

一种适用于梁式机翼的变形重构方法

袁慎芳 闫美佳 张巾巾 邱雷

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:针对航空航天领域飞行器机翼结构实时变形监测的需求,研究了一种基于结构表面应变测量的变形重构方法。该方法采用应变传感系统测得结构表面应变,再通过 Ko 位移理论实现应变-位移转换,重构测点处的变形,从而为结构健康监测、控制系统以及故障预测提供参考,保证结构运行的安全性。首先以等强度梁为对象,对该方法进行了实验分析;进而采用梁式机翼结构,通过对翼梁结构有限元建模,对该方法展开研究。实验和有限元分析结果均验证了该方法在梁式机翼结构变形重构研究中的可行性和可靠性。

关键词:结构变形监测;变形重构算法;Ko 位移理论;有限元分析

中图分类号:TP391

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2014)06-0825-06

Shape Reconstruction Method of Spar Wing Structure

Yuan Shenfang, Yan Meijia, Zhang Jinjin, Qiu Lei

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A shape reconstruction method is investigated for real-time condition assessment control and health monitoring of spar wing structures. In the method strain sensors are used to obtain strain measurements from the target structure and to reconstruct the corresponding displacement based on the Ko displacement theory. The method is examined through an experimental uniform strength beam model. Then a finite element model of wing spar is built to verify the shape reconstruction method. Both the results show the feasibility and reliability of the method.

Key words: structural deformation monitoring; shape reconstruction algorithm; Ko displacement theory; finite element analysis (FEA)

翼梁结构作为机翼结构主要承载部件,在飞行器飞行过程中会产生较大变形。例如,太阳能无人 Helios 翼展为 72.29 m,飞行过程中机翼尾端变形可达 12.19 m,在 2003 年 6 月的试飞过程中,因遭遇湍流造成飞机机翼变形过大失稳,最终空中解体后坠落太平洋。因此,翼梁结构的实时变形监测是飞行器结构健康监测、结构控制以及故障预测

方面的研究重点,对于结构安全性保障具有重要的意义。由于实时结构变形监测的要求以及飞行器结构对测试系统重量的严格限制,使得传统的结构变形监测技术已经不能满足需求。随着对机翼结构变形监测研究的深入,基于应变信息的结构变形重构算法构成该领域研究的核心内容之一。Tessler 等人提出逆向有限元法,基于最小二乘变

收稿日期:2014-09-25;修订日期:2014-10-27

作者简介:袁慎芳,女,1968 年 4 月生,博士,教授,博士生导师,国家杰出青年基金获得者,教育部“长江学者奖励计划”特聘教授。长期从事智能结构及健康监测的研究。先后主持国家自然科学基金重点项目、面上项目、国防 973 专题、国防基础科研项目、教育部新世纪人才支持计划、国家 863 项目、国防 863 项目、国家重点型号工程项目、航空基金等省部级基金 10 项。作为中方负责人主持欧盟第 7 框架国际合作项目 1 项。出版专著 2 部;发表论文 200 余篇;获国家发明专利授权近 40 项;获国家软件著作权 7 项。先后获得中国航空学会青年科技奖、全国巾帼发明者、江苏省优秀科技工作者、江苏省三八红旗手等荣誉称号。

通信作者:袁慎芳, E-mail: ysf@nuaa.edu.cn。

分方程求解得到结构应变场和位移场之间的转换函数^[1-2]; Foss 等人提出了基于模态转换的结构变形重构算法, 通过结构振型和相应的位移振型求得位移-应变转换矩阵^[3-4]; 朱晓锦等人通过将柔性结构表面应变信息转换为曲率信息, 重构柔性结构三维形态, 对太空帆板的振动形态感知及控制问题展开了研究^[5-6]; 郭蒙等人通过测量天线阵列单元面板表面的应变信息推导并拟合出天线阵列弯曲的挠度函数, 实现卫星天线阵列单元的变形监测^[7]。Ko 等人基于材料力学中的经典梁理论提出 Ko 位移理论, 研究大展弦比轻质柔性结构的变形监测问题^[8-9]; 王寅等人通过将柔性无人机机翼翼梁简化为圆管结构, 基于 Ko 位移理论对其变形监测展开了研究^[10]。Ko 位移理论在实际工程应用中, 必须结合应变传感系统的测量结果。而传感器的布置方式以及两个传感器之间距离的不同会对其计算精度产生影响, 因此, 需要结合实验成本控制对传感器的布置方式进行优化研究。

