁架结构的变形并讨论了采集噪声对重构精度的影响。Abdollahzadeh等[12]提出了一种四边形逆壳单元来重构包含非线性的复合材料层合板变形,重点考虑了结构后屈曲和大变形等非线性行为,该单元具备对结构静态变形与动态响应进行重构的能力,且重构精度高,适用于不同边界条件下结构的变形重构[13–16]。然而,以iFEM梁单元为例,需要根据实际载

收稿日期:2025 – 06 – 03　　**修回日期:**2025 – 08 – 26　　**网络出版日期:**2025 – 11 – 13

基金项目:国家自然科学基金项目(12494564);中国博士后科学基金面上项目(2024M754232);陕西省博士后科研项目(2024BSHEDZZ016);中国航天科技集团有限公司青年拔尖人才计划项目(Y24–RCJTQB–02)

作者简介:鱼则行(1994—),男,博士后.研究方向:结构健康监测.E-mail:yuzexing@mail.nwpu.edu.cn

* **通信作者:**马小飞,研究员,E-mail:maxf041600@sina.com

荷的分布形式选择单元的位移形函数[17–19]，而温度载荷遍布于空间桁架结构全局，且分布不具有规律性。因此，该方法不适用于热变形的重构。

Ko位移理论基于分段线性化思想与材料力学理论，通过应变分布函数积分求解变形挠曲线[20–22]。例如：Ding等[23]建立了一种基于Ko位移理论的复合材料层合板结构应变-变形重构方法，并通过数值分析和实验分析，验证了其有效性。Xing等[24]提出了一种包含预变形的梁结构变形重构方法，利用光纤光栅传感器来捕捉梁结构表面应变，并将Ko位移理论扩展到自由边界条件，证明了Ko位移理论在更复杂边界条件下的应用潜力。这种方法无须结构材料与载荷的先验信息，能以较高的精度实现结构在温度载荷下的变形重构。此外，近年来蓬勃发展的神经网络算法也为结构变形重构提供了更多启发[25–28]。例如：Jin等[29]结合有限元数值仿真与多层感知机神经网络，实现了基于少量应变监测信息的全局位移识别；Ding等[30]采用前馈神经网络，建立了测量应变与结构变形之间的非线性映射关系，在该研究中，分别采用所训练的神经网络，实现了等厚度和变厚度的悬臂复合材料板结构的变形重构，通过对不同实验件展开反演实验，验证了所建立神经网络的可迁移性。

与上述其他方法相比，Ko位移理论应用于空间桁架系统热变形重构具有以下优势：反演精度高，无须结构材料和载荷的先验信息，从原理上能够实现结构部件在力-热载荷环境下的变形反演，更适用于本文的研究对象与目标[20]。然而，基于Ko位移理论实现大型空间桁架系统的变形重构仍有两个关键问题有待进一步研究[4]：1）空间桁架结构系统的特殊装配形式导致Ko位移理论中的挠曲线积分解算困难；2）空间桁架系统中铰链引起的变形转角突变为变形重构带来了新的挑战。针对上述问题，本文提出一种结合了Ko位移理论与最小二乘优化方法，解决了由特殊装配导致的挠曲线函数难以求解问题，进一步拓展了Ko位移理论的应用范围；通过引入融合测量手段，基于所建立的重构算法，构建了带铰链的空间桁架系统热变形重构策略。

1　大型空间桁架系统变形重构策略

1.1　Ko位移理论

由材料力学可知，当结构的变形方式以弯曲变形为主时，变形挠曲线函数$w(x)$与结构表面应变分布函数$\varepsilon(x)$的关系为：

$$\frac{\mathrm{d}^2 w(x)}{\mathrm{d}x^2}=\frac{\varepsilon(x)}{c} \tag{1}$$

式中，x为挠曲线沿轴线的坐标，c为结构中性面到表面的距离。

对式（1）进行积分，可得挠曲线转角$\theta(x)$的正切值$\tan\theta(x)$为：

$$\tan\theta(x)=\frac{\mathrm{d}w(x)}{\mathrm{d}x}=\int_{x_i}^{x_{i+1}}\frac{\mathrm{d}^2 w(x)}{\mathrm{d}x^2}\mathrm{d}x+\tan\theta_{x_i} \tag{2}$$

式中：x_i为第i段挠曲线的轴线坐标；$\tan\theta_{x_i}$为积分常数项，表示挠曲线起点的转角θ_{x_i}的正切值。

对式（2）进行积分，可得变形挠曲线函数$w(x)$的表达式为：

$$w(x)=\int_{x_i}^{x_{i+1}}\tan\theta(x)\mathrm{d}x+w_i=\int_{x_i}^{x_{i+1}}\int_{x_i}^{x_{i+1}}\frac{\varepsilon(x)}{c}\mathrm{d}x\mathrm{d}x+\int_{x_i}^{x_{i+1}}\tan\theta_{x_i}\mathrm{d}x+w_i \tag{3}$$

式中，w_i为第i段挠曲线的第二次积分产生的常数项，表示挠曲线起点的挠度。

由式（3）可知，当挠曲线起点的转角正切值$\tan\theta_{x_i}$和挠度w_i已知时，结合传感器采集的应变信息，即可计算挠曲线上任意一点挠度，实现结构的变形重构。例如，对于悬臂梁结构，其变形挠曲线的起点挠度与转角均为0，$\tan\theta_{x_i}=w_i=0$。

本文研究的大型空间桁架系统（ITS）示意图如图1所示，由三角形主桁架（桁架A、B、C）及太阳能板组成。其中，太阳能板安装在三角形主桁架一侧，为了实现结构的折叠展开功能，两块太阳能板之间通过铰链相连。本文忽略铰链结构自身的变形，即假设图1中两块太阳能板的间隙足够小，铰链两侧节点的位移相同。

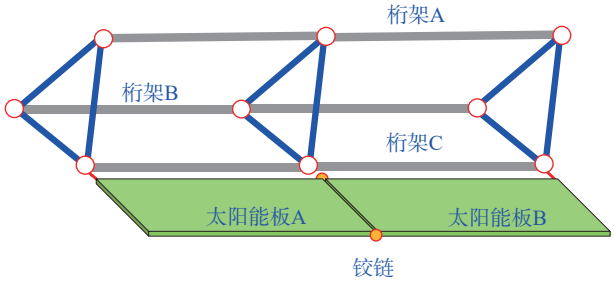


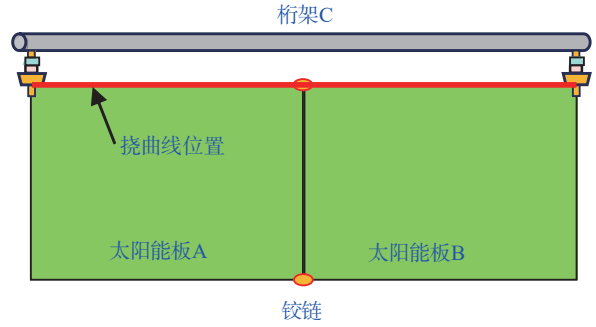
图1　大型空间桁架系统示意图

Fig. 1　Diagram of ITS

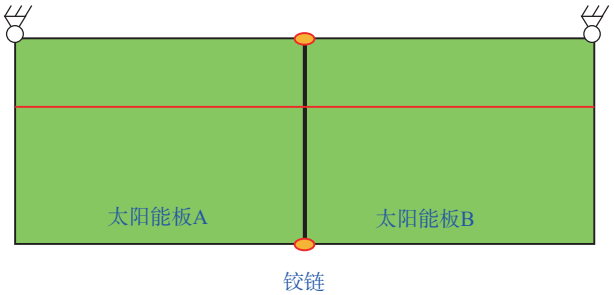
太阳能板结构如图2所示，在该装配结构中取分离体后，可近似认为其处于两点夹持的特殊边界条件，结构内任意挠曲线可通过式（4）计算：

$$w(x)=\int_{x_{i-1}}^{x_i}\int_{x_{i-1}}^{x_i}\frac{\varepsilon(x)}{c}\mathrm{d}x\mathrm{d}x+\int_{x_{i-1}}^{x_i}\tan\theta_{x_i-1}\mathrm{d}x+w_{x_i-1}+\int_{x_i}^{x_{i+1}}\int_{x_i}^{x_{i+1}}\frac{\varepsilon(x)}{c}\mathrm{d}x\mathrm{d}x+\int_{x_i}^{x_{i+1}}(\tan\theta_{x_i}+f(\alpha))\mathrm{d}x+w_{x_i} \tag{4}$$

