基于光纤传感的结构变形实时监测 技术研究



王文娟,薛景锋,张梦杰,宋坤苓

中国航空研究院,北京 100012

摘 要:针对变弯度机翼后缘开展变形测试研究,变弯度后缘属于变弯度机翼的一部分,可根据飞行状态来改变翼型弯度, 获得最优的气动外形。相对于刚性变形翼后缘,其变形曲线更光滑,且重量更轻,可显著提高飞行器的升阻比,降低燃油消 耗,增强飞行器的稳定性和机动性。如果在飞机飞行过程中能够实时测试变弯度机翼后缘的形状变化,可以对给定目标形 状的变形机构进行闭环控制,为飞机结构设计和变形机构调节提供数据支撑。本文介绍了变弯度机翼的优势、国外现状、变 弯度后缘相对于刚性变形翼后缘的优点、结构变形常规测试手段存在的短板,并分析了光纤光栅用于应变、变形测试的技术 原理,开展了光纤变形传感器、支撑件的设计和变形传感器研制的关键技术研究。提出了光纤应变—变形算法、曲率重构算 法,在理论和试验上进行了算法验证,最后将光纤变形传感技术在机翼后缘上开展了应用验证,可以很好地实现机翼后缘的 变形测试。

关键词:光纤光栅;拉紧;变形试验;变弯度后缘

中图分类号:V224 3

文献标识码:A

变弯度机翼属于变形机翼里翼型变形的一种,相比常规机翼,具有前后缘升阻比、前缘降噪、后缘抑制激波、航线最佳巡航、结构降载减重、前后缘任务自适应等优势,是实现绿色航空的优选技术之一^[1-3]。美国开展了ACTE II项目,其柔性机翼后缘已经在湾流III上进行了高速试飞。欧洲SARISTU项目将变弯度机翼进行了风洞和鸟撞测试,该技术具有广阔的应用需求^[4-6]。

变弯度后缘属于变弯度机翼的一部分,可根据飞行状态来改变翼型弯度,获得最优的气动外形。相对于刚性变 形翼后缘,其变形曲线更光滑,且重量更轻,可显著提高飞 行器的升阻比,降低燃油消耗,增强飞行器的稳定性和机动 性。如果在飞机飞行过程中能够实时测试变弯度机翼后缘 的形状变化,可以对给定目标形状的变形机构进行闭环控 制。传统的激光干涉法或双目相机测试变形方法,结算速 率慢,且尺寸较大,在飞机内部较难安装和调试,无法应用 于飞机的动态形状测试。另外,电阻传感器所测应变反推 至形状的方法,存在因电磁干扰导致信号噪声较大的难题, 而光纤光栅具有抗电磁干扰、结构灵巧、灵敏度高的优势,

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.12.011

可以根据被测对象封装成变形测试传感器。同时对于变弯 度机翼后缘结构,由于结构弹性较大,在载荷作用下仅通过 构建驱动点位移与变形的关系,不能够准确测量结构变形, 需要采用具有分布式测量特点的光纤光栅传感技术,通过 研究光纤光栅变形传感器、应变及变形算法,标定、后缘试 验等,实现对后缘结构形状的实时测量。

1 光纤变形传感器原理及样件设计

基于光纤光栅传感进行结构应变测量的思路是利用光纤 光栅对应变敏感的特性,由结构应变计算被测点变形,将变形 与被测点在光纤上的轴向位置进行关联,即可实现变形测量。

光纤光栅应变测量的技术原理如图1所示^[7],宽带光入射 内置了光纤光栅的光纤通路,遇到光纤光栅,即反射回与光纤 光栅中心波长对应的窄带光,其中心波长随应变状态发生偏 移,并呈线性关系,通过对回光波长偏移量的检测来获得对应 光纤光栅测点的应变变化。为区分各测点,光纤光栅串由一 系列不同中心波长的光纤光栅组成,采用复用技术来实现多 点应变测量。组成的光纤光栅网络如图2所示。

收稿日期: 2022-10-15;退修日期: 2022-11-01;录用日期: 2022-11-10

引用格式: Wang Wenjuan, Xue Jingfeng, Zhang Mengjie, et al.Research on real-time monitoring technology of structural deformation based on optical fiber sensing[J].Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12):97-104. 王文娟, 薛景锋, 张梦杰, 等. 基于光纤传感的 结构变形实时监测技术研究[J].航空科学技术, 2022, 33(12):97-104.



