

航天器大型空间桁架结构变形监测方法研究

王丁丁¹, 李伟¹, 罗玉祥¹, 张涛², 张庆志¹

(1. 山东航天电子技术研究所, 山东 烟台 264000;

2. 装备发展部装备采购服务中心, 北京 100142)

摘要: 大型空间桁架结构在航天器上有着广泛的应用; 由于其具有质量轻、刚度低、阻尼小等特点, 在受到扰动时可能发生振动和变形, 影响载荷的正常工作甚至危害航天器的安全; 以大型空间桁架的整体结构作为研究对象, 对桁架结构的变形监测方法进行了研究; 基于逆有限元提出了一种适用于桁架结构的变形监测方法, 该方法以传感器测得的结构应变为基础重构桁架结构的变形; 利用有限元仿真对该方法进行了验证, 同时研究了在应变值存在误差的情况下变形重构的精度; 结果表明, 在应变值具有 $\pm 5\%$ 的随机噪声时结构形变重构的误差优于 $\pm 3\%$; 该方法有较高的变形重构精度, 对于航天器桁架结构的变形监测有重要的指导意义。

关键词: 桁架结构; 航天器; 变形监测; 逆有限元方法; 应变传感器

Research on Deformation Monitoring Method of Large Truss Structure Based on Inverse Finite element Method

WANG Dingding¹, LI Wei¹, LUO Yuxiang¹, ZHANG Tao², ZHANG Qingzhi¹

(1. Shandong Institute of Space Electronic Technology, Yantai 264000, China;

2. Equipment Procurement Service Center of Equipment Development Department, Beijing 100142, China)

Abstract: Large space truss structures are widely used in spacecraft; Due to its light weight, low stiffness and small damping, it is prone to vibration and deformation under disturbance, which will affect the normal operation of the load and even endanger the safety of the spacecraft; Taking the whole structure of large space truss as the research object, the deformation monitoring method of truss structure is studied; Based on the inverse finite element method, a deformation monitoring method for truss structure is proposed, which reconstructs the deformation of truss structure based on the structural strain measured by sensors; The method is verified by finite element simulation, and the accuracy of deformation reconstruction under the condition of strain value error is studied; The results show that the error of structural deformation reconstruction is no more than $\pm 3\%$; when the strain value has random noise ranging from $\pm 5\%$; This method has high deformation reconstruction accuracy and has important reference significance for deformation monitoring of spacecraft truss structure.

Keywords: truss structures; spacecraft; deformation monitoring; the inverse finite element; Strain sensor

0 引言

随着航天技术的快速发展, 航天器结构的轻量化已经成为现代飞行器设计的一个要点。桁架结构具有净空间值高、承受集中载荷效率高、空间扩展性强、

设计灵活、易于组装等优点^[1-4], 因此其在航天器上有着广泛的应用。大型空间桁架结构在航天器上既可以作为探测器、相机、天线等有效载荷的支撑结构, 也可以作为空间站等大型航天器的主体机构^[5]。美国

收稿日期: 2021-10-13; 修回日期: 2021-11-22。

基金项目: 国家自然科学基金(61903225)。

作者简介: 王丁丁(1995-), 男, 宁夏彭阳人, 硕士研究生, 主要从事基于光纤传感的航天器结构健康监测方向的研究。

通讯作者: 罗玉祥(1987-), 男, 山东烟台人, 博士, 高级工程师, 主要从事航天器健康监测方向的研究。

引用格式: 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, 14.

“奋进号”航天飞机的 SRTM (Shuttle radar topography mission) 结构采用了 60 米长的大型空间桁架以提供主天线和外侧天线之间的基线距离, 其桁架结构在地面展开后的形状如图 1 所示。国际空间站采用了大型主桁架结构作为骨架来安装各种舱段和设备, 采用了可展桁架来展开和支撑太阳能电池板。此外, 空间望远镜支架、光学摄像机支架、天线反射面等结构也大量采用桁架结构^[6]。中国空间技术研究院已将复合材料桁架结构应用于航天器的主结构、高精度刚性支撑结构、空间可展开结构机构以及大跨度的刚性连接结构^[7-8]。