梁式机翼因构造简单、受力特性好等特点被广泛应用于现代飞行机结构中, 其主要特点是桁条较弱, 蒙皮较薄, 弯曲载荷主要由翼梁缘条承受, 剪力则主要由翼梁腹板承受, 因此梁式机翼的结构变形重构研究可以简化为翼梁结构的变形重构研究。本文首先重点针对腹板式翼梁的变形重构方法的理论依据进行了详细阐述, 其次通过简单悬臂梁结果验证了该方法的可行性, 最后通过有限元建模的方法研究了该方法在翼梁结构变形重构中的应用, 并对计算结果进行分析。

1 Ko 位移理论

在材料力学中, 对于承受弯曲载荷的梁结构, 其微分方程为

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI} \quad (1)$$

式中: x 为结构长度方向坐标, y 为测点处的垂直位移即挠度, $M(x)$ 为结构所受弯曲载荷, E 为材料弹性模量, I 为 x 位置处梁截面的惯性矩。假设在 x 位置梁表面到其中性面的距离为 $c(x)$, 则结构表面的应力 $\sigma(x)$ 与载荷关系为

$$\sigma(x) = \frac{M(x)c(x)}{I} \quad (2)$$

根据胡克定律, 载荷 $M(x)$ 与结构应变函数 $\epsilon(x)$ 的关系可以表示为

$$M(x) = EI \frac{\epsilon(x)}{c(x)} \quad (3)$$

结构的微分方程可以表示为

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{\epsilon(x)}{c(x)} \quad (4)$$

由此可知, 结构重构位移的求解和材料特性以及受载情况无关。结合结构表面应变测量数据和结构的厚度尺寸, 经过积分运算即可实现结构的变形重构。

假设结构承受非均布载荷, 对于厚度 $c(x)$ 为线性变化的结构, 其位移计算公式为

$$y_i = (\Delta l)^2 \left\{ \frac{\epsilon_{i-1} - \epsilon_i}{2(c_{i-1} - c_i)} - \frac{\epsilon_{i-1}c_i - \epsilon_i c_{i-1}}{(c_{i-1} - c_i)^3} \times \left[c_i \log \frac{c_i}{c_{i-1}} + (c_{i-1} - c_i) \right] \right\} + \Delta l \tan \theta_{i-1} + y_{i-1} \quad (5)$$

其中斜率 $\tan \theta_i$ 可按式(6)求解

$$\tan \theta_i = \Delta l \left[\frac{\epsilon_{i-1} - \epsilon_i}{(c_{i-1} - c_i)} + \frac{\epsilon_{i-1}c_i - \epsilon_i c_{i-1}}{(c_{i-1} - c_i)^2} \log \frac{c_i}{c_{i-1}} \right] + \tan \theta_{i-1} \quad (6)$$

式中: ϵ_i , c_i 分别为 x_i 位置处结构表面应变和结构表面到其中性面的距离。当结构厚度变化范围较小时, 结构重构位移计算方程可以简化为

$$\tan \theta_i = \frac{\Delta l}{2} \sum_{j=1}^i \frac{1}{c_{j-1}} \left[\left(2 - \frac{c_j}{c_{j-1}} \right) \epsilon_{j-1} + \epsilon_j \right] + \tan \theta_0 \quad (7)$$

$$y_i = \frac{(\Delta l)^2}{6} \sum_{j=1}^i \frac{1}{c_{j-1}} \left\{ \left[3(2j-1) - (3j-2) \frac{c_{j+1}}{c_{j-1}} \right] \epsilon_{i-j} + (3j-2) \epsilon_{i-j+1} \right\} + y_0 + \Delta l \tan \theta_0 \quad (8)$$

考虑实际工程结构, 如机翼翼梁结构, 结构表面到其中性面的距离测量比较困难, 所以需要对其位移重构方程进行优化。如图 1 所示, 结构厚度 h 与结构表面到其中性面距离 c 之间的关系可以表示为