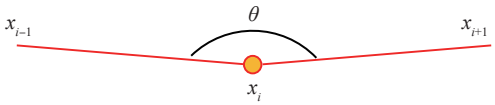
式中，w_{x_i}为x_i处挠度，$f(\alpha)$为由铰链展开角度α引起的转角突变。在图2(b)的边界条件下，挠曲线起点的转角正切值$\tan\theta_{x_i-1}$、挠度w_{x_i-1}及$f(\alpha)$均为未知。因此，经典Ko位移理论难以实现对太阳能板结构变形挠曲线的重构。



(a) 太阳能板与桁架结构相连



(b) 两点夹持边界条件



(c) 太阳能板内挠曲线

图2 太阳能板结构

Fig. 2 Structure of solar panels

1.2 考虑铰链的变形重构策略

目前，基于表面应变信息的变形重构方法均无法准确捕捉和刻画铰链处的位移和角度变化，因此需建立融合测量策略，补充额外测量信息。本文通过摄影测量等方式补充测量铰链在全局坐标系下的位移w_{mid}。在该测量方案中，采用光纤光栅传感器测量结构的应变信息，这类传感器主要沿长度方向集成于主桁架结构与太阳能板表面。当结构在力-热载荷作用下产生变形时，光栅中各栅格对应波长会发生变化，从而感知结构的应变信息；摄影测量环节则主要通过对比变形前后铰链处合作靶标的位置图像信息，实现对铰链在全局坐标系下绝对位移的监测。在该测量方案中，结构边界条件施加在主桁架左侧根部，约束全部自由度。因此，桁架中3根主梁处于悬臂边界，其弯曲变形可通过式(3)分段积分计算。

对铰链两侧太阳能板挠曲线进行重构、筛选与拼接可实现对太阳能板整体变形的重构。太阳能板A挠曲线的起点挠度可通过与其相连桁架上对应节点的位移确定。因此，由式(3)可知，该挠曲线函数中唯一的未知变量为起点转角正切值，对该变量求偏导为：

$$\frac{\partial w(x)}{\partial \tan\theta_{x_i}}=x_i-x_{i-1} \tag{5}$$

式中，x_i-x_{i-1}为应变测点的间距。

对于已经确定的传感器布局，其间距是已知且固定的，即在每个积分区间内，挠曲线函数$w(x)$是起点转角正切值的单调函数。由于正切函数在$[-\pi/2,\pi/2]$内是转角θ的单调函数，因此在小变形基本假设下，挠曲线函数是起点转角θ的单调函数，记作$w(x,\theta)$。对于不同的起点转角θ，对应的挠曲线函数$w(x,\theta)$不同，所解算的挠曲线末端挠度$w(x,\theta)\big|x=x_{i+1}$也各不相同。

基于上述分析可知，对于图2(b)的特殊边界条件，可在小变形假设范围内，基于Ko位移理论遍历所有起点转角θ下的挠曲线函数$w(x,\theta)$，并以补充测量的铰链位移w_{mid}为真值，通过最小二乘优化确定适应度最高的起点转角$\theta_{\mathrm{optimal}}$：

$$\min L(\theta)=(w_{\mathrm{mid}}-w(x,\theta)\big|x=x_{i+1})^2 \tag{6}$$

式中，$\min L(\theta)$为与起点转角θ相关的最小二乘函数。由式(6)寻优确定$\theta_{\mathrm{optimal}}$后，基于式(3)实现太阳能板A中挠曲线解算。

对于铰链右侧挠曲线，起点挠度可通过铰链位移表示：$w_{x_i}=w_{\mathrm{mid}}$。由于铰链展开角度α未知，起点转角正切值$\tan(\theta_{x_i-1}+\alpha)$无法直接计算，而该挠曲线的末端挠度可由与其相连桁架中对应节点的位移确定。与太阳能板A中挠曲线类似，通过遍历可行域内所有转角初值，根据桁架对应节点挠度，通过最小二乘优化确定最佳转角$\theta_{\mathrm{optimal}}$后，实现太阳能板B中挠曲线解算。

最后，通过将铰链两侧挠曲线在铰链处进行拼接，实现含铰链的空间桁架系统的变形重构。综上所述，含铰链的空间桁架系统变形重构流程如图3所示。图3中：$\varepsilon_i^{\mathrm{A}}$、$\varepsilon_i^{\mathrm{B}}$、$\varepsilon_i^{\mathrm{C}}$分别为桁架A、B、C上测得的应变信息；$U_{\mathrm{A}x}(x)$、$U_{\mathrm{A}y}(x)$为桁架A在$x$、$y$方向的位移；$\varepsilon_{\mathrm{A}x}(x)$、$\varepsilon_{\mathrm{A}y}(x)$分别为桁架A中$x$、$y$方向的应变分布函数；$U_{MN}(x)$为桁架结构位移函数通项公式，下标$M$为不同桁架结构编号(A、B、C)，$N$为每个桁架的两个主方向($x$、$y$)；$\varepsilon_{MN}$为应变通项；$\varepsilon_k$、$\varepsilon_m$分别为太阳能板A、B结构的应变信息，下标$k$、$m$分别用于表示太阳能板A、B上的不同位置；$w_0$为挠曲线函数在积分下限处的函数值，$w_{\mathrm{A1}}$、$w_{\mathrm{B2}}$分别为太阳能板A挠曲线起点、太阳能板B挠曲线终点的挠度；$w_{\mathrm{Bl}}(x_i)$、$w_{\mathrm{Br}}(x_i)$分别为太阳能板B中任意一条挠曲线的起点(左侧)、终点(右侧)的挠度。