图 1 美国“奋进号”航天飞机 SRTM 系统上的 60 m 长大型空间桁架结构

航天器上的大型桁架结构具有跨度大、质量轻、刚度低、阻尼弱的特点, 在受到扰动时可能产生低频、大幅度振动和变形且很难短时间自行衰减。这种振动、变形与航天器主体的运动发生耦合时还会影响到航天器的指向精度和姿态稳定, 甚至危害到航天器的安全^[9]。因此对于航天器上大型桁架结构变形的监测对于保障航天器安全有重要意义。

桁架结构的变形监测方法包括激光跟踪仪、激光雷达、摄影测量、数字散斑、三坐标测量等^[8]。这些方法基本为非接触测量法, 适用于地面环境中测量结构的变形, 应用在航天器上存在整体设备重、光学测量存在遮挡盲区、难以实现动态测量等问题。近年来利用接触式传感器监测结构的变形受到了研究人员的高度重视, 这类方法利用粘贴或埋入结构的传感器获取结构体的应变, 并且结合应变到形变的重构算法来反演结构的形变。

工程中常见的应变测量传感器有电阻应变片和光纤应变传感器。相对于电阻类传感器, 光纤传感器具

有质量轻、尺寸小、抗电磁干扰等特点^[10], 在航天领域有独特的应用优势。山东航天电子技术研究所于 2016 年在国内实现了光纤传感首次在轨应用, 于 2020 年在中国空间站上利用光纤传感手段实现了舱体关键部位的力、热状态监测^[11]。鉴于光纤传感器在航天领域的应用优势, 国内外众多学者研究了利用光纤传感器监测航天器结构形变的方法。文献 [12] 提出了逆有限元方法 (iFEM, inverse finial element method), 其具有重构精度高、适应结构的复杂边界条件、对应变测量中的噪声不敏感、无需了解结构的材料属性和载荷的先验知识等优势^[13-14]。利用光纤传感器测量结构的应变并结合基于应变的形变重构算法可实现航天器结构变形的在轨实时监测, 能够为挠性结构的振动变形抑制及且航天器结构的健康监测提供数据。

当前基于 iFEM 的结构变形重构研究主要集中在梁和板等结构上, 对于大型复杂结构如空间桁架的变形重构研究非常少。文献 [15] 研究了简单三维框架结构的变形监测问题; 文献 [16] 利用光纤传感器基于 Ko 位移理论和结构的变形曲率研究了桁架式支撑臂结构的变形监测问题; 文献 [17] 研究了空间桁架结构的变形监测, 但该研究主要针对桁架结构中横杆结构进行了变形监测, 没有解决空间桁架结构作为一个整体的复杂变形反演问题, 工程实用性不强。本文将空间桁架的整体结构作为研究对象, 利用 iFEM 的原理提出了一种适用于大型空间桁架结构整体变形监测的方法。

1 桁架结构分析

桁架是由杆件通过铰接的方式连接起来的杆系结构。通常桁架结构只在其节点处承受外部载荷, 在桁架中各杆件发生轴向拉伸和压缩变形而不发生弯曲变形。因此在实际应用中可以沿杆件的轴向在其表面粘贴应变传感器以测量结构的应变, 传感器安装如图 2 所示。

航天器的外伸结构大量采用空间桁架, 由于飞行器的质量远大于桁架质量, 在力学分析时, 可以把桁架结构与航天器连接的一端的边界条件设为固支, 同时将桁架上搭载的其他设备简化成等效集中质量加载到桁架节点上^[18-19]。

针对上述分析, 本文利用有限元及 iFEM 分析空

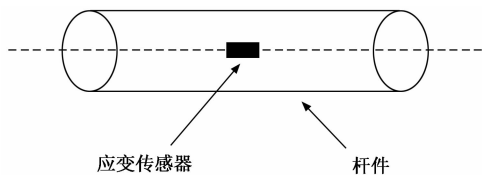


图 2 应变传感器安装示意图

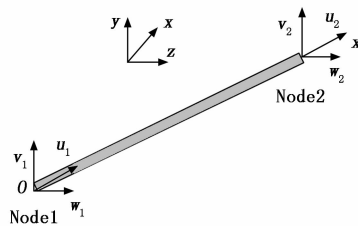


图 3 逆杆单元示意图

间桁架结构的变形时采用了空间杆单元, 同时桁架结构的边界条件设置为单端固支, 在结构另一端的节点上加载使其发生形变。

2 桁架结构变形监测方法研究

利用 iFEM 的原理重构空间桁架结构的形变, 首先需要构造空间杆单元, 建立杆单元的力学模型。其次利用最小二乘变分原理和有限元离散化方法将单元的刚度矩阵和载荷列阵表示成各杆单元的几何属性和单元应变值的函数, 各杆单元的几何属性和其在桁架结构中的位置在结构设计之初就可以确定, 而各杆单元的应变值可以通过粘贴或埋入结构中的应变传感器测量获得。最后在全局坐标系下组装各单元的伪刚度矩阵和伪载荷列阵, 结合结构的边界条件就可以求解出桁架结构的位移矩阵。