图 1 光纤光栅测量原理

Fig.1 Fiber bragg grating measurement principle



图 2 波分复用的光纤光栅传感网络测量系统

Fig.2 FBG sensor network measurement system based on WDM

结构变形测量采用的光纤光栅形状传感器基于曲率 重构方法,该方法在确定光纤光栅位置的前提下通过测量 被测点的曲率来构建弯曲形状,被测点曲率的测量方法如 图3所示,在同一位置上下表面安装两根光纤光栅,当结 构发生弯曲时,上下表面两根光纤光栅传感器存在应变 差,光纤光栅的轴间距d,可以计算出该点的曲率半径R。 根据多测点位置和该点的曲率半径,通过插值法构建结构 变形模型。光纤光栅变形传感器原理及传感梁设计示意 图如图3所示,将光纤光栅形变传感器设计成一种传感器 梁的方式,在传感器梁上下表面沿轴向位置粘贴两根光纤 光栅串。

光纤形状传感器的设计难点是:(1)结构尽量轻巧,应尽 量减小对机翼前后缘的变形行为和结构性能的影响;(2)可 拆卸性,如在机翼结构维修或者传感器损坏时,光纤变形传 感器易拆卸,可重复使用;(3)尽量采用机械连接,减小胶黏 剂老化带来的数据不稳定性;(4)自由弯曲,支撑结构的开槽 部分(放置光纤形状传感器的部分)应尽可能光滑,以保证传 感器梁可以沿着纵向自由移动,同时要在横向上移动受限, 更准确地反映弯曲半径,要保证传感梁上光栅位置的准确 性,才能更好地算出整个结构的变形。

后缘翼肋上变形传感器安装示意图如图4所示,通过5 个支撑结构支撑传感器梁,使梁一端固定,一端能够沿轴向 自由滑动,支撑结构固定在后缘翼肋上,当后缘结构弯曲 时,带动传感器梁发生变形。

采用的传感梁、支撑结构及光纤光栅传感器设计及实物如图5所示,传感梁和支撑件均采用轻质铝合金材料,长度取决于后缘弦向尺寸,本文传感梁长750mm、宽10mm、厚3mm,上下两面刻制半圆弧槽,圆弧半径为1mm,用于安装光纤光栅传感器。光纤光栅为细直径、高强度、高反射率



图 3 曲率的测量方法及变形传感梁设计示意图 Fig.3 Measurement method of curvature and design of deformation sensor beam



图 4 后缘上变形传感器安装示意图 Fig.4 Installation diagram of deformation sensor on trailing edge

型。采用直径为155µm、耐300°C的聚酰亚胺涂覆光纤,抗 拉强度大于6894MPa,反射率大于80%,以满足被测应变的 需求。首先采用快干胶带对光纤光栅进行预定位,并在光 纤一侧利用砝码进行预拉伸,保证光纤光栅位置的精确固 定,之后在光纤光栅处填充环氧型胶黏剂,光栅之间的传输 光纤处填充硅胶,常温固化24h,光纤出口处用特氟龙套管 和热缩管保护,接口为FC/APC。

2 变形算法

2.1 应变一变形算法

应变变形采用的是Ko位移理论¹⁸¹,将连续体离散化后, 将离散后的单元逐个分析,在小单元段内的变形是一个微 小量,单元段内的应变呈线性或二次的低次分布,在各个单 元上使用经典欧拉-伯努利梁理论来推导位移。所以Ko位 移理论适合用于上述大变形小应变的几何非线性结构。

该方法的核心思想是将整体结构变形进行分段化处 理。在结构表面沿轴向布置传感器,则每相邻的传感器布 置点之间形成一小段变形结构,通过获得的应变数据,得 到对应的挠度信息,依次递推,进而拟合得到整条变形 曲线。

(1)在结构上待测点布置光纤光栅传感器,测得有限 点的应变值,对采集的应变值进行应变连续化,求得应变变 化方程,进而可知任意点的应变值。

(2)根据结构的边界条件,利用对应变方程的二重积 分求得第一段上任意点的挠度。

(3)根据第一段求得的挠度方程和转角变化方程,可 得知第一段的末尾点即第二段的起始点的挠度值和转角大 小,由此作为已知条件,利用对第二段的应变方程的二重积 分可求得第二段上的挠度方程。