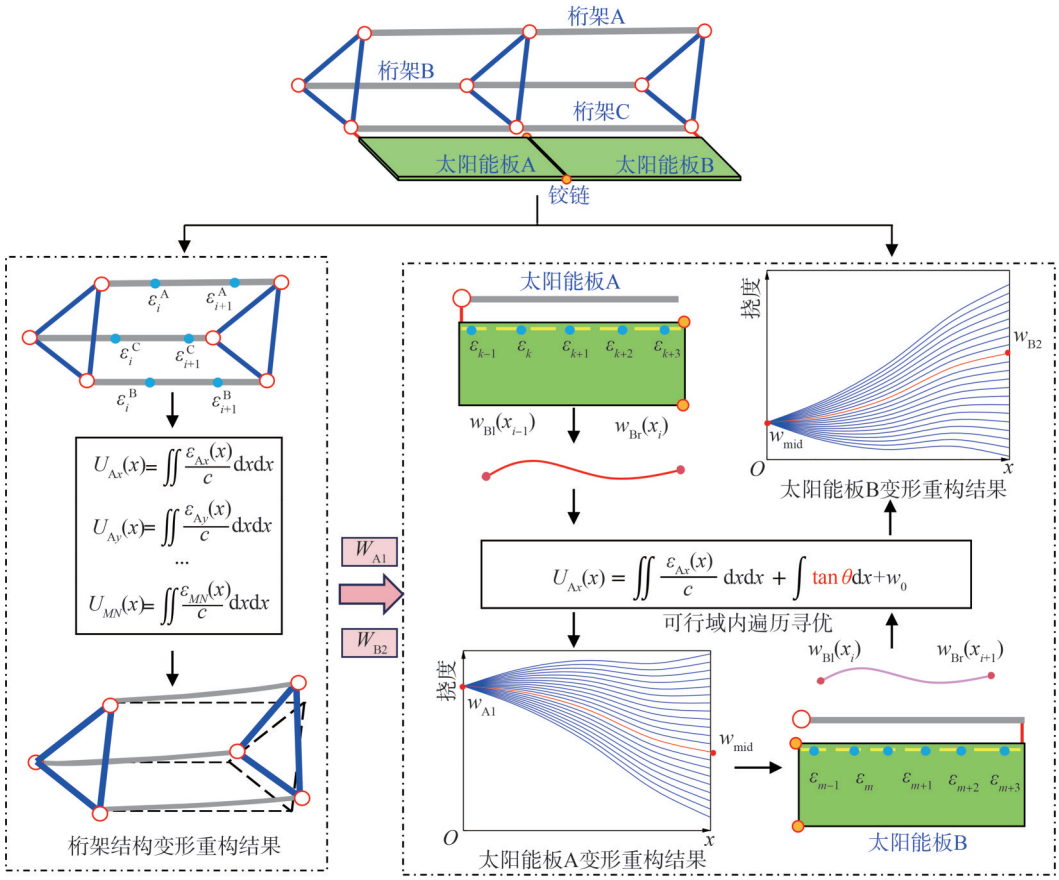


图3　含铰链的空间桁架系统变形重构流程

Fig. 3　Deformation reconstruction process of ITS with hinges

2　数值验证

2.1　数值模型及载荷

图4为空间桁架系统数值模型。以图4的空间桁架系统为研究对象，验证本文变形重构策略的有效性。该系统中主桁架结构的基础组成单元为三棱柱构型，轴向长度为2 500 mm，截面是边长为1 000 mm的等边三角形；太阳能板长为2 500 mm，宽为350 mm，厚为30 mm。桁架系统中3根主梁横截面一致，为环形截面；太阳能板为蜂窝夹层结构，两种结构组件的横截面尺寸如图5所示。图5(a)为主横梁截面尺寸，其中，R_1为主梁外壁半径，R_2为主梁内壁半径。图5(b)为太阳能板截面尺寸，其中，H_1为太阳能板底部铝蒙皮厚度，H_2为蜂窝芯子厚度，H_3为太阳能板顶部铝蒙皮厚度。表1为空间桁架系统中各结构组件材料属性。因需要开展结构的热变形分析，各材料的参考温度设为20 ℃。

在数值模型中，主桁架结构由梁单元CBAR离散，太阳能板结构由赋予分层复合材料属性的板单元CQUAD4离散。根据网格收敛性分析结果，空间桁架系统模型中梁单元的尺寸为300 mm，板单元的尺寸为100 mm。边界条件施加于桁架结构中3根主梁的根

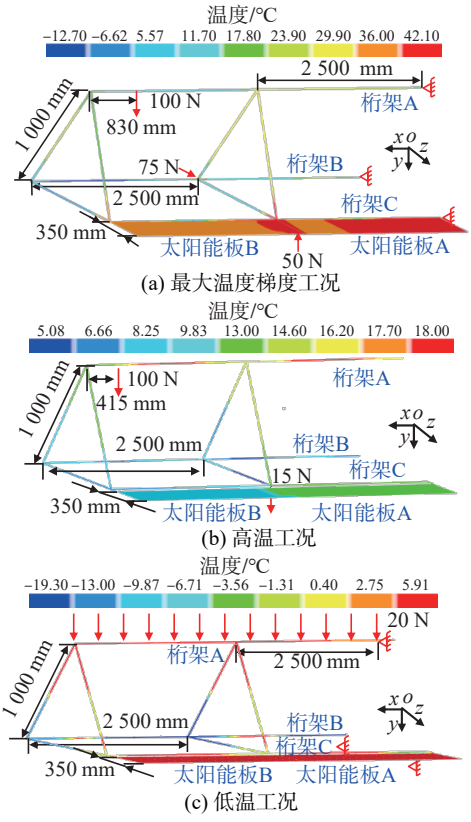
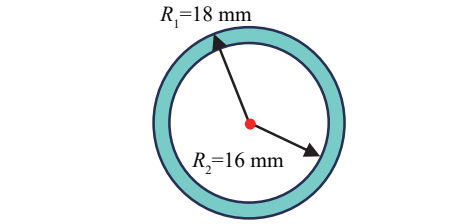
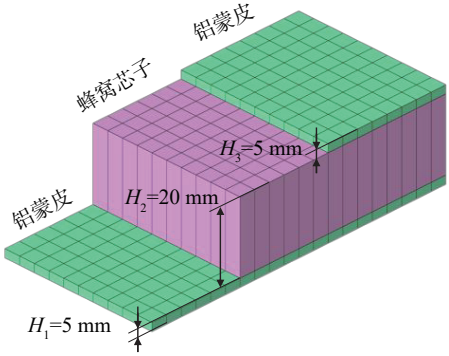


图4　空间桁架系统数值模型

Fig. 4　Numerical model of the ITS



(a) 主梁横截面尺寸



(b) 太阳能板截面尺寸

图5 两种结构组件的横截面尺寸

Fig. 5 Cross-sectional dimensions of two structural components

表1 空间桁架系统中各结构组件材料属性

Tab. 1 Material properties of main components of ITS

材料属性类别	参数	取值
主桁架	弹性模量E/MPa	90 000
	剪切模量G/MPa	34 615
	泊松比v	0.3
	桁架A线膨胀系数α_A/°C	3.0×10^{-7}
	桁架B线膨胀系数α_B/°C	3.0×10^{-7}
	桁架C线膨胀系数α_C/°C	3.5×10^{-6}
太阳能板铝蒙皮	弹性模量$E_{铝蒙皮}$/MPa	70 000
	泊松比$v_{铝蒙皮}$	0.3
	蒙皮线膨胀系数$\alpha_{铝蒙皮}$/°C	2.38×10^{-5}
太阳能板蜂窝芯子	1方向弹性模量E_1/MPa	1
	2方向弹性模量E_2/MPa	1
	1–2方向泊松比v_{12}	0.3
	1–2剪切模量G_{12}/MPa	1
	1–3剪切模量G_{13}/MPa	111
	2–3剪切模量G_{23}/MPa	111
	1方向线膨胀系数α_1/°C	2.38×10^{-5}
	2方向线膨胀系数α_2/°C	2.38×10^{-5}

部，约束全部自由度。太阳能板通过多点约束（MPC）中RBE2单元与主桁架中桁架C前后两点相连，MPC共约束6个自由度。太阳能板间的铰链通过广义弹簧阻尼（BUSH）单元建模，太阳能板铰链刚度如表2所示。表2中，K_1、K_2和K_3分别为沿坐标系x、y和z轴的平动刚度，K_4、K_5和K_6分别为沿坐标系x、y和z轴3个方向的转动刚度。

表2 太阳能板铰链刚度

Tab. 2 Stiffness of hinges in solar panels

刚度分量	刚度/MPa
K_1	70 000
K_2	70 000
K_3	70 000
K_4	1 000 000
K_5	2 080 000
K_6	1 000 000

空间桁架系统在轨服役期间的典型温度场如图4所示，分别考虑结构处于最大温度梯度、高温及低温3种工况，图4中的集中载荷表示空间桁架系统中其他结构部件热变形对主桁架变形的影响。

