

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2311710

FBG 传感技术在飞机机翼动态形变监测中的应用

张俊^{1,2}, 陈光辉², 倪国新², 熊俊³, 曾捷⁴

(1. 复旦大学信息科学与工程学院 上海 200433; 2. 中国电子科技集团公司第二十三研究所 上海 201900;
3. 中电科芜湖通用航空产业技术研究院有限公司 芜湖 241199; 4. 南京航空航天大学航空学院 210016)

摘要:机翼是飞机的关键部件之一,在飞行过程中对机翼形变进行在线监测,有助于提升飞机的安全性能及任务执行能力。为此,本文提出一种基于光纤布拉格光栅传感技术的机翼动态形变测量系统;理论分析了FBG波长变化量与机翼表面曲率变化的关系,利用FBG温度传感器实现应变补偿,利用三次样条插值实现离散曲率的连续化,采用基于连续曲率的形变重构算法实现机翼形变测量;在CA42飞机的4个翼面上布置了36个FBG应变传感器,4个FBG温度传感器,通过地面静力试验得到了机翼的形变测量误差为2.5%;最后,针对机翼动态形变测量系统开展了飞行试验,试验过程完整地记录下了机翼表面的应变、温度及形变信息。试验结果表明,由机翼形变产生的翼梢位移量正比于机翼法向过载,系数分别为86.33 mm/g(左机翼)及80.04 mm/g(右机翼),翼梢最大位移量250 mm,发生在法向过载为2.25 g的时刻。此外,飞机机动半径越小,机翼形变量越大。机翼动态形变测量系统体现了良好的工程适应性。

关键词: 光纤布拉格光栅;应变;机翼形变测量;飞行试验

中图分类号: TN253 TH73 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.4020

Application of FBG sensing technology in dynamic deformation monitoring of aircraft wings

Zhang Jun^{1,2}, Chen Guanghui², Ni Guoxin², Xiong Jun³, Zeng Jie⁴

(1. School of Information Science and Technology, Fudan University, Shanghai 200433, China; 2. The 23rd Institute of China Electronics Technology Corporation, Shanghai 201900, China; 3. CETC Wuhu General Aviation Industry Technology Research Institute Co., Ltd., Wuhu 241199, China; 4. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Wing is one of the key components of aircraft. On-line monitoring of wing deformation during flight is helpful to improve the safety and mission performance of the aircraft. Therefore, a dynamic wing deformation monitoring system based on the fiber Bragg grating sensor technology is proposed in this article. The relationship between wavelength variation of FBG and wing surface curvature is analyzed theoretically. The strain compensation is realized by the temperature sensor, and the serialization of discrete curvature is realized by cubic spline interpolation. Then, the deformation reconstruction algorithm based on continuous curvature is used to measure the wing deformation. 36 FBG strain sensors and 4 FBG temperature sensors are set on the wing surfaces of the CA42 aircraft. The ground static test results indicate that the measuring error of wing-tip deflection is 2.5%. Finally, a flight test is carried out for the wing dynamic deformation measurement system. The strain, temperature and deformation data of the wing surface are recorded completely during the test process. The flight test results show that the wing tip deflection caused by the wing deformation is directly proportional to the vertical acceleration of the wing, and the coefficients are 86.33 mm/g (left wing) and 80.04 mm/g (right wing), respectively. The maximum deflection of the wing tip is 250 mm, which occurs when the normal overload is 2.25 g. In addition, the smaller the radius of the aircraft maneuvering, the more the wing deforms. The dynamic wing deformation monitoring system shows good engineering adaptability.