(4)重复上述过程,可得到结构上每一段的挠度方程, 即可得知结构上任意点的挠度值。

2.2 曲率重构算法

2.2.1 光栅应变与弯曲半径关系推导

如图6所示,设纤芯到中性轴的距离分别为d₁和d₂,在 光纤未发生弯曲之前,长度为L,弯曲后,拉伸一侧长度变 长,压缩一侧长度变短^[9-10],对应于d₁和d₂,其长度分别为L₁ 和L₂,对应应变为ε₁和ε₂,则有

$$L_1 = (1 + \varepsilon_1)L \tag{1}$$

$$L_2 = (1 + \varepsilon_2)L \tag{2}$$

因
$$L$$
, L_1 , L_2 对应于同一个弧角,得

$$\frac{L}{R} = \frac{L_1(1+\varepsilon_1)}{R+d_1} = \frac{L_2(1+\varepsilon_2)}{R-d_2}$$
(3)

联合式(1)~式(3)可以得到

$$\varepsilon_i = \frac{\mathbf{d}_i}{R} \ (i = 1, 2) \tag{4}$$

由式(4)可以看出,应变和弯曲半径成反比。

2.2.2 弧长一曲率插值方法

(1)线性插值法

假设光纤光栅阵列中光栅的个数为n,通过解调仪实时 解调,可以得到各光栅的中心波长的漂移量,从而计算得到 各光栅处的曲率,再组成曲率数组 $\kappa = [\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3, ..., \kappa_i, ...]$,假 设各点之间的弧长组成的数组 $s = [s_1, s_2, s_3, ..., s_i, ...]$ 。线性插 值就是在相邻的两个曲率插入m个点,在第i和第i+1中各 插值点和两相邻光栅点的曲率 k_{ij} 和弧长 s_{ij} 应满足: $\kappa_{ij} = M_i * s_{ij} + N_i, i \in [1, n), j \in [0, m + 1], i, j$ 为正整数。

(2)多项式插值法

假设f(x)是定义在区间[a,b]上的未知或复杂函数,但已 知该函数在点 $a \le x_0 \le x_1 \le \cdots \le x_n \le b$ 处的函数值 y_0, y_1, \cdots, y_n 。 找一个简单的函数,如多项式函数,使之满足如下条件

$$P(x_i) = y_i, i = 0, 1, 2, \cdots, n$$
(5)

2.2.3 曲线重构算法

(1) 切角递推算法

对于曲线而言,只要曲线上两点距离足够近,就可以近



图 5 传感器梁及部分支撑结构设计与实物图 Fig.5 Design and partial sensor samples and part of supporting structures



图 6 双光栅曲率测量原理

Fig.6 Curvature measurement principle of double gratings

似认为这两点之间的弧是一段微圆弧。假设曲率变化是均 匀的,且曲率k与弧长s呈线性关系,即 $\kappa = M \times s + N_{\circ}$ 其 中, M_{N} 为系数组,由每一个微弧段的 M_{n},N_{n} 组成。将曲线 看 成 由 $s_{1}\sim s_{2}, s_{2}\sim s_{3}\cdots s_{n}\sim s_{n+1}$ 的 微 弧 段 组 成 ,则 $\left\{ \begin{matrix} \kappa_{n} = M_{n} \times s_{n} + N_{n} \\ \kappa_{n+1} = M_{n} \times s_{n+1} + N_{n} \end{matrix} \right\}_{\circ}$ 通过计算可得: $\beta(s) = \frac{1}{2}M \times s^{2} + N \times s + c_{\circ}$ 该式为关于弧长s的函数,由于各个弧段端点曲 率值可以通过FBG 所监测获得的有限离散曲率进行插值, 显然只需要给出边界条件,上式便可解,进而可以推导出所 有光栅测点坐标,从而实现曲线重建。

(2) 斜率递推算法

设曲线上第n、第n+1点的斜率分别为 k_n 、 k_{n+1} ;坐标分 别为 (x_n,y_n) 、 (x_{n+1},y_{n+1}) ;该两点的斜率对x轴的夹角分别 为: θ_n 、 θ_{n+1} ; $\Delta \theta_n$ 为两点切向角的变化值; Δs_n 为两点之间的 弧长。由几何关系可得到

$$\begin{cases} x_{n+1} = x_n + \Delta x = x_n + \frac{\Delta s_n}{\sqrt{1 + k_n^2}} \\ y_{n+1} = y_n + \Delta y = y_n + \frac{k_n \Delta s_n}{\sqrt{1 + k_n^2}} \end{cases}$$
(6)

(a) 应变变形测试系统

由式(6)便可得到各点坐标值。最后用光滑曲线将插 值后的各点连起来,便得到该算法重构曲线。

3 测试

3.1 应变变形测试

应变变形测试系统及重构误差分析如图7所示。搭建 试验装置如图7(a)所示。伺服电机通过减速器与曲柄滑块 机构(梁的端点只有竖直方向的位移,限制了水平方向的运 动,等效于滑块机构)连接,将减速器输出的角度变化转化 为悬臂梁自由端的挠度变化。