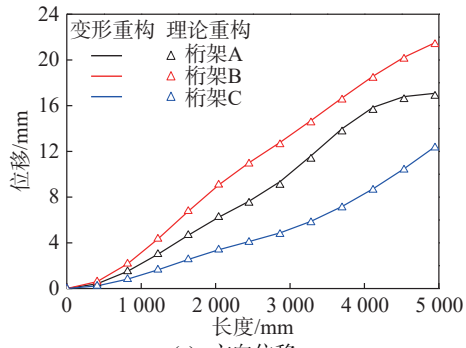
2.2 变形重构结果

为了更好地量化变形重构算法精度，通过重构位移响应与理论响应间的均方根误差E_{RMS}评价重构结果：

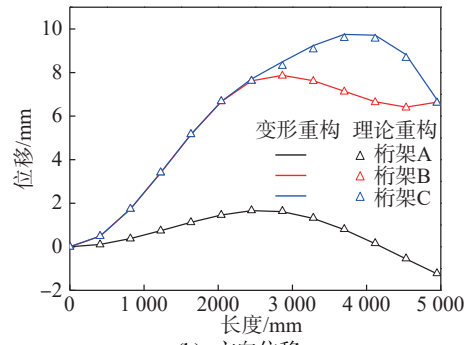
$$E_{RMS}=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(w(x_i)-w'(x_i))^2}{n}} \tag{7}$$

式中，$w(x_i)$和$w'(x_i)$分别为算法重构位移与理论位移，n为响应的采样点数。

根据图3的空间桁架系统变形重构流程，得到最大温度梯度工况下主桁架变形重构结果如图6所示。



(a) y方向位移



(b) z方向位移

图6 最大温度梯度工况下主桁架变形重构结果

Fig. 6 Deformation reconstruction of the main truss under the maximum temperature gradient scenario

图6中的理论变形由Nastran软件计算得到。由图6可见：对于桁架A，本文算法在y方向弯曲变形的重构误差为0.16 mm，约为最大位移的1%，在z方向弯曲

变形的重构误差为 0.02 mm；桁架 B 在两个方向的 RMS 分别为 0.10 mm 和 0.02 mm；与太阳能板结构相连的桁架 C 变形重构结果在两个主方向的均方根误差分别为 0.06 mm 和 0.02 mm。

根据图 3 的变形重构流程，结合图 6 的变形重构结果可知，与太阳能板结构相连两点的位移 w_1 和 w_2 分别为 0 和 12.41 mm，补充测量的铰链处位移 w_{mid} 为 −19.05 mm。根据小变形假设，虽然在 $[-\pi/2, \pi/2]$ 理论上可完全覆盖挠曲线起点转角正切值最优解可能存在的区域，但考虑到寻优的收敛速度，结合空间桁架系统的变形情况，本文算例的初始寻优范围设为 $\tan\theta \in [-0.032, 0.032]$，步长为 1×10^{-6}。

根据本文重构策略，最大温度梯度工况下太阳能板结构挠曲线变形重构如图 7 所示，其中挠曲线位置如图 2(a)中红色线条所示，位于太阳能板结构被夹持侧。根据式(7)，重构误差为 0.95 mm，约为含铰链太阳能板最大位移的 5%。此外，在优化过程中，最大温度梯度工况下太阳能板 A、B 变形重构的最小二乘误差分别如图 8、9 所示。

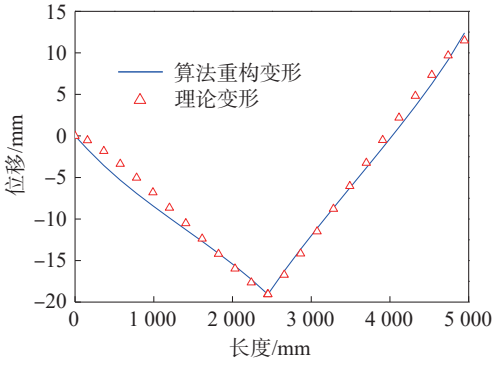


图 7　最大温度梯度工况下太阳能板结构挠曲线变形重构

Fig. 7　Deformation reconstruction of solar panels under the maximum temperature gradient scenario

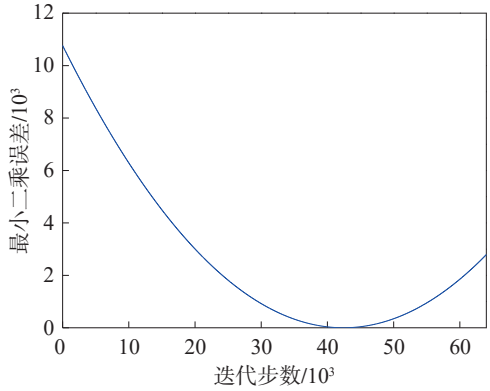


图 8　最大温度梯度工况下太阳能板 A 变形重构的最小二乘误差

Fig. 8　Least squares errors of deformation reconstruction for solar panel A under the maximum temperature gradient scenario

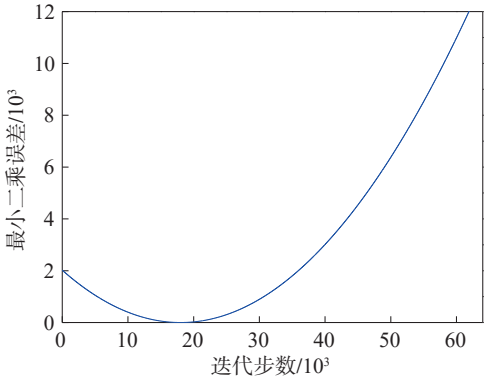
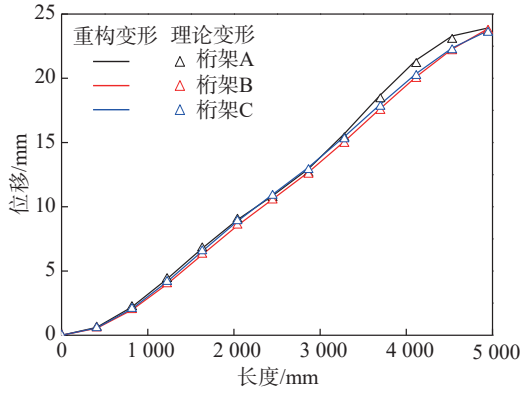


图 9　最大温度梯度工况下太阳能板 B 变形重构的最小二乘误差

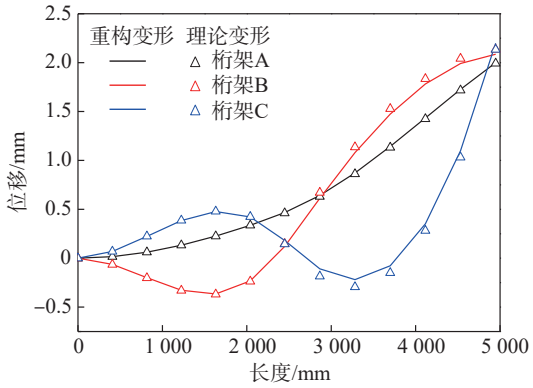
Fig. 9　Least squares errors of deformation reconstruction for solar panel B under the maximum temperature gradient scenario

由图 8、9 可见，起点转角寻优过程中有且仅有一个最佳工况，该结果还证明了第 1.2 节中挠曲线函数 $w(x,\theta)$ 为起点转角 θ 单调函数的结论。

图 10、11 分别为高温、低温工况下主桁架变形重构结果。高温、低温工况下，含铰链太阳能板结构变形重构结果如图 12 所示。由图 10～12 可知，本文重构方法可有效实现考虑铰链的空间桁架系统在不同力−热载荷工况下的变形反演。



(a) y方向位移



(b) z方向位移

图 10　高温工况下主桁架变形重构结果

Fig. 10　Deformation reconstruction results of the main truss under the high temperature scenario