Keywords: fiber Bragg grating; strain; wing deformation measurement; flight test

0 引 言

随着航空事业的快速发展,各类新型飞机也在不断改进与更新中应运而生。机翼是决定飞机性能的关键部件。为了提高飞机的综合性能,飞机机翼广泛采用大尺度、高强度、轻质的薄壁柔性蒙皮材料,其具有轻质、升阻比大、柔性大等特点,但容易发生较大的弯曲变形^[1],这种变形会影响机翼结构的可靠性,降低飞机的安全性能,因此需要对该变形量进行实时、精确监测^[2]。此外,对于某些特定的飞机,机翼形变还会影响其任务执行能力。比如,高空长航时无人机在机翼中集成共形天线,既能充分利用机身的安装空间,还能最大限度扩大天线阵列口径,以提升雷达系统探测性能,但是受气动载荷影响,机翼发生不可预知的形变会导致天线阵列方向图发生畸变,对系统性能产生影响,若能实时测量得到机翼的形变量,可以在雷达信号处理中将由形变引起的相位误差给予补偿,从而提升雷达系统性能。再比如,先进可变体飞行器通过内置传感器、作动器和控制系统达到“按需变形”的功能。飞行过程中飞机会根据任务要求以及机翼当前形变情况使机翼发生自适应的主动形变,这样做有助于改善气动效率以提升飞机续航能力,控制颤振以提升飞机安全性能,减小雷达标记以提高飞机隐身性能。

机翼形变测量方法主要可以分为接触式和非接触式两种。第一类方法是非接触法,主要利用立体相机、扫描器等辅助装置获取被测结构表面影像,实现高精度的形变测量^[3]。该方法存在辅助测试装备便携性差、形变测量范围有限以及测量结果易受环境影响等问题^[4]。另一类方法是将传感器表贴或植入被测物进行接触式测量的方法,主要借助微机电系统(microelectro mechanical systems, MEMS)电传感器、光纤光栅传感器等传感手段,利用实时采集传感器应变、加速度、压力等参量^[4],结合各类先进的形变测量算法^[5-10],实现高精度的机翼形变实时测量。在众多传感手段中,光纤布拉格光栅(fiber Bragg gratings, FBG)具备体积小、重量轻、抗电磁干扰、易于植入复合材料内部等优点成为国内外机翼形变测量领域的研究热点。国外方面,NASA 结合光纤光栅传感技术,于 2006 年开始便着手研究轻质柔性结构机翼的形变监测工作^[11],并于 2018 年实现了无人机飞行过程中机翼形变的动态监测及主动控制功能^[12]。2022 年,荷兰的 Nazeer 等^[13]采用波长调制型 FBG 传感器结合相位调制型“光栅对”传感器,并采用两种传感器融合的形变算法,在实验室实现了机翼结构的形变监测。国内方面,2012 年,中国航天空气动力技术研究院的王寅等^[14]通过在无人机翼梁上布置 FBG 传感器阵列,结合 Ko 位移算法,实现了无人机滑跑过程中机翼形变的监测。2019 年,He 等^[15]将

FBG 阵列埋入聚酰亚胺薄膜,并将其布置在可变机翼蒙皮上,利用基于离散曲率的三维曲线重构算法,在实验室环境下演示验证了机翼形变在线监测功能。2023 年,北京信息科技大学的王元锋等^[16]利用多芯光纤形状传感技术,将重构曲线转化为变构型飞行器机翼的展开角和翻转角,在实验室环境下实现了柔性机翼蒙皮大尺度多维重构,重构平均误差 7 mm,变形角重构误差为 3.6%。

如上所述,国内外针对机翼形变测量开展了大量研究工作,但大多数工作处于形变算法及实验室验证阶段,实际飞行试验验证的案例鲜有报道。NASA 实现了小型无人机飞行过程的机翼形变监测,但其机翼形变量较小,全过程翼梢最大位移也不超过 10 cm。

针对上述问题,本文重点阐述了基于 FBG 传感技术的机翼形变测量原理,并将 FBG 传感器阵列布置在 CA42 有人飞机机翼上,通过地面试验获得了传感器的校准数据,验证了系统的形变测量误差,利用校准数据结合飞行过程传感器实时采集到的温度、应变数据实现了飞行过程中机翼形变的动态监测功能。