iFEM 借鉴了有限元求解力学问题的方法, 所不同的是利用 iFEM 求解结构位移场的过程无需知道结构的材料属性和受载情况的先验知识, 而是利用传感器测得的结构的应变信息来求解结构的位移场。利用 iFEM 的原理能够实现以应变传感器来监测结构的变形的目的。利用所提方法监测桁架结构的变形, 仅需桁架结构中杆件的尺寸和布局信息即可建立 iFEM 的计算模型, 在此基础上结合各杆件的应变值即可重构结构的变形情况。

2.1 构造逆杆单元

桁架结构中的力学单元是仅受轴力的杆单元, 因此建立如图 3 所示的逆杆单元。该逆单元有两个节点 Node 1 和 Node 2。在局部坐标系 Ox 中, 该杆单元的节点位移可以用沿轴向的位移 x 表示。在空间全局坐标系 $Oxyz$ 中, 杆单元每个节点的位移可以用沿 3 个坐标轴方向的 3 个分量 u, v, w 来表示, 因此在全局坐标系下, 杆单元每个节点有 3 个自由度。

杆单元在局部坐标系 Ox 中, 两个节点共有两个自由度, 其位移列阵 q_i^e 可以表示为:

$$q_i^e = [x_1, x_2]^T \quad (1)$$

式中, x_1, x_2 分别为逆单元两个节点 Node 1 和 Node 2 处沿轴向的位移。

在整体坐标系 $Ouvw$ 下, 杆单元共有 6 个自由度, 其位移列阵 q^e 可以表示为:

$$q^e = [u_1, v_1, w_1, u_2, v_2, w_2]^T \quad (2)$$

式中, u_1, v_1, w_1 和 u_2, v_2, w_2 分别为逆单元在两个节点 Node 1 和 Node 2 处沿 3 个坐标轴方向的位移。

设杆单元的轴线在全局坐标系中的 3 个方向余弦分别为:

$$l_x = \frac{x_2 - x_1}{l}, l_y = \frac{y_2 - y_1}{l}, l_z = \frac{z_2 - z_1}{l} \quad (3)$$

式中, (x_1, y_1, z_1) 和 (x_2, y_2, z_2) 为杆单元两个节点 Node 1 和 Node 2 的坐标, l 为杆单元的长度且有:

$$l = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2} \quad (4)$$

则有:

$$q_i^e = Lq^e \quad (5)$$

式中, L 为坐标变换矩阵且有:

$$L = \begin{bmatrix} l_x & l_y & l_z & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & l_x & l_y & l_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据有限元理论, 杆单元在局部坐标系中的位移场可以表示为:

$$u(x) = N(x)q_i^e \quad (7)$$

式中, $N(x)$ 为单元的形函数矩阵且有:

$$N(x) = \left[\left(1 - \frac{x}{l^e}\right), \frac{x}{l^e} \right] \quad (8)$$

根据胡克定律, 杆单元的应变可以表示为:

$$\epsilon(x) = \frac{du(x)}{dx} = \left[-\frac{1}{l}, \frac{1}{l} \right] \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = B(x)q_i^e \quad (9)$$

式中, $B(x)$ 为逆单元的几何矩阵, 且有:

$$B(x) = \frac{d}{dx}N(x) = \left[-\frac{1}{l}, \frac{1}{l} \right] \quad (10)$$

2.2 求解逆杆单元的伪刚度矩阵

设由应变传感器或由有限元软件仿真得到杆件的应变值为 ϵ^e , 理论应变值为 ϵ , 由此可以得到理论值与

测量值的误差函数为:

$$\Phi(\epsilon, \epsilon^e) = \|\epsilon - \epsilon^e\|^2 = \|\mathbf{B}(\xi)\mathbf{q}^e - \epsilon^e\|^2 \quad (11)$$