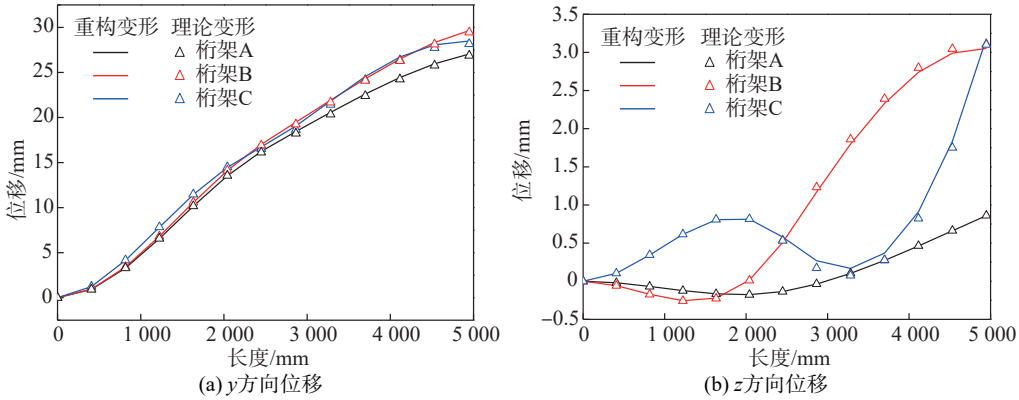


图11 低温工况下主桁架变形重构结果

Fig. 11 Deformation reconstruction results of the main truss under the low temperature scenario

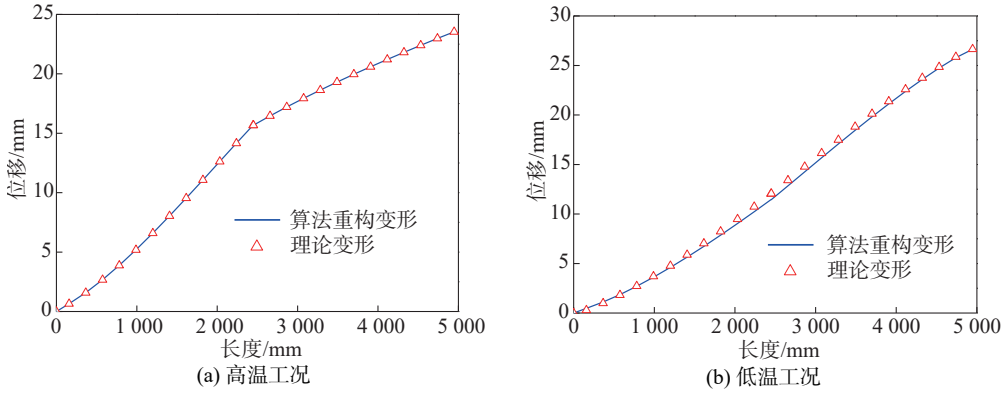


图12 高温、低温工况下含铰链太阳能板结构变形重构结果

Fig. 12 Deformation reconstruction results of solar panel structures with hinges under high and low temperature scenarios

2.3 重构算法精度影响因素分析

2.3.1 随机噪声对重构精度的影响

在实际工程中，传感器感知结构响应时会受到环境干扰，采集的响应信号可能包含一定的误差和噪声。为进一步验证本文方法的抗噪能力，研究了当采集的应变信息与位移测量信息包含随机噪声时，算法重构精度的变化。包含±5%随机噪声的响应信号通过式(8)计算：

$$\begin{cases} \varepsilon^{\mathrm{e}} = \varepsilon \times (1 + (\mathrm{rand}(1) - 0.5)/10), \\ w_{\mathrm{mid}}^{\mathrm{e}} = w_{\mathrm{mid}} \times (1 + (\mathrm{rand}(1) - 0.5)/10) \end{cases} \tag{8}$$

式中，ε为理论应变，ε^{e}与$w_{\mathrm{mid}}^{\mathrm{e}}$分别为含噪声的应变测量信息与铰链处位移信息，rand(1)为[0,1]内的随机数。

以桁架C在y方向弯曲变形为例，随机生成10 000组包含噪声的响应信号，使用本文方法对空间桁架系统变形进行重构。图13、14分别为含随机噪声的变形重构误差散点图、直方图。由图13、14可见，当测量响应中包含±5%随机噪声时，本文方法重构误差不大于0.35，最大误差约为挠曲线峰值的2.8%。

图15为考虑−5%误差太阳能板结构挠曲线变形重构结果。由图15可见，在该工况下，受噪声的影响，变形重构误差由0.95 mm增大至0.99 mm。因此，当测量信

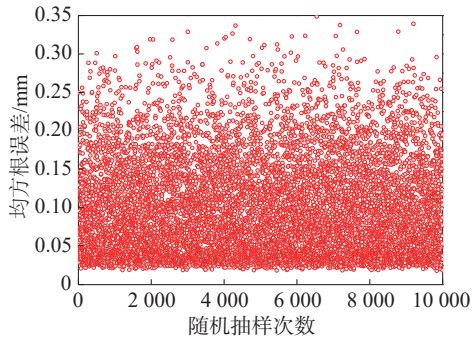


图13 含随机噪声的变形重构误差散点图

Fig. 13 Scatters of deformation reconstruction errors under random noise

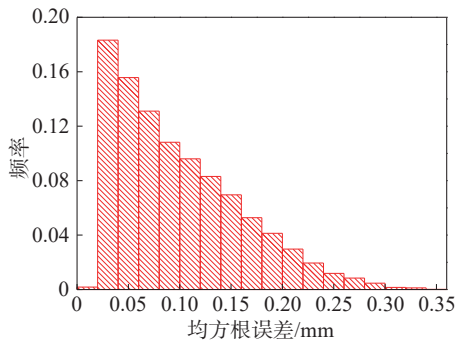


图14 含随机噪声的变形重构误差直方图

Fig. 14 Histogram of deformation reconstruction errors under random noise

号包含噪声时，本文方法仍可有效实现空间桁架系统的变形重构，具有较好的抗噪能力。

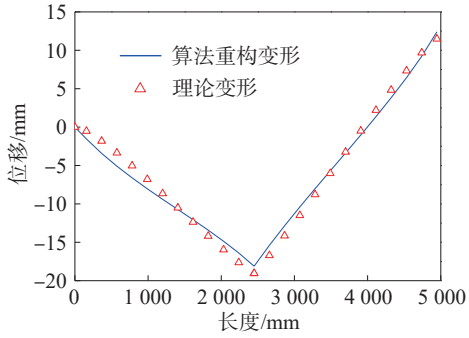


图15　考虑−5%误差太阳能板结构挠曲线变形重构结果

Fig. 15　Deformation reconstruction results for solar panels with −5% noise

2.3.2　制造误差对重构精度的影响

在实际应用中，由于制造误差等，桁架结构的壁厚t可能无法保证绝对均匀。为了研究壁厚不均匀对重构精度的影响，以桁架C为例，沿轴向将其分为12段，每段梁单元的截面外径包含最大±5%的制造误差，图16为制造误差导致的结构壁厚不均匀。随机生成10 000组壁厚误差数据，以研究该因素对重构精度的影响。采用本文方法对桁架变形进行重构，考虑制造误差的变形重构误差散点图、直方图分别如图17、18所示。