1 基本原理

1.1 FBG 传感原理

如图 1 所示,FBG 是一种通过特定方法使光纤纤芯的折射率在轴向出现周期性变化,当宽带光射入光纤中经过栅区部分时,只有满足 Bragg 反射条件的光波才会被反射回来,其余的光波则会透射过去。其中,Bragg 反射条件为:

$$\lambda_B = 2n_{eff}A \quad (1)$$

其中, λ_B 为 FBG 反射光的中心波长, n_{eff} 为传感光纤的有效折射率, A 为 FBG 的周期。当光纤本身及其周围环境参数发生变化时,会导致 n_{eff} 与 A 的大小发生变化,由此导致 λ_B 的变化。因此,通过监测反射光谱中心波长的变化量,可得到其周围环境参数的变化数值。

当 FBG 粘贴在被测结构表面用作应变测量时。假设结构表面的待测应变为 ε_{real} ,FBG 中心波长 λ_B 将同时受到环境温度变化量 ΔT 以及本身受到的应变值 ε_{test} 影响发生变化,遵循以下公式:

$$\frac{\Delta\lambda}{\lambda_B} = (1 - P_e)\varepsilon_{test} + (\alpha_s + \xi_f)\Delta T \quad (2)$$

其中, $\Delta\lambda$ 为 FBG 中心波长的变化量, λ_B 是 FBG 的布拉格波长。 P_e 为弹光系数,对于典型的石英光纤, $P_e = 0.22$ 。 α_s 是 FBG、粘接剂以及被测结构的复合热膨胀系数, ξ_f 是 FBG 的热光系数。 $(\alpha_s + \xi_f)$ 的大小可以通过温度标定试验获取。

由于被测结构产生的应变与 FBG 所承受的应变之间存在“被测结构-胶水-光纤涂覆层-石英光纤”的传递

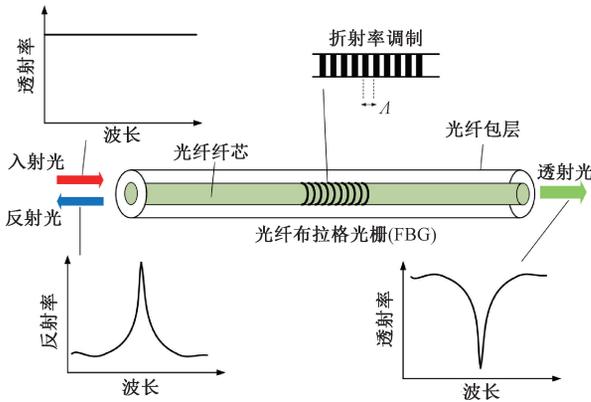


图1 FBG工作原理

Fig. 1 FBG working principle

路径^[17-19],则有:

$$\varepsilon_{test} = \beta \times \varepsilon_{real} \quad (3)$$

式中: β 为应变传递系数,联立式(1)、(2),计算出被测结构位置的实际应变值 ε_{real} :

$$\varepsilon_{real} = \frac{1}{\beta(1 - P_e)} \times \left[\frac{\Delta\lambda}{\lambda_B} - (\alpha_s + \xi_f) \Delta T \right] \quad (4)$$

1.2 连续曲率信息获取

对于机翼结构,可认为是一段变截面梁,将两根光纤光栅 FBG1 与 FBG2 对称粘贴在机翼上下表面,光纤光栅所在位置梁厚度为 h ,长度为 S ,如图 2(a)所示。当机翼向下弯曲时,中性面长度不变,上翼面拉伸形变量为 ΔS ,下翼面压缩形变量为 $-\Delta S$,可得:

$$\theta = \frac{S + \Delta S}{\rho + \frac{h}{2}} = \frac{S - \Delta S}{\rho - \frac{h}{2}} = \frac{S}{\rho} \quad (5)$$

整理后可得机翼弯曲曲率 k :

$$k = \frac{1}{\rho} = 2 \frac{\Delta S}{S} = \frac{2\varepsilon_{real}}{h} \quad (6)$$