令误差函数的函数值达到最小, 通过将误差函数 $\Phi(\epsilon, \epsilon^e)$ 对位移列阵 \mathbf{q}^e 求偏导并令偏导数等于 0 有:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{q}^e} = 2[\mathbf{B}(\xi)\mathbf{q}^e - \epsilon^e] \frac{\partial [\mathbf{B}(\xi)\mathbf{q}^e - \epsilon^e]}{\partial \mathbf{q}^e} = 0 \quad (12)$$

化简整理可得逆单元的伪刚度方程为:

$$\mathbf{K}^e \mathbf{q}^e = \mathbf{P}^e \quad (13)$$

式中,

$$\begin{aligned} \mathbf{K}^e &= \mathbf{B}(\xi)^T \mathbf{B}(\xi) \\ \mathbf{P}^e &= \mathbf{B}(\xi)^T \epsilon^e \end{aligned} \quad (14)$$

\mathbf{K}^e 称为逆单元的伪刚度矩阵, \mathbf{P}^e 称为逆单元的伪载荷列阵。将公式 (9) 代入公式 (13) 可以得到在局部坐标系 Ox 下逆单元的伪刚度矩阵和伪载荷列阵分别为:

$$\mathbf{K}_i^e = \begin{bmatrix} \frac{1}{l^2} & -\frac{1}{l^2} \\ -\frac{1}{l^2} & \frac{1}{l^2} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_i^e = \epsilon \left[-1/l^2, 1/l^2 \right]^T \quad (16)$$

2.3 组装各逆单元的伪刚度矩阵和伪载荷列阵

因为空间桁架结构需要在全局坐标系中描述, 因此局部坐标系下各量还需要通过坐标变换矩阵 \mathbf{L} 转换到全局坐标系下才能进行后续的伪刚度矩阵和伪载荷列阵的组装。在全局坐标系 $Ouvw$ 下逆单元 i 的伪刚度矩阵和伪载荷列阵分别为:

$$\mathbf{K}_i^e = \mathbf{L}^T \mathbf{K}_i^e \mathbf{L} =$$

$$\frac{1}{l^2} \begin{bmatrix} l_x^2 & l_x l_y & l_x l_z & -l_x^2 & -l_x l_y & -l_x l_z \\ l_x l_y & l_y^2 & l_y l_z & -l_x l_y & -l_y^2 & -l_y l_z \\ l_x l_z & l_y l_z & l_z^2 & -l_x l_z & -l_y l_z & -l_z^2 \\ -l_x^2 & -l_x l_y & -l_x l_z & l_x^2 & l_x l_y & l_x l_z \\ -l_x l_y & -l_y^2 & -l_y l_z & l_x l_y & l_y^2 & l_y l_z \\ l_x l_z & l_y l_z & l_z^2 & -l_x l_z & -l_y l_z & -l_z^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{P}_i^e = \mathbf{L}^T \mathbf{P}_i^e = \frac{2\epsilon}{l^2} [-l_x, -l_y, -l_z, l_x, l_y, l_z] \quad (18)$$

从公式 (17) 和公式 (18) 可以看出桁架结构的伪刚度矩阵仅和组成桁架结构的各杆件的几何属性及各杆件在桁架结构中的位置有关, 伪载荷列阵仅和杆件的几何属性及杆件的应变值有关, 而与杆件的材料

属性和受载荷情况无关。

将各逆单元的伪刚度矩阵 \mathbf{K}_i^e 和伪载荷列阵 \mathbf{P}_i^e 分别组装成整体伪刚度矩阵 \mathbf{K} 和整体伪载荷列阵 \mathbf{P} , 根据公式 (14) 则可以得到空间桁架结构的整体伪刚度方程为:

$$\mathbf{K} \mathbf{q} = \mathbf{P} \quad (19)$$

2.4 施加边界条件及求解结构的位移场

设桁架结构的边界约束条件为 C , 联立桁架结构的整体伪刚度方程 (19) 和边界条件 C 可得矩阵方程:

$$\begin{cases} \mathbf{K} \mathbf{q} = \mathbf{P} \\ C \end{cases} \quad (20)$$

通过求解该矩阵方程即可得到桁架结构发生形变后的位移矩阵 \mathbf{q} , 由此实现了利用应变传感器监测桁架结构的形变的目的。

利用所提方法监测桁架结构的变形, 首先建立结构的逆有限元计算模型。具体包括结构的伪刚度矩阵和伪载荷列阵, 其可通过结构中各杆件的尺寸和位置信息利用公式 (17) 和公式 (18) 求得。其次在工程应用中, 可以将应变传感器沿轴向粘贴于杆件表面测量其应变值。最后利用各杆件的应变值及结构的逆有限元计算模型求解出桁架结构的变形。