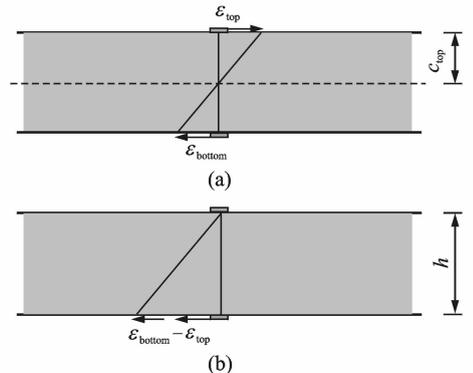


图1 结构厚度 h 与结构表面到中性面距离 c 的关系
Fig. 1 Relation of structural depth and distance between surface and neutral plane

$$c_i = \left(\frac{\epsilon_{top}}{\epsilon_{bottom} - \epsilon_{top}} \right) h_i \quad (9)$$

当结构表面传感器均匀布置时,结构变形重构计算方程的优化结果为

$$y_i = \frac{(\Delta l)^2}{6h_{i-1}} \left(\left(3 - \frac{h_i}{h_{i-1}} \right) (\epsilon_{bottom} - \epsilon_{top})_{i-1} + (\epsilon_{bottom} - \epsilon_{top})_i \right) + y_{i-1} + \Delta l \tan \theta_{i-1} \quad (10)$$

$$\tan \theta_i = \frac{(\Delta l)}{2h_{i-1}} \left(\left(2 - \frac{h_i}{h_{i-1}} \right) (\epsilon_{bottom} - \epsilon_{top})_{i-1} + (\epsilon_{bottom} - \epsilon_{top})_i \right) + \tan \theta_{i-1} \quad (11)$$

对于一端固定另一端自由的结构,有 $\tan \theta_0 = y_0 = 0$;对于两端固支的结构,有 $y_0 = \tan \theta_0 = 0$, $y_n = \tan \theta_n = 0$;对于一端固支另一端简支的结构,在固定端有 $y_0 = \tan \theta_0 = 0$,在简支端有 $y_n = 0$, $\tan \theta_n \neq 0$;对于两端简支的结构,在求解结构的斜率与位移时,必须考虑 $\tan \theta_0$ 的影响。

2 变形重构算法实验

本文针对等强度梁及腹板开孔的工字型梁,分别开展基于 Ko 理论的变形重构方法研究,重构结果分别与实验结果及有限元分析结果进行对比。

2.1 等强度梁变形重构实验

基于 Ko 位移理论和 FBG 传感器的结构变形监测实验研究系统如图 2 所示。等强度梁材料为铝,基本尺寸参数如下:长 l 为 300 mm,高度 h 为 4 mm,固定端宽度 b 为 45 mm,自由端宽度 d 为 9 mm。结合等强度的基本特性,当在其自由端施加集中载荷 F 时,其上表面沿长度方向各点应变大小相等。因此,实验中等强度梁结构表面只需要布置一个 FBG 传感器,即可实现结构表面多点应变测量。结构表面布置应变片传感器,用于 FBG

应变灵敏度系数的标定,具体位置如图 3 所示。实验中所使用的光纤光栅解调仪为 Micron Optics 公司生产的 SM130,动态应变仪选用 KYOWA 公司的 Dyn-amic Strain Amplifier DPM-900A,激光位移传感器型号为 KEYENCE LK-081。实验中通过在等强度梁自由端放置砝码对结构施加载荷;通过与激光位移传感器测量结果对比分析 Ko 位移理论的计算结果。

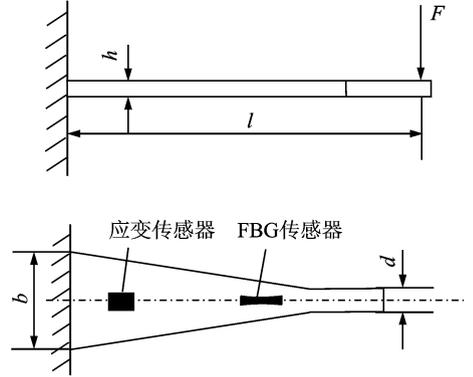


图 3 等强度梁上传感器布置方式

Fig. 3 Strain sensor arrangement

FBG 应变传感器的应变灵敏度系数是一个十分重要的技术指标,不同的 FBG 的应变传感特性会有差异,且粘贴工艺的不同也会影响传感器的应变灵敏度系数。因此,在进行实验之前应该对 FBG 传感器的应变灵敏度系数进行标定。所选 FBG 传感器中心波长为 1 525.000 nm,标定后其应变灵敏度系数为 0.847 1 $\mu\text{m}/\mu\epsilon$ 。首先在等强度梁的长度方向以 $\Delta l = 50$ mm 将其分为 6 段,标记 7 个节点的位置;其次分别测量加载及不受载荷情况下 FBG 传感器的波长和动态应变仪输出电压,同时记录各个节点处激光位移传感器的测量结果;将 FBG 传感器测量的数据转换为应变,并结合 Ko 位移理论重构结构位移,表 1 给出了两种方法的位移计算结果。