式中: k 为机翼弯曲曲率, ρ 为曲率半径。 θ 为圆心角,将式(4)代入式(6)后可以通过采集 FBG 中心波长变化量得到机翼上某点实时曲率值 k 。

在实际工作中,为了使形变测量更加准确,可以在机翼的上下表面对称布置一对 FBG 测点互为备份。此外,FBG 曲率测点数量有限,为了使后续重构曲线更加平滑,需要对离散曲率进行插值处理,可以选择线性插值、样条插值等方式。线性插值运算较快,但在曲率点处的曲线不够平滑。采用三次样条插值可以确保曲率拟合曲线与离散曲率测点吻合的同时,提高曲线的平滑度,使其更接近机翼实际形变情况。如图 2(b)所示为插值示意图。在机翼上布置 $n + 1$ 个曲率测点,并将机翼曲线分割成 n 段曲线,根据三次样条曲线定义,第 i 段曲率曲线,

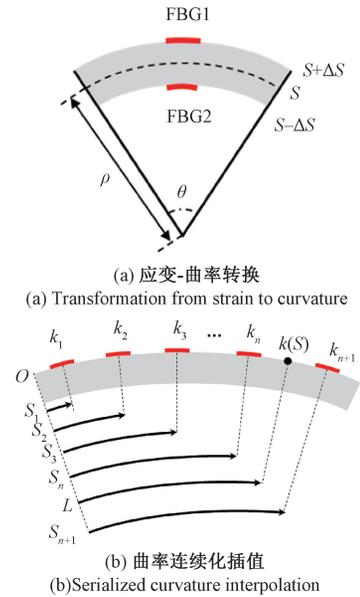


图2 机翼表面曲率获取

Fig. 2 Acquisition of wing surface curvature

$i \in (1, n)$, 可以描述为曲线长度 S 的三次方程:

$$k_i(S) = a_i + b_i \times (S - S_i) + c \times (S - S_i)^2 + d \times (S - S_i)^3 \quad (7)$$

式中: a_i, b_i, c_i, d_i 为 4 个待定系数,则共有 $4n$ 个变量。需要由 $4n$ 个约束条件来求解。首先,利用传感器可直接测量得到 $n + 1$ 个曲率测点的曲率值:

$$\begin{cases} k_i(S_i) = C_i \\ k_i(S_{i+1}) = C_{i+1} \end{cases} \quad (8)$$

其次,除两端点外的 $n - 1$ 个点,需满足 C^0, C^1, C^2 的参数连续性要求,构成 $3n - 3$ 个约束性条件:

$$\begin{cases} k'_i(S_{i+1}) = k'_{i+1}(S_{i+1}) \\ k''_i(S_{i+1}) = k''_{i+1}(S_{i+1}) \end{cases} \quad (9)$$

最后,机翼曲线首端为夹持端,一阶导数为 0,尾端为自由端,二阶导数为 0,可得到 2 个约束条件:

$$\begin{cases} k'(S_1) = 0 \\ k''(S_{n+1}) = 0 \end{cases} \quad (10)$$

联立式(8)、(9)、(10),得 $4n$ 个约束条件,可唯一确定一条光滑曲线。由此可以得到曲线上任意插值点的曲率信息,为后续机翼曲线重构提供基础。

1.3 基于连续曲率的曲线重构算法

基于连续曲率的曲线重构的方法,其核心思想是通过将变形曲线分成 N 段,设第 1 段的起始点坐标为 $(0, 0)$,根据微分几何知识,递推出第 1 段曲线段的终点坐标相对于起始点坐标的增量,如此递推求出下一段曲线段终点相对于起点坐标的增量,直到最后一段曲线段,即可得到整段变形曲线的坐标。

如图 3 所示,以微元所在位置建立主坐标系 xAy ,以微元起点 A 点切线为 x' 坐标建立副坐标系 $x'Ay'$, B 点在 xy 上的投影为 x_{BA} 与 y_{BA} , B 点在 $x'y'$ 上的投影为 x_{B1} 与 y_{B1} , r_{AB} 表示 AB 微元的平均半径, α 表示 A 、 B 两点半径的夹角, θ 为微元 AB 在 A 点的切线与水平轴的夹角,由微分几何的知识有曲线切线与水平方向的角度大小为:

$$\theta = \int_0^s k(s) ds \quad (11)$$

在坐标系 xAy 里, x_{BA} 与 y_{BA} 可分别表示为:

$$\begin{cases} x_{BA} = x_{BC} - \Delta = x_{B1} \times \cos\theta - \Delta \\ y_{BA} = y_{BC} + \Gamma = x_{B1} \times \sin\theta + \Gamma \end{cases} \quad (12)$$