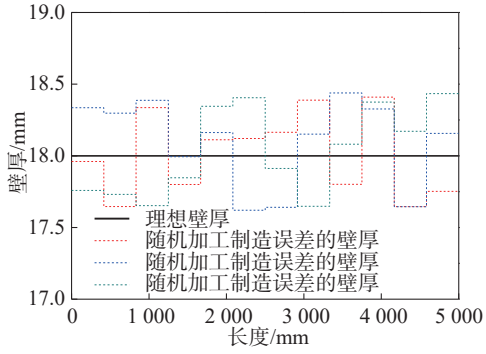


图16　制造误差导致的结构壁厚不均匀

Fig. 16　Uneven thickness of the structure caused by manufacturing errors

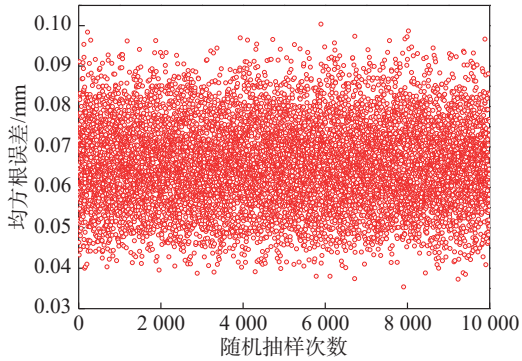


图17　考虑制造误差的变形重构误差散点图

Fig. 17　Scatters of deformation reconstruction errors under manufacturing errors

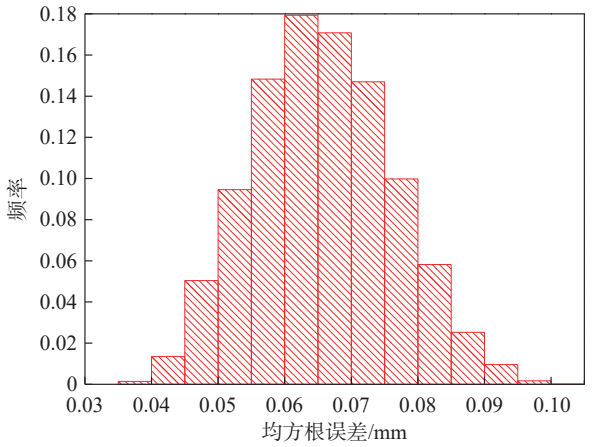


图18　考虑制造误差的变形重构误差直方图

Fig. 18　Histogram of deformation reconstruction errors under manufacturing errors

由图17、18可见，当考虑±5%的壁厚误差时，重构误差小于0.1 mm。因此，在实际工程中即使待测试件实际壁厚与理论值存在一定误差，本文方法仍可有效实现空间桁架的变形重构。

2.3.3　传感器表贴位置误差对重构精度的影响

研究传感器表贴位置误差对本文方法精度的影响。该误差是指在实际工程应用中，人为因素导致的传感器理论坐标x_{sensor}与实际位置x'的偏差。传感器实际位置可通过其理论坐标叠加随机表贴误差计算：

$$x'=x_{\text{sensor}}+\Delta x\times(\text{rand}(1)-0.5) \tag{9}$$

式中，Δx为最大表贴误差，$\Delta x=10$ mm。

以桁架C在y方向的弯曲变形为例，随机生成10 000组传感器位置表贴误差。图19、20分别为考虑传感器表贴位置误差的变形重构误差散点图、直方图。由图19、20可见，当传感器表贴位置存在最大为10 mm的误差时，重构误差小于0.11 mm。因此，当实际应用中传感器表贴位置存在一定偏差时，本文方法仍可有效实现主桁架结构的变形重构。

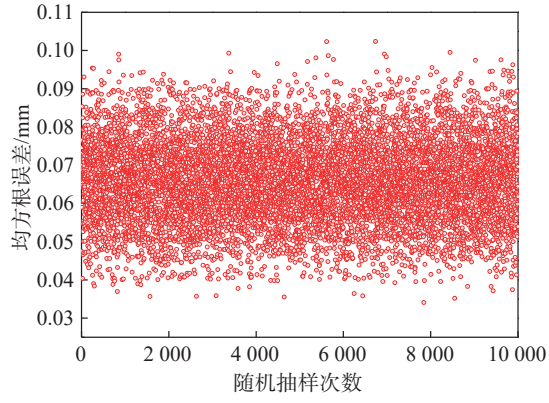


图19　考虑传感器表贴位置误差的变形重构误差散点图

Fig. 19　Scatters of deformation reconstruction errors under sensor position errors

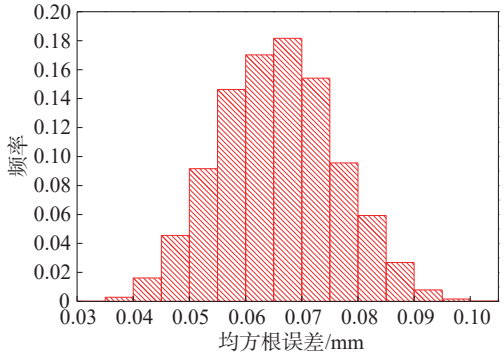


图 20 考虑传感器表贴位置误差的变形重构误差直方图

Fig. 20 Histogram of deformation reconstruction errors under sensor position errors

2.3.4 传感器布局方式对重构精度的影响

在实际应用中，由于大型空间桁架系统尺寸大，受限于资源成本、计算和通信率的要求，无法在所有位置安装传感器。因此，需对传感器的布局方式进行优化，以满足健康监测的精度与覆盖要求，实现低成本、高精度、高可靠性和强适应性的监测系统。基于上述需求，以桁架系统中主桁架结构的 y 方向变形重构为例，基于遗传算法开展传感器布局优化。

遗传算法是一种基于自然选择和遗传机制的寻优算法，全局搜索能力强，无须梯度信息、复杂约束，非线性适应性强，适用于传感器布局优化问题。本文中，遗传算法适应度函数 f 定义如下：

$$f=\frac{1}{E_{\mathrm{RMS,A}}+\delta}+\frac{1}{E_{\mathrm{RMS,B}}+\delta}+\frac{1}{E_{\mathrm{RMS,C}}+\delta} \tag{10}$$

式中：$E_{\mathrm{RMS,A}}$、$E_{\mathrm{RMS,B}}$ 与 $E_{\mathrm{RMS,C}}$ 分别为 3 根主梁的变形重构误差；δ 为避免奇异的小量，$\delta=1\times10^{-8}$。