表 1 不同方法测量所得等强度梁结构各节点位移

Tab. 1 Experimental result and reconstruction result

节点	位移/mm	
	激光位移传感器	Ko 位移理论
1	0.000	0.000
2	0.079	0.045
3	0.248	0.179
4	0.516	0.402
5	0.861	0.714
6	1.278	1.116
7	1.824	1.607

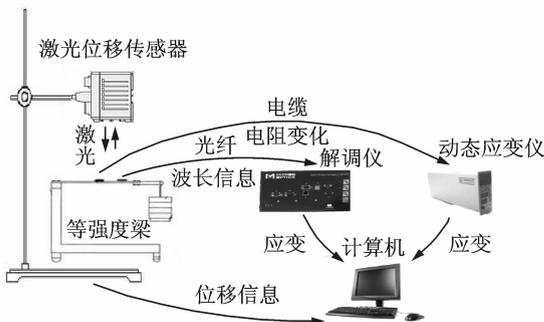


图 2 等强度梁的变形重构实验系统

Fig. 2 Experimental system

图4给出了基于Ko位移理论的FBG传感器的结构变形监测实验研究的计算结果对比曲线。经计算,基于Ko位移理论的重构位移和激光位移传感器测量位移之间的均方根误差(Root mean square error, RSME)为0.009 8 mm,最大误差为0.217 mm。计算结果说明了基于Ko位移理论和FBG传感器的结构变形监测方法的计算精度符合工程估算要求,验证了该方法的可行性。

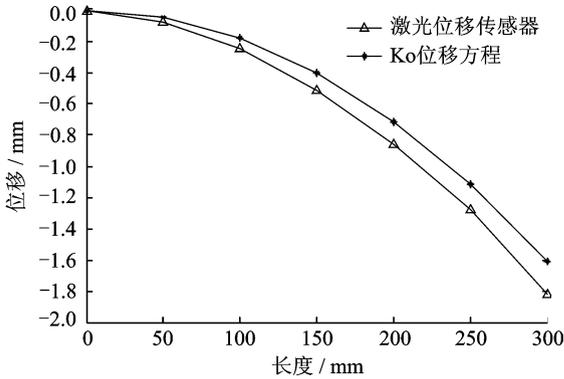


图4 不同方法测量所得悬臂梁结构变形曲线

Fig. 4 Comparison of experimental result and reconstruction result

2.2 翼梁结构变形重构

在梁式机翼中,翼梁是机翼主要的纵向受力件,一般情况下翼梁与机身固接。翼梁结构通常由缘条和腹板组成,其中上下缘条主要承受由弯矩引起的轴向力,腹板则主要承受剪力。基于有限元建模分析,本文将翼梁结构简化为腹板开孔的工字型梁,其基本尺寸为:长1 000 mm,高100 mm,上下翼缘宽30 mm,上下表面厚5 mm,腹板厚度为10 mm,腹板上的圆孔直径为20 mm。结构左端固定,上表面施加大小为 $q=0.3$ MPa的均布载荷,载荷方向如图5所示。

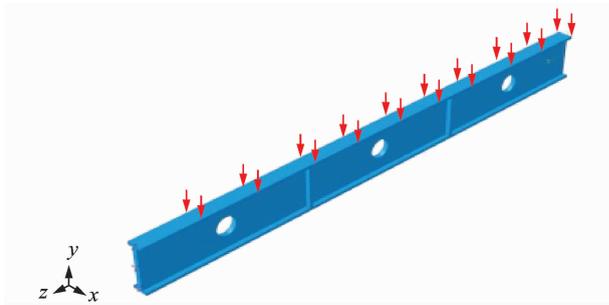


图5 腹板开孔的工字型梁结构受载情况

Fig. 5 Loading case of I-shaped beam

结构有限元模型采用ABAQUS建立,其中上下翼缘分别通过201个节点划分为等长度的200个单元,单元类型为C3D20R。通过静力分析计算得到结构的应变和形变,图6给出了该结构的应变和位移云图。为能够更好地分析Ko位移理论重构位移的准确度,在结构的宽度方向上,等间隔地在其上(下)表面取5组节点,分别将上、下表面5组节点对应的位移求平均值,即可得到5组结构有限元分析位移数据,相应地将上、下表面5组节点对应的应变数据代入Ko位移理论方程计算得到5组重构位移数据。