3 仿真研究

3.1 利用有限元软件获取结构应变

利用 Comsol 软件的三维桁架分析模块建立如图 4 所示的空间桁架结构。该结构由周期性的桁架单元构成, 每个周期性桁架单元都包含横杆、纵杆和对角杆。利用软件建立以 4 个周期性桁架单元组成的空间桁架结构为例进行计算, 该桁架结构共计有 100 根杆件, 各相邻杆件之间的节点都是通过铰接的方式连接, 共计 36 个铰接的节点。在有限元仿真计算时设置杆件的弹性模量为 70 GPa, 泊松比设置为 0.3, 各横杆和纵杆的长度都设置为 1 m, 对角杆的长度为 $\sqrt{2}$ m, 各杆件的横截面都设置为实心圆截面, 截面的直径设置为 0.002 m, 因此整个空间桁架结构的外形尺寸为 $1 \times 1 \times 8$ m。为了后续计算的方便对空间桁架结构的各节点和杆件进行统一编号, 空间桁架各节点的编号标注于图 4, 为了使得变形更明显, 图中桁架结构的各节点的位移均放大了 4 倍。桁架结构各节点的编号与节点坐标的对应关系见表 1, 桁架结构中

各杆件的编号与节点的对应关系见表 2。

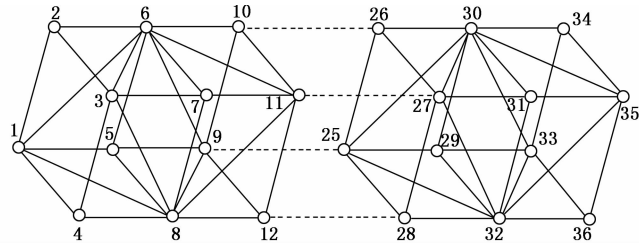


图 4 空间桁架结构节点编号示意图

表 1 各节点的坐标

节点	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	...	33	34	35	36
坐标 x	0	1	1	0	0	1	1	0	0	1	1	0	...	0	1	1	0
坐标 y	0	0	1	1	0	0	1	1	0	0	1	1	...	0	0	1	1
坐标 z	0	0	0	0	1	1	1	1	2	2	2	2	...	8	8	8	8

表 2 各杆件的编号

杆单元	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
始点	1	5	4	1	1	1	1	5	7	3	3	2	6	3	2	3
终点	5	8	8	4	8	2	6	6	8	8	4	6	7	7	3	6
杆单元	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	...	98	99	100
始点	5	9	8	8	6	9	11	8	6	10	7	6	...	34	31	30
终点	9	12	12	9	9	10	12	11	10	11	11	11	...	35	35	35

在建立好空间桁架结构的几何模型并设置好杆件材料属性的各项数据后需要设置桁架结构的边界条件并且施加荷载。将节点 1、2、3、4 设置为固定端, 在节点 35 和 36 处沿 x 轴方向加载 1 000 N 的力使桁架结构发生形变, 桁架结构变形后的形状见图 5 (a), 为了使得变形更明显, 图中桁架结构的各节点的位移均放大了 4 倍。利用 Comsol 软件计算得到桁架结构变形后杆件 i 的应变值为 ϵ_i ($i=1, \dots, 100$)。

3.2 利用 iFEM 方法重构结构的变形

将桁架结构的每根杆件划分为一个逆单元, 对于逆单元 i ($i=1, \dots, 100$) 按照公式 (10) 可以分别求出其伪刚度矩阵和伪载荷列阵为:

$$\mathbf{K}_i^* = \mathbf{L}^T \mathbf{K}_i^* \mathbf{L} \quad (21)$$

$$\mathbf{P}_i^* = \mathbf{L}^T \mathbf{P}_i^* = [-1/L^2, 1/L^2] \cdot \epsilon_i \quad (22)$$