遗传算法参数如表 3 所示。个体染色体采用十进制编码，表示传感器所在自由度编号，约束条件为主桁架结构中最大传感器数量不超过 39。

表 3 遗传算法参数

Tab. 3 Genetic algorithm parameters

参数	类型或数值
种群规模	60
最大进化代数	300
个体染色体数量	≤39
交叉概率	0.8
变异概率	0.2
选择方式	均匀随机
终止条件	最大进化代数

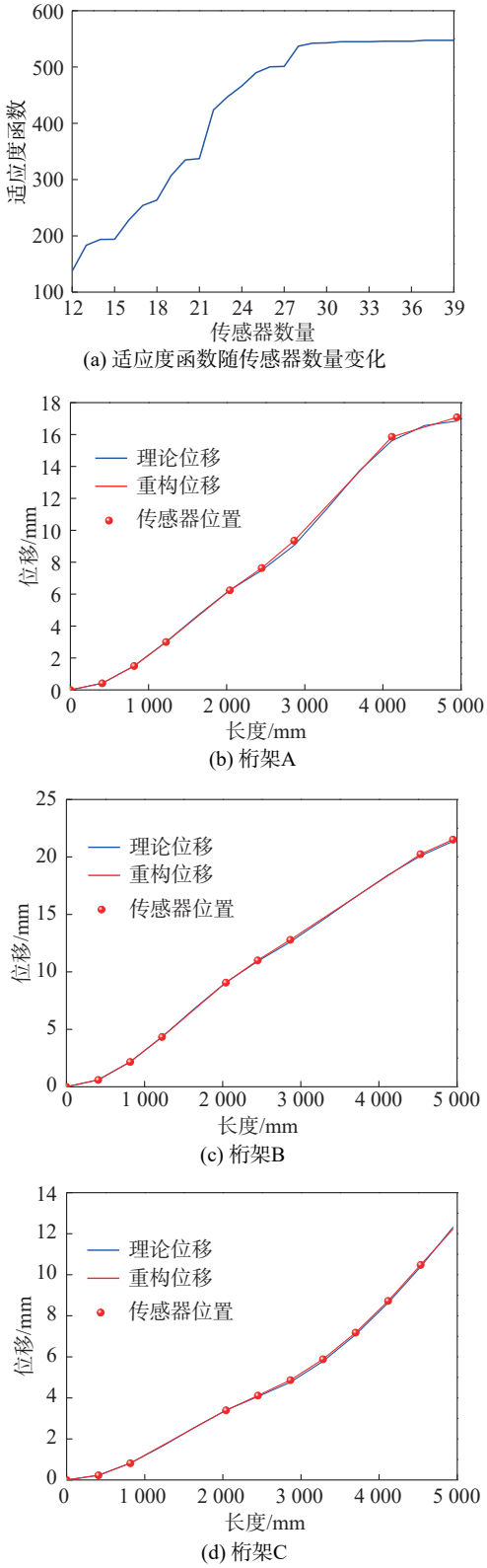


图 21 传感器布局优化结果

Fig. 21 Optimization results of sensor configurations

图 21 为传感器布局优化结果。由图 21(a)可知，适应度函数与参与变形反演传感器数量呈正相关，当传感器数量增加时，应变分布函数更准确，本文反演算法的重构结果精度也更高。主桁架结构中传感器数量为 28 时，变形重构结果适应度为 537.13；当传感器数量增加到 39 时，适应度函数为 547.40，仅增加了约 1.9%。因此，对于本文算例工况，最佳传感器布局为桁架 A、B 上布置 9 个应变监测点，桁架 C 上布置 10 个应

变监测点。图 21（b）～（d）分别为最佳传感器布局下桁架 A～C 变形重构与传感器位置。

3　结　论

本文针对大型空间桁架系统的在轨几何变形监测需求，结合 Ko 位移理论与最小二乘优化方法，建立了一种适用于复杂装配结构在力-热载荷工况下的变形重构策略，解决了特殊边界条件与铰链转角突变对变形重构的挑战。通过数值研究，分析了本文方法的有效性与重构精度影响因素，主要结论如下：

1）Ko 位移理论-最小二乘优化算法可有效实现主桁架-太阳能板装配结构在力-热载荷下的变形重构。对于主桁架结构，该方法基于局部离散应变信息实现桁架在不同主方向上全局连续位移信息的重构；对于铰链造成变形挠曲线转角不连续的问题，该方法通过补充铰链位移信息，结合最小二乘方法在可行域内遍历寻优，实现了特殊边界条件下太阳能板结构的挠曲线计算，将 Ko 位移理论的应用范围推广至未知初始转角的边界条件。

2）在重构精度影响因素研究中，分析了加工制造误差、传感器表贴位置误差及响应噪声等因素对重构策略的影响。对各因素进行 10 000 次随机抽样分析，结果表明：±5% 内的加工制造误差与响应噪声对重构结果的精度影响较小；当最大表贴误差为 10 mm 时，重构误差小于 0.11 mm，证明在实际工程因素影响下，本文方法仍可有效实现空间桁架系统在力-热环境下的变形重构。此外，基于遗传算法开展了传感器布局研究，对于本文算例工况，最佳传感器数量（应变点监测数量）为 28 个。

本文变形重构策略为空间桁架系统热变形监测建立了技术支撑和理论参考。

参考文献：

[1] Ma Xiaofei,Li Tuanjie,Ma Jingya,et al.Recent advances in space-deployable structures in China[J].Engineering,2022,17:207–219.

[2] Ma Xiaofei,An Ning,Cong Qiang,et al.Design,modeling,and manufacturing of high strain composites for space deployable structures[J].Communications Engineering,2024,3:78.

[3] Feng Yuqing, Ma Xiaofei, Li Yang. Review of thermally-induced dynamic responses of large space structures[J]. Space Electronic Technology,2020,17(6):13–21.[冯雨晴，马小飞，李洋．大型空间结构热致动态响应研究综述[J]．空间电子技术,2020,17(6):13–21.]

[4] Yu Zexing,Ma Xiaofei,Zhu Jialong,et al.A deformation reconstruction strategy for integrated truss structures subjected to thermal-mechanical load[J].Sensors,2025,25(2):558.

[5] Liu Peng,Zeng Jie,Li Xiangyu,et al.Distributed optical fiber deformation monitoring and error correction for space truss beams[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2019, 41(5): 715–720.[刘鹏,曾捷,李翔宇,等．空间桁架横梁分布式光纤变形监测与误差修正[J]．压电与声光,2019,41(5):715–720.]

[6] Gao Feixiong.Deformation reconstruction of radial ribs of umbrella antenna based on fiber strain measurement[D]. Dalian:Dalian University of Technology,2022.[高飞雄．基于光纤应变测量的伞状天线径向肋变形重构[D]．大连：大连理工大学,2022.]

[7] Li Wuqian.The research on structural shape reconstruction using modal superposition method[D].Shanghai: Shanghai University,2016.[李五欠．基于振型叠加法的柔性结构形态重构研究[D]．上海：上海大学,2016.]

[8] Freydin M,Rattner M K,Raveh D E,et al.Fiber-optics-based aeroelastic shape sensing[J].AIAA Journal,2019,57(12):5094–5103.

[9] Feng Di.Research on structural deformation reconstruction technology based on fiber grating strain sensing[D]. Dalian:Dalian University of Technology,2020.[冯荻．基于光纤光栅应变传感的结构变形重构技术研究[D]．大连：大连理工大学,2020.]

[10] Di Sante R.Fibre optic sensors for structural health monitoring of aircraft composite structures: Recent advances and applications[J].Sensors,2015,15(8):18666–18713.

[11] Wang Dingding,Li Wei,Luo Yuxiang,et al.Research on deformation monitoring method of large truss structure based on inverse finite element method[J]. Computer Measurement & Control,2022,30(1):1–6.[王丁丁,李伟,罗玉祥,等．航天器大型空间桁架结构变形监测方法研究[J]．计算机测量与控制,2022,30(1):1–6.]

[12] Abdollahzadeh M A,Ali H Q,Yildiz M,et al.Experimental and numerical investigation on large deformation reconstruction of thin laminated composite structures using inverse finite element method[J]. Thin – Walled Structures, 2022,178:109485.

[13] Ding Guoping,Yan Xiaoyu,Gao Xiaoling,et al.Reconstruction of propeller deformation based on FBG sensor network[J].Ocean Engineering,2022,249:110884.

[14] Gherlone M,Cerracchio P,Mattone M,et al.Shape sensing of 3D frame structures using an inverse Finite Element Method[J]. International Journal of Solids and Structures, 2012,49(22):3100–3112.

[15] Zhao Feifei,Bao Hong,Zhang Feng.Geometrically nonlinear deformation reconstruction of based on Euler-Bernoulli beam theory using a nonlinear iFEM algorithm[J]. Thin – Walled Structures,2023,189:110884.

[16] Zhao Feifei,Bao Hong,Liu Jianfeng,et al.Shape sensing of multilayered composite and sandwich beams based on Re-

fined Zigzag Theory and inverse finite element method[J]. Composite Structures,2021,261:113321.

[17] You Runzhou, Ren Liang. An enhanced inverse beam element for shape estimation of beam-like structures[J]. Measurement,2021,181:109575.

[18] Zhao Yong, Du Jingli, Bao Hong, et al. Optimal sensor placement for inverse finite element reconstruction of three-dimensional frame deformation[J]. International Journal of Aerospace Engineering,2018,2018:6121293.