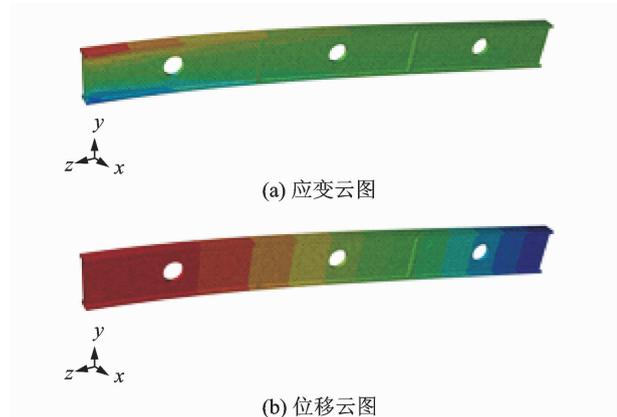
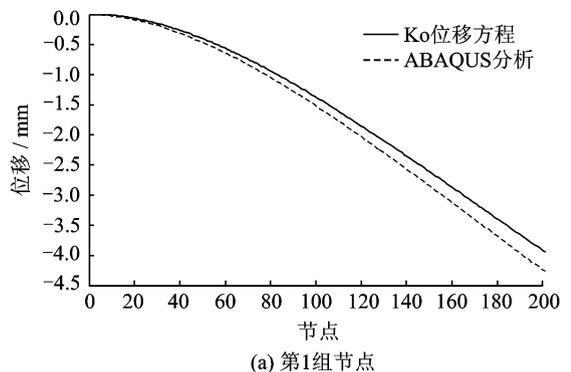


图6 腹板开孔的I型梁结构有限元分析结果

Fig. 6 FEA results of I-shaped beam

腹板开孔的工字型梁模型表面5组节点的有限元分析位移与Ko位移理论重构位移的对比曲线如图7所示。根据表2给出的两种方法计算结果之间的均方根误差可知,Ko位移理论能够较为精确地重构结构位移,计算精度满足工程要求,可以作为梁式机翼翼梁结构实时变形监测的计算方法。