式中, \mathbf{K}_i^* 和 \mathbf{P}_i^* 分别表示杆件 i 的伪刚度矩阵和伪载荷列阵, ϵ_i 表示沿杆件 i 轴向的应变值。

在求得各单元的伪刚度矩阵和伪载荷列阵后分别将其组装为桁架结构总的伪刚度矩阵 $[\mathbf{K}]_{108 \times 108}$ 和总的为载荷列阵 $[\mathbf{P}]_{1 \times 108}$ 。该桁架结构上的节点 1、2、

3、4 为固定端, 因此在这 4 个节点上其 3 个方向的位移皆为 0, 相应的其边界条件为:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} u_1 & v_1 & w_1 \\ u_2 & v_2 & w_2 \\ u_3 & v_3 & w_3 \end{bmatrix} = 0 \quad (23)$$

将各杆件的伪刚度矩阵 \mathbf{K}_i^* 和伪载荷矩阵 \mathbf{P}_i^* 分别组装为桁架结构的总伪刚度矩阵 \mathbf{K} 和总载荷列阵 \mathbf{P} , 根据公式 (20) 求解矩阵方程可以得到结构的位移场 $[\mathbf{q}]_{1 \times 108}$, 根据求得桁架结构变形的位移场可以得到结构的形变如图 5 (b) 所示, 图中桁架结构的各节点的位移均放大了 4 倍以使变形更明显。

3.3 加噪声后的重构精度

利用光纤应变传感器或者电类传感器测量结构的应变都存在测量误差, 为了评估该形变重构算法在存在较大噪声下的精度, 采用人为添加噪声的方法以模拟传感器在测量结构应变时存在测量误差的情况。由软件计算得到的各杆件的应变为 ϵ_i ($i=1, \dots, 100$), 对其加 $\pm 5\%$ 的噪声, 则各杆件带有随机噪声的应变值为:

$$\epsilon_i^* = (\epsilon_i/10) \cdot (\text{rand}(1) - 0.5) \quad (24)$$

式中, ϵ_i^* 表示添加随机噪声后各杆件的应变值, $\text{rand}(1)$ 表示 $[0, 1]$ 范围内的随机数。添加随机噪声后在某次仿真中利用 iFEM 方法重构得到桁架结构的变形如图 5 (c) 所示, 图中桁架结构的各节点的位移均放大了 4 倍以使变形更明显。

4 实验结果与分析

4.1 利用 iFEM 方法重构结构形变的精度分析

利用 Comsol 软件仿真及利用 iFEM 方法重构得到空间桁架结构变形后节点的位移见图 6。根据结构的变形特点, 图中标注了节点 2、6、10、14、18、22、26、30 和 34 处沿 x 轴方向的位移值, 从图中可以看出利用 iFEM 方法重构出的位移和利用 Comsol 软件仿真得到的位移值相近, 重构算法有较高的精度。

4.2 加噪声后利用 iFEM 重构结构形变的精度分析

利用有限元软件可以仿真计算得到了桁架结构变形后各杆件的应变值, 但是在实际应用中由传感器测量结构的应变过程中都存在误差, 因此对于有限元仿真得到的各杆件的应变值加入随机噪声, 研究在应变值存在误差的情况下利用 iFEM 方法重构结构形变的