其中,有:

$$\begin{cases} \Delta = y_{B1} \times \sin\theta \\ \Gamma = y_{B1} \times \cos\theta \end{cases} \quad (13)$$

代入式(12)后整理可得:

$$\begin{cases} x_{BA} = x_{B1} \times \cos\theta - y_{B1} \times \sin\theta \\ y_{BA} = x_{B1} \times \sin\theta + y_{B1} \times \cos\theta \end{cases} \quad (14)$$

同理,在 $x'Ay'$ 坐标系里有:

$$\begin{cases} x_{B1} = r_{AB} \times \sin\alpha \\ y_{B1} = r_{AB} \times (1 - \cos\alpha) \end{cases} \quad (15)$$

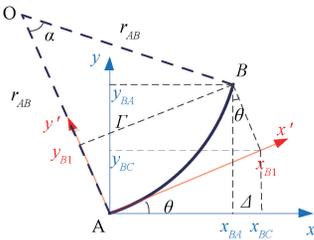


图 3 形状重构原理

Fig.3 Schematic of shape reconstruction

由于 AB 段微元的曲率导数可用 A 、 B 两点曲率倒数(即曲率半径)的平均值表示,则有:

$$\alpha = \frac{s}{r_{AB}} \quad (16)$$

$$r_{AB} = \frac{k_A + k_B}{2k_A k_B} \quad (17)$$

其中, s 为微元弧长大小,其中 k_A 、 k_B 分别表示 A 、 B 两点的曲率,其数值大小可由上文叙述的曲率与弧长的线性方程求出。则 B 点在 $x'Ay'$ 坐标系内可表示为:

$$\begin{cases} x_{B1} = \frac{k_A + k_B}{2k_A k_B} \times \sin\left(\frac{s}{r_{AB}}\right) \\ y_{B1} = \frac{k_A + k_B}{2k_A k_B} \times \left(1 - \cos\left(\frac{s}{r_{AB}}\right)\right) \end{cases} \quad (18)$$

在坐标系 xAy 里,可求出 B 点相对于 A 点的坐标增量 x_{BA} 及 y_{BA} 。至此, AB 段微元的终点相对于起点的坐标增量已全部求出,在此基础上,按照上述方法求出下一段微元的坐标增量,循环直至整条变形曲线的微元弧段全部计算完成。此算法具有精度高、计算量小、算法简单等优点,可以满足飞行过程中机翼形变量实时解算的需求,具有较强的工程适用价值。

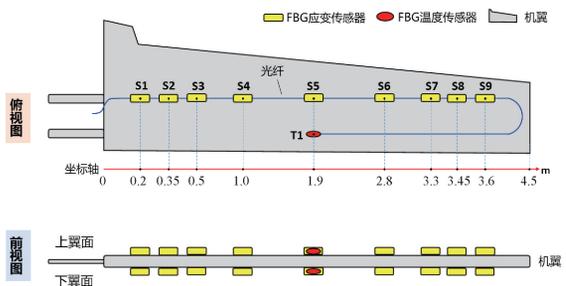
2 试验内容及结果分析

2.1 试验平台

如图 4 所示,试验平台为双发四座的 CA42 飞机,在其左上、左下、右上、右下 4 个机翼翼面上总计布置 4 条 FBG 传感器阵列,每条阵列由 9 个 FBG 应变传感器(1~9)和 1 个 FBG 温度传感器 T,如图 4 所示为右侧机翼 FBG 传感器布置情况(左侧机翼同理),总计 36 个 FBG 应变传感器和 4 个 FBG 温度传感器对称布置在上下翼面。4 条 FBG 传感器阵列由光纤跳线引入机头舱内,并接入小型化、抗振动的 FBG 波长解调仪,在解调仪上实现波长实时采集、应变计算及机翼形变解算功能。如图 4 所示,FBG 波长解调仪的数据采集频率为 1 kHz。