在梁的相应位置布置传感器,通过采集应变值,根据 Ko位移理论,重构出悬臂梁端点的挠度。

如果曲柄机构的初始位置确定,伺服电机输出的角度也 是已知的,根据减速器的减速比以及曲柄滑块机构的几何尺 寸,可以计算出电机偏转之后梁端点的实际挠度。先控制电 机使曲柄停留在基准位置处,并将对传感器的应变值设为零 值。然后依次记录曲柄与基准位置的夹角与各个传感器的 应变值,比较不同夹角对应的端点重构挠度以及实际挠度, 得到变形重构试验的误差如图7(b)所示,变形重构挠度的误 差随实际挠度的增大而增大,最大误差为4.2%。

3.2 曲率重构变形测试

3.2.1 理论验证

(1)采用线性插值+切角递推曲率曲线重构方法

利用 Matlab 编制算法程序,得到结果如图 8 所示。当 弧长一曲率插值点为 10 时,拟合误差较大,误差最大为 5.65%。当弧长一曲率插值点为 100 时,拟合误差较小,最



Fig.7 Strain deformation test system and reconstruction error analysis diagram



Fig.8 Verification of curve fitting algorithm by standard circular curvature linear interpolation and tangent angle recursion

大误差为0.61%。弧长一曲率插值点为1000时, 拟合误差 几乎可忽略, 最大误差为0.05%。

(2)采用多项式插值和切角递推曲率曲线重构

利用Matlab编制算法程序,得到结果如下:当弧长一曲率插值点为10时,拟合误差较大,误差最大为6.27%。当弧长一曲率插值点为100时,拟合误差较小,最大误差为0.57%。弧长一曲率插值点为1000时,拟合误差几乎可忽略,最大误差为0.05%。

(3)采用标准悬臂梁变形结构进行曲率重构算法验证

标准悬臂梁长度取 50mm,末端加载荷 200N,弹性模量为 210GPa,梁宽度为 10mm。从 0mm 开始,间隔 5mm 一个点计 算 10 个点的曲率值以及弧长值,并以该 10 个点为原始数据进 行线性插值及重构,重构后曲线如图 9(a)所示,误差分布曲线 如图 9(b)所示,其中红色为重构后的曲线;蓝色为悬臂梁曲 线;蓝色点为选择的 10 个点,最大绝对误差:1.4×10⁻⁶mm。 3.2.2 试验验证

在变形测试装置上开展了光纤变形传感器的试验,验



Fig.9 Cantilever beam fitting and reconstruction error

证传感器的重复性、算法和测点位置的可行性。变形测试 装置采用悬臂梁形式,铝合金加载梁长度为1.2m,尺寸误 差在±0.5mm以内,孔直径误差在±0.5mm以内。系统带自 动加载和控制系统,应变范围±3000με,变形角度大于10°, 挠度测量精度0.01mm。光纤变形传感器上下表面各布置4 个光栅测点。变形测试系统组成如图10所示。



图 10 变形测试系统 Fig.10 Deformation test system

通过光纤梁上下光栅的中心波长计算得到对应的4个 点的曲率值,每两光栅点之间进行10点线性插值,下偏不 同角度时的拟合曲线如图11所示,可以看出,光纤梁变形 角度越大,末端拟合越不准,光栅布点应该尽量靠近根部。 3.2.3 光纤变形传感器在后缘地面试验的应用验证

光纤变形传感器在后缘翼肋上的安装实物图如图 12 (a)所示,变形传感器通过5个支撑结构支撑传感器梁,传 感梁上下表面各有9个光纤光栅,使后缘根部的变形梁端 部固定,其他支撑件不固定,光纤梁能够沿轴向自由滑动, 当后缘结构弯曲时,带动传感器梁发生变形。变形梁的测 试曲线与理论曲线对比如图 12(b)所示,通过变形传感器可 以很好地得到后缘梁的变形曲线。

4 结论及展望

通过变形梁和支撑件的设计、光纤光栅封装工艺、预应 力施加等关键技术的突破,可以实现光纤变形传感器的制 备;通过光纤变形传感器与被测结构的安装设计,可以实现 对变弯度结构变形的测试;通过应变—变形算法、曲率重构 算法能够实现对应变变形的精确测试,变形测试误差小于 5%;将光纤变形传感技术在悬臂梁结构、机翼后缘上开展 了应用验证,后续可用于后缘变形的控制反馈。

因大型结构件加工装配存在的尺寸误差、运动间隙、机构 摩擦系数等,都对变形传感器的测量误差有影响,后续要重点





分析误差影响因素,并开展变形测试系统的不确定度分析。 考虑到变形测试最终要应用到飞机的实时变形控制中,下 一步要解决变形测试系统的可靠性问题。

参考文献

 Mao S, Xie C. Static aeroelastic characteristics of morphing trailing-edge wing using geometrically exact vortex lattice method[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 10(1155):1-15.