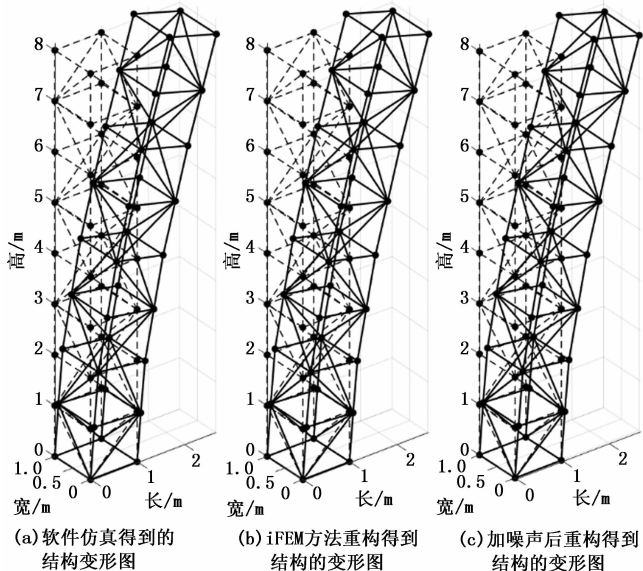


图 5 加噪声后 iFEM 重构桁架变形图

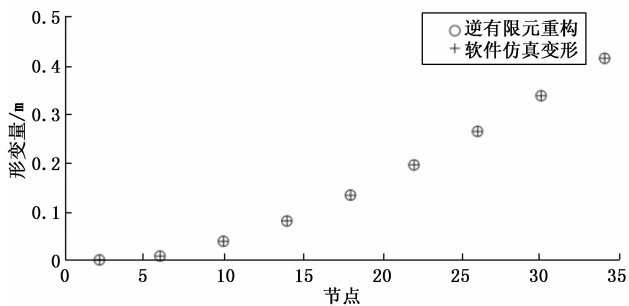


图 6 利用软件仿真及 iFEM 重构节点位移图

精度。

桁架结构在自由端的形变量较大，因此选取靠近自由端的节点 34 沿 x 轴方向的位移量，研究在加入随机噪声后 iFEM 的重构精度。对于由 Comsol 软件仿真得到的各杆件的应变值加入 $\pm 5\%$ 的随机噪声并重复计算 1 000 次。1 000 次重构实验中节点 34 沿 x 轴方向的位移值见图 7，从图中可以看出，在应变值存在较大噪声的情况下利用 iFEM 重构出的节点 34 沿 x 轴方向的位移值分布在 Comsol 仿真值的附近，且误差整体较小。

重复 1 000 次重构实验的误差直方图见图 8，从图中可以看出误差基本上分布在 $\pm 3\%$ 的范围内。在给应变值加 $\pm 5\%$ 的噪声后，利用 iFEM 方法重构结构的变形依然有较高的精度。

5 结束语

本文以航天器上大型空间桁架结构作为研究对

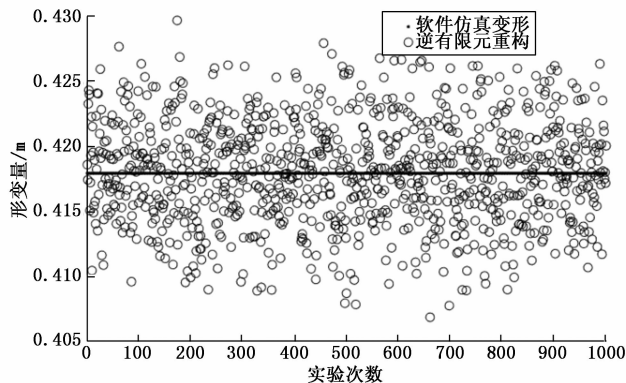


图 7 加噪声后 iFEM 形变重构误差直方图

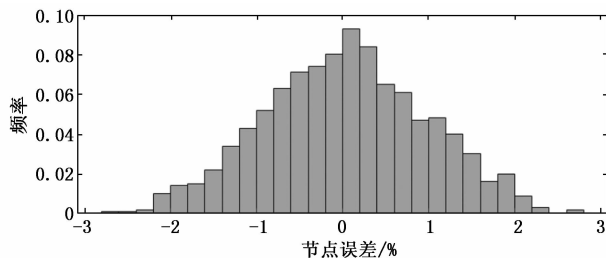


图 8 加噪声后 iFEM 重构误差直方图

象，基于 iFEM 原理提出了一种适用于复杂桁架结构的高精度变形监测方法。以桁架结构变形后各杆件的应变为输入，利用该方法可实现结构变形的重构，此过程中不需了解结构的材料属性和受载情况，工程实用性较强。通过有限元仿真对该方法进行了验证，结果表明所提方法对大型空间桁架结构的形变重构精度高，抗噪声能力强，在航天器上具有广阔的应用前景。

参考文献：

[1] 杨金军, 姚 骏, 彭海阔, 等. 航天器桁架结构快速设计方法研究 [J]. 电子机械工程, 2015 (6): 25 - 28, 32.

[2] 章令晖, 李甲申, 王琦洁, 等. 航天器用复合材料桁架结构研究进展 [J]. 纤维复合材料, 2013 (4): 62 - 68.

[3] 张铁亮, 丁运亮, 金海波, 等. 航天器天线桁架结构多目标优化设计 [J]. 固体力学学报, 2012, 33 (6): 603 - 610.

[4] 司洪伟, 李东旭, 陈卫东. 大挠性航天桁架结构动力学及其主动控制研究进展 [J]. 力学进展, 2008 (2): 167 - 176.

(下转第 14 页)