(a) 飞行试验平台
(a) Flight test platform



(b) FBG 传感器阵列分布情况(右侧机翼上表面)
(b) FBG sensor array distribution (upper surface of the right wing)

图 4 试验平台设置

Fig.4 Test platform setup

FBG 温度传感器用于飞行过程机翼温度监测以及对应变传感器的温度补偿,测得温度变化量 ΔT 后代入式(1)求解机翼应变值 ε_{real} 。实时采集离散应变数据,结合形变算法,可以实现飞行过程机翼形变动态监测。

2.2 地面静态标定试验

在飞机起飞前,在实验室内通过温度试验标定了式(1)中的复合热膨胀系数 α_s 。通过对飞机进行静力加载试验确定 FBG 传感阵列的应变转换系数 β , 同时通过

以作动装置位移量为标准,验证了机翼形状重构的准确性。静力加载试验使用作动装置对两侧机翼梢部加载/卸载 10 组载荷 (10~100 kg, 10 kg 步长)。如图 5 所示为静力加载试验过程中左右两侧机翼上下 4 个翼面上的应变分布情况。

截取各个载荷下稳定后的应变测量数据,结合前文的机翼形变重构算法,得到静力加载试验过程中机翼的形变情况如图 6 所示。

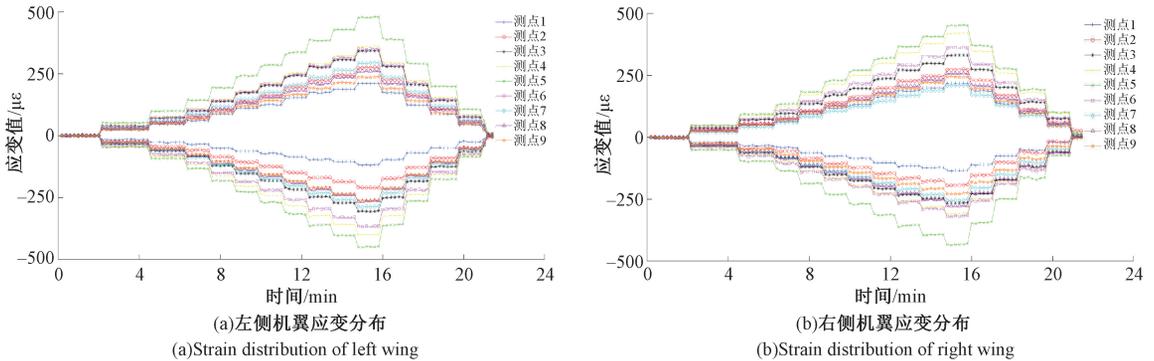


图5 地面试验过程中 FBG 传感阵列测得的机翼应变数据

Fig. 5 Strain distribution data of wing surface measured by FBG sensor array during ground test

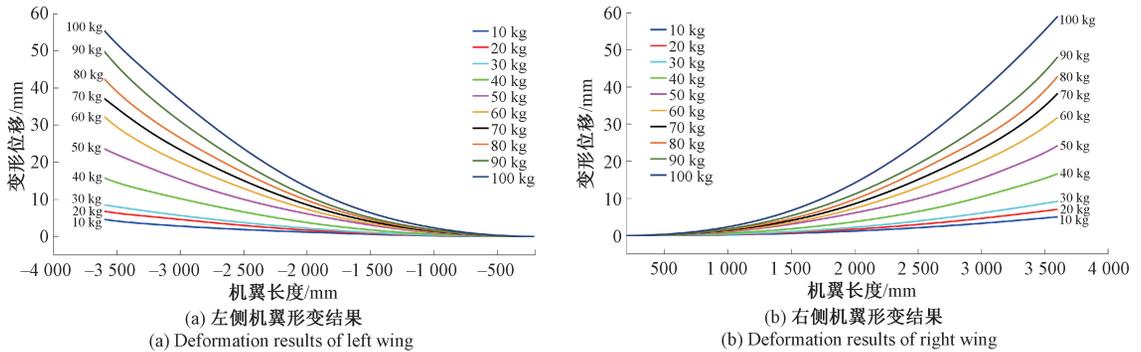


图6 不同静力载荷下左右两侧机翼形变情况

Fig. 6 Deformation of left and right wings under different static loads

基于连续曲率机翼形变重构算法,其误差最大值一般出现在曲线末端,通过比对重构结果中最后一个 FBG 测点的位移值以及该位置处作动装置的实测位移量,得到重构误差结果,如表 1 所示。可以看出,机翼形变重构的整体误差为 2.5%,误差最大值发生在最大载荷 100 kg 时,误差量为 1.4 mm (2.5%)。