(a) 光纤变形传感器在后缘翼肋上的安装



Fig.12 Installation and data of fiber optic deformation sensor on trailing edge

- [2] Icardi U, Ferrero L. Preliminary study of an adaptive wing with shape memory alloy torsion actuators[J]. Materials & Design, 2009, 30(10):4200-4210.
- [3] Vasista S, De Gaspari A, Ricci S, et al. Compliant structuresbased wing and wingtip morphing devices[J]. Aircraft

Engineering and Aerospace Technology, 2016, 88(2): 311-330.

- [4] Dang Y, Zhao Z. Towards large dynamic range and ultrahigh measurement resolution in distributed fiber sensing based on multicore fiber[J]. Optics Express, 2017(25): 20183-20193.
- [5] 李小飞,张梦杰,王文娟,等.变弯度机翼技术发展研究[J].航 空科学技术,2020,31(2):12-24.
 Li Xiaofei, Zhang Mengjie, Wang Wenjuan, et al. Research on variable camber wing technology development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(2):12-24.(in Chinese)
- [6] Lee K K, Mariampillai A, Haque M, et al. Temperaturecompensated fiber-optic 3D shape sensor based on femtosecond laser direct-written Bragg grating waveguides [J]. Optics Express, 2013(21): 24076-24086.
- [7] 王文娟,薛景锋,张梦杰.光纤传感在飞机结构健康监测中的 应用进展和展望[J]. 航空科学技术,2020,31(7):95-101.

Wang Wenjuan, Xue Jingfeng, Zhang Mengjie. Application progress and prospect of optical fiber sensor in aircraft structural health monitoring[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(7):95-101.(in Chinese)

[8] 夏力,王大鹏.结合 OFDR 与 Ko 位移理论的变形估算研究[J].光通信技术,2021,45(7):53-55.

Xia Li, Wang Dapeng. Study of deformation estimation combining OFDR and Ko displacement theory[J]. Optical Communication Technology,2021,45(7):53-55.(in Chinese)

- [9] 梁海朝,曾进远,陈钱,等.跨声速巡航态连续光滑偏转后缘 翼型气动特性[J].航空科学技术,2021,32(5):7-16.
 Liang Haizhao, Zeng Jinyuan, Chen Qian, et al. Aerodynamic characteristics of morphing airfoils with continuous smooth trailing edges at transonic cruise condition[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(5):7-16.(in Chinese)
- [10] Liu S, Lu J. Surface deformation monitoring and reconstruction of honeycomb structure based on FBG sensors[J]. Proceedings of SPIE the International Society for Optical Engineering, 2015: 9524.

Research on Real-Time Monitoring Technology of Structural Deformation Based on Optical Fiber Sensing

Wang Wenjuan, Xue Jingfeng, Zhang Mengjie, Song Kunling Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: The deformation test research is carried out on the trailing edge of the wing with variable bend. The trailing edge of the wing with variable bend is a part of the wing with variable bend. The bending of the airfoil can be changed according to the flight state to obtain the optimal aerodynamic profile. Compared with the rigid deformed wing trailing edge, the deformation curve is smoother, and the weight is lighter, which can significantly improve the lift-drag ratio of aircraft, reduce fuel consumption, and enhance the stability and maneuverability of aircraft. If the shape change of the trailing edge of the wing with variable bending can be tested in real time during the flight, the closed-loop control of the deformation mechanism with given target shape can be carried out to provide data support for the aircraft structure design and the adjustment of the deformation mechanism. This paper introduces the advantages of variable camber wing, abroad condition, the advantages of variable camber trailing edge, the disadvantages of structural deformation of conventional test methods, and analyzes the technology principle of fiber Bragg grating used for strain and deformation sensors is carried out. The optical fiber strain-deformation algorithm and curvature reconstruction algorithm are proposed, and the algorithm is verified theoretically and experimentally. Finally, the optical fiber deformation sensing technology is applied to the trailing edge of the wing, which can realize the deformation test of the trailing edge of the wing.

Key Words: fiber grating; strain; deformation test; variable bending trailing edge