[19] Cerracchio P, Gherlone M, Di Sciuva M, et al. A novel approach for displacement and stress monitoring of sandwich structures based on the inverse Finite Element Method[J]. Composite Structures,2015,127:69–76.

[20] Li Danting. Flexible structure deformation monitoring technology research based on distributed optical fiber[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.[李丹婷. 柔性结构分布式光纤变形监测技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.]

[21] Liu Peng. Research on spatial truss structure morphology monitoring technology based on distributed optical fiber sensing technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2019.[刘鹏. 基于分布式光纤传感技术的空间桁架结构形态监测技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.]

[22] Wu Huifeng, Dong Rui, Liu Zheng, et al. Deformation monitoring and shape reconstruction of flexible planer structures based on FBG[J]. Micromachines,2022,13(8):1237.

[23] Ding Guoping, Yue Shengyuan, Zhang Songchao, et al. Strain-deformation reconstruction of CFRP laminates based on Ko displacement theory[J]. Nondestructive Testing and Evaluation,2021,36(2):145–157.

[24] Xing Shaopeng, Zhou Xincong, Huang Qipeng, et al. Beam deformation reconstruction based on Ko displacement theory [J]. Measurement,2024,238:115324.

[25] Yan Jun, Du Hongze, Bu Yufeng, et al. Data-driven method for real-time reconstruction of the structural displacement field[J]. Journal of Aerospace Engineering,2024,37(3): 04024028.

[26] Liuzzo G, Fanelli P. Non-destructive structural deformation reconstruction *via* data-driven modal superposition[J]. Applied Sciences,2026,16(5):2168.

[27] Xu Pengying, Han Jiusheng, Wang Congsi, et al. Data-driven deformation reconstruction method for large aperture flexible vehicle-mounted antenna[J]. IEEE Sensors Journal,2023, 23(20):25323–25339.

[28] Zhang He, Xu Chengkan, Jiang Jiqing, et al. A data-driven based response reconstruction method of plate structure with conditional generative adversarial network[J]. Sensors,2023,23(15):6750.

[29] Jin Kang, Peng Gaoliang, Zhang Wei, et al. Data-driven method for real-time reconstruction of antenna element displacement[J]. Computers & Structures,2025,311:107701.

[30] Ding Guoping, Jiang Siyuan, Zhang Songchao, et al. Strain-deformation reconstruction of carbon fiber composite laminates based on BP neural network[J]. Materials Research, 2019,22(5):e20190393.

Thermal Deformation Reconstruction Method for Integrated Truss Systems Based on Stain Data

YU Zexing[1,2], *MA Xiaofei*[2*], *ZHU Jialong*[2], *XUE Yonggang*[2], *HUANG Pengfei*[2], *LI Yichen*[2], *ZHANG Dayu*[2]

(1.School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract:

Objective On-orbit deformation monitoring of large-scale space truss structures is crucial for ensuring the stable operation of space science payloads and enabling the on-orbit assembly and expansion of space structures. Currently, deformation monitoring of these structures faces two challenges: deformation reconstruction of complex assembled structures under thermo-mechanical loads and discontinuous deflection curves caused by hinges. A method integrating Ko displacement theory with least-squares optimization is proposed to address the difficulty in solving deflection curves caused by special assemblies, thereby expanding the application scope of Ko displacement theory. By introducing combined measurement methods, a thermal deformation reconstruction strategy for space truss systems that considers hinge effects is developed.

Methods First, the deformation reconstruction of the space truss system was decomposed into two parts: the main truss structure and the solar panel. For the main truss structure, functions for the deformation deflection curves of each main beam were established using Ko displacement theory. Integral functions were solved using deformation strain data and boundary conditions to achieve deformation reconstruction of the main truss structure. Then, displacements, w_1 and w_2, at two connection points between the main truss and solar panels were adopted as inputs for solar panel deformation reconstruction. For solar panel A, its deflection curve function was established using Ko displacement theory. With the deflection at the starting point set as w_1, candidate curves were generated within the feasible range of $[-\pi/2, \pi/2]$ due to the unknown rotation angle. Derivations showed that the deflection curve function is a monotonic function of the unknown rotation angle. Therefore, by introducing the hinge displacement (w_{mid}) captured *via* photogrammetry and combining it with the least-squares optimization algorithm, the optimal deformation deflec-

tion curve of solar panel A was determined within the feasible range. For solar panel B, its deflection curve function was also established using Ko displacement theory; with the deflection at the endpoint set as w_2, a series of feasible solutions for deflection curves was obtained. Based on the hinge displacement (w_{mid}), the optimal solution was identified using the least-squares optimization algorithm. Deformation reconstruction of the solar panel structure, accounting for hinge effects, was achieved by splicing the optimal deflection curves of solar panels A and B at the hinge.

Results and Discussions The research object was a 2 500 mm-long space truss system comprising a carbon fiber main truss and honeycomb sandwich solar panels. Deformations of the structure under three typical temperature conditions (maximum temperature gradient, high temperature, and low temperature) was investigated. A reconstruction accuracy function was defined as the root mean square (RMS) error between the reconstructed displacement response and the theoretical response. Under the maximum temperature gradient condition, the reconstruction error of truss A for bending deformation in one primary deformation direction was 0.16 mm (accounting for approximately 1% of its maximum displacement), and 0.02 mm in the other direction. For truss B, the errors in the two primary deformation directions were 0.10 mm and 0.02 mm, respectively. For truss C (connected to the solar panel structure), the RMS errors of the deformation reconstruction results in the two primary deformation directions were 0.06 mm and 0.02 mm, respectively. Similar reconstruction accuracy was observed under high and low temperature conditions. In addition, an analysis of factors influencing the reconstruction accuracy of the algorithm was conducted; the effects of errors caused by random noise, manufacturing, sensor bonding position, and sensor configuration on the accuracy was examined. Results showed that when the measurement response contained ±5% random noise, the reconstruction errors of the proposed method were mainly distributed within ≤0.35 mm, with the maximum RMS error accounting for approximately 2.8% of the peak value of the deflection curve. When a maximum 5% thickness error was considered, reconstruction errors of the proposed algorithm were less than 0.1 mm. When a maximum 10 mm sensor bonding position error existed, the reconstruction errors were less than 0.11 mm. Sensor configuration optimization was conducted using a genetic algorithm. Results indicated that the fitness function was positively correlated with the number of sensors involved in deformation inversion. As the number of sensors increased, the strain distribution function became more accurate, and the reconstruction accuracy of the inversion algorithm improved. When the total number of sensors in the main truss structure was 28, the fitness of the deformation reconstruction results was 537.13. The fitness function reached approximately 547.40 when the number of sensors was further increased to 39. Thus, for the case studied in this work, the optimal sensor configuration was determined as follows: 9 strain monitoring points were arranged on both Truss A and Truss B, and 10 strain monitoring points on Truss C.

Conclusions To address the demand for on-orbit deformation monitoring of large space truss systems, a deformation reconstruction strategy suitable for complex assembled structures under thermo-mechanical load conditions is developed by integrating Ko displacement theory with least-squares optimization. This strategy addresses the challenges of deformation reconstruction caused by special boundary conditions and abrupt changes in hinge angles, providing a feasible approach for on-orbit deformation monitoring of large spatial truss systems.

Key words: integrated truss system; deformation reconstruction; Ko displacement theory; the least squares optimization

（编辑　周　璇）

引用格式: Yu Zexing,Ma Xiaofei,Zhu Jialong,et al.Thermal deformation reconstruction method for integrated truss systems based on stain data[J].Advanced Engineering Sciences,2026,58(3):12–23.[鱼则行,马小飞,朱佳龙,等.基于应变的空间桁架系统热变形重构方法研究[J].工程科学与技术,2026,58(3):12–23.]