重构误差的计算方法如式(13)、(14), E_i 表示第 i 组数据下的形变重构误差, y_{ii} 和 y_{ri} 分别表示第 i 组数据下重构位移值及实测位移值。 E 为机翼整体形变重构误差。

$$E_i = \left| \frac{y_{ii} - y_{ri}}{y_{ri}} \right| \times 100\% \quad (19)$$

$$E = \max(E_i) \quad (20)$$

2.3 飞行试验

为了确保飞行试验过程中得到尽量丰富的机翼形变信息,飞机在整个飞行过程经历了 11 次较大的机动,最大飞行高度约为 4 300 m,如图 7 所示为飞行试验过程的飞行剖面图, x 轴与 y 轴分别表示东西向长度和南北向长度,高度表示为 z 轴,并在图中用色度条来描述飞行高度。

如图 8 所示为飞行过程中左、右侧机翼上下两个表面共计 36 个应变测点所记录下的应变变化情况。可以看出,所有测点应变呈明显的上下对称分布的特点。飞机机翼在飞行过程中受到气流向上托举,机翼上表面受到压缩负应变,机翼下表面受到拉伸正应变。选取左机翼下表面任意一个测点的应变变化,如图 9 所示,将其与

表 1 左右两侧机翼翼梢位移测量结果

Table 1 Tip deflection measurements on the left and right wings

载荷/kg	y_{ri}/mm		y_{li}/mm		$(y_{li}-y_{ri})/mm$		$E_i/\%$	
	左侧	右侧	左侧	右侧	左侧	右侧	左侧	右侧
10	4.8	5.0	4.7	5.0	0.1	0.0	2.1	0
20	6.7	7.0	6.8	7.0	0.1	0.0	1.5	0
30	8.7	9.0	8.5	9.2	0.2	0.2	2.3	2.2
40	16.1	16.5	15.8	16.6	0.3	0.1	1.9	0.6
50	24	24.0	23.6	24.2	0.4	0.2	1.7	0.8
60	32	32.0	32.3	31.8	0.3	0.2	0.9	0.6
70	38.1	38.5	37.2	38.3	0.9	0.2	2.4	0.5
80	43.4	43.0	42.5	42.9	0.9	0.1	2.1	0.2
90	49.5	49.0	49.9	48.1	0.4	0.9	0.8	1.8
100	56.9	60.4	55.5	59.0	1.4	1.4	2.5	2.4
整体重构误差 (E)							2.5	