(a) 第1组节点

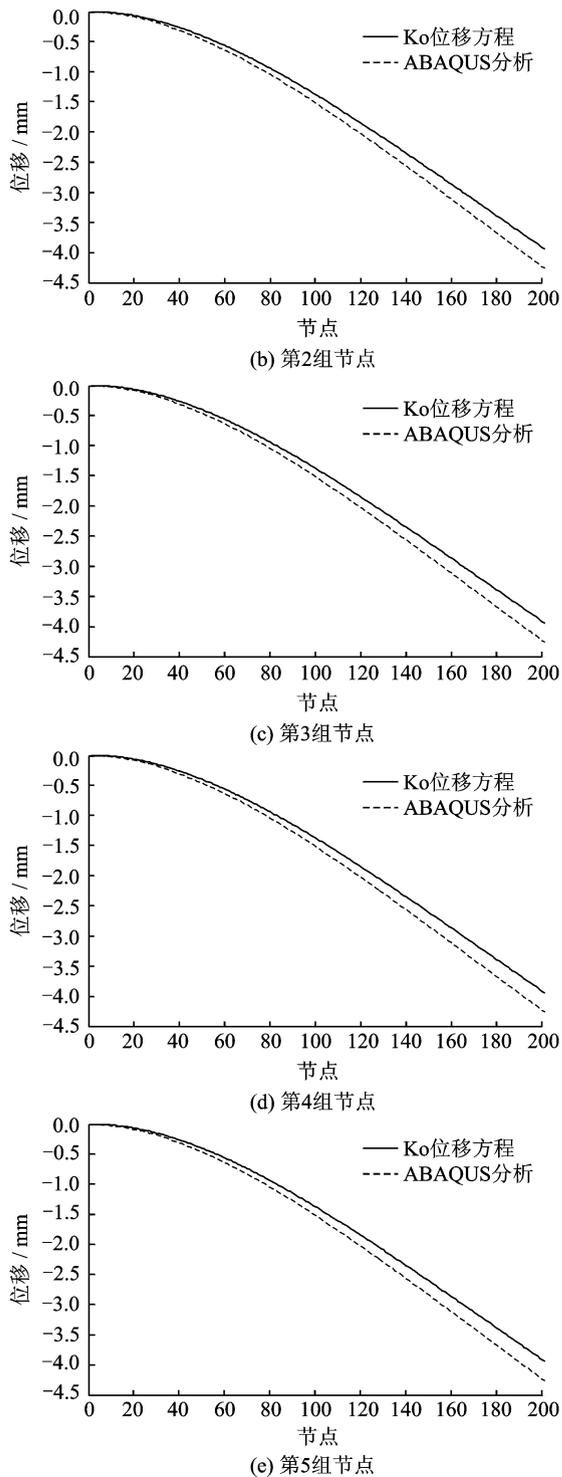


图 7 有限元分析位移与 Ko 位移理论重构位移对比曲线
Fig. 7 Comparison of FEA result and reconstruction result

3 结束语

针对航空航天领域梁式机翼结构实时变形监测的需求,本文研究了一种基于结构表面应变测量的变形重构方法,通过实验和有限元分析验证了该方法在翼梁结构变形重构研究中的可行性和可靠性。后续的工作将主要对更为复杂的复合材料结构的实时变形监测进行理论和实验研究,推动该方法在航空航天领域飞行器结构变形监测中的应用,为结构健康监测系统、结构控制系统以及结构故障预测系统提供必要的信息,保证结构的安全性。

参考文献:

[1] Tessler A, Spangler J L. A variational principle for reconstruction of elastic deformations in shear deformable plates and shells [R]. NASA/TM-2003-212445,2003.

[2] Tessler A, Spangler J L. A least-squares variational method for full-field reconstruction of elastic deformations in shear-deformable plates and shells [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2005, 194(2): 327-339.

[3] Foss G C, Haugse E D. Using modal test results to develop strain to displacement transformations[C]// Proceedings of 13th International conference on modal analysis. Tennessee, USA:[s. n.], 1995: 112-118.

[4] Kim Hong-II. Strain-based real-time shape reconstruction of the rotating structures using distributed fiber optic sensors[D]. Korea:Korean Advanced Institute of Science and Technology, 2011.

[5] Yi J C, Zhu X J, Zhang H S, et al. Spatial shape reconstruction using orthogonal fiber Bragg grating sensor array[J]. Mechatronics, 2012, 22(6): 679-687.

[6] 朱晓锦,陆美玉,赵晓瑜,等. 太空帆板振动形态感知与主动控制的软件环境[J]. 计算机工程, 2008, 34(21): 31-34.
Zhu Xiaojin, Lu Meiyu, Zhao xiaoyu, et al. Software environment of space panel vibration shape perception and active control [J]. Computer Engineering, 2008, 34(21): 31-34.

[7] 郭蒙,何汉辉,肖定邦. 基于应变测量方法的卫星天线阵列变形监测[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(6): 663-666.

表 2 有限元分析位移和重构位移的均方根误差

Tab. 2 RSME of FEA result and reconstruction result

组号	均方根误差/mm
1	7.5472×10^{-4}
2	7.3949×10^{-4}
3	7.3658×10^{-4}
4	7.3950×10^{-4}
5	7.5474×10^{-4}

- Guo Meng, He Hanhui, Xiao Dingbang. A displacement detection method for satellite phased-array antenna based on strain measurement[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2012, 96(6): 663-666.
- [8] Ko W L, Richards W L, Tran V T. Displacement theories for in-flight deformed shape predictions of aerospace structures [R]. Edwards, California: NASA Dryden Flight Research Center, 2007.
- [9] Ko W L, Richards W L, Tran V T. Application of Ko displacement theory to the deformed shape predictions of the doubly-tapered Ikhana wing[R]. Edwards, California: NASA Dryden Flight Research Center, 2009.
- [10] 王寅, 朱振宇, 陈志平, 等. 一种适用于柔性无人机翼形变的测试方法[J]. *计算机测量与控制*, 2012, 20(11): 2894-2986.
- Wang Yin, Zhu Zhenyu, Chen Zhiping, et al. A method of wing shape predictions for highly flexible UAVs [J]. *Computer Measurement & Control*, 2012, 20(11): 2894-2986.