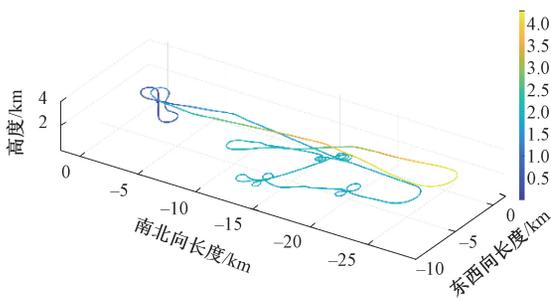


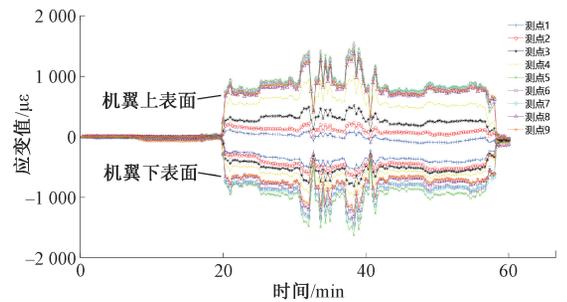
图 7 三维飞行剖面图

Fig. 7 3D Flight profile

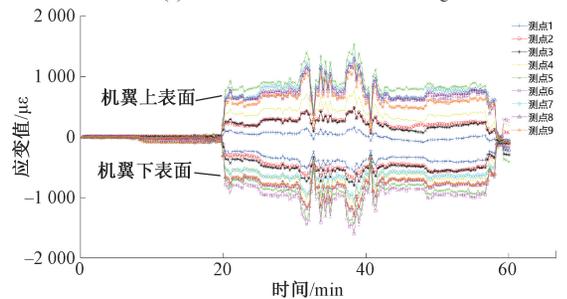
飞参记录数据中飞机法向过载的记录曲线对比后可以发现,两者的趋势高度吻合。证明该机翼动态形变监测系统能够准确、及时地响应机翼的振动变化趋势,法向负载最大部分约为 2.25 g, 对应了最大的应变测点值约为 1 700 $\mu\epsilon$ 。

如图 10 所示为飞行过程中左、右侧机翼上下两表面的 FBG 温度传感器测量数据以及飞参数据中记录的飞机外部温度变化情况。可以看出,温度趋势基本一致,即温度随着飞行高度的升高而降低。在地面阶段,受阳光直射影响,上翼面的温度比下翼面高,与飞参温度吻合。在 4 300 m 处,两侧机翼上翼面温度最低达到 -0.8°C , 飞参记录的数据为 6.5°C 。FBG 温度数据用于补偿 FBG 应变传感器,以准确得到机翼表面的应变分布。

同样地,利用 1.3 节的方法处理飞行过程中机翼表面应变数据,得到整个飞行过程中的机翼形变信息,以机翼末梢位移量的形式表征,如图 11 所示为飞行过程中机翼末梢部分的位移变化情况,以地面等待状态作为机翼



(a) 左机翼应变分布数据
(a) Strain distribution data of left wing



(b) 右机翼应变分布数据
(b) Strain distribution data of right wing

图 8 飞行试验过程中 FBG 传感阵列测得的机翼应变数据

Fig. 8 Strain distribution data of wing surface measured by FBG sensor array during ground test

末梢位移零点,在起起飞时刻机翼存在低频、小幅度的振动,且在降落过程后两侧机翼的形变均能够复位,体现了良好的重复性。在飞行过程中大部分情况,左侧机翼的形变量均比右侧机翼略大,幅度约为 10 mm 左右。这是由于飞机两侧机翼固有的结构差异,使得在飞行过程中动态均布载荷下造成左右两侧机翼形变量的不同。

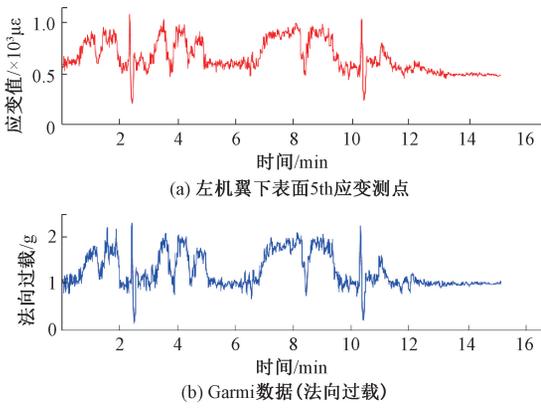


图9 FBG应变测试数据 vs 飞参数据
Fig. 9 FBG strain data vs FDRS data

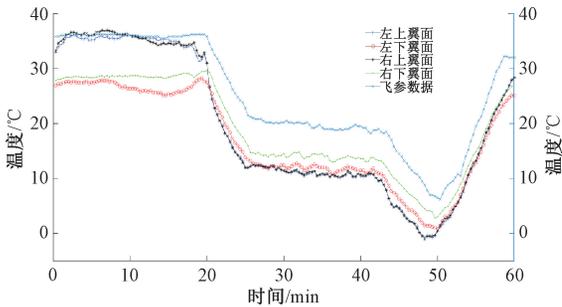


Fig. 10 Temperature test data during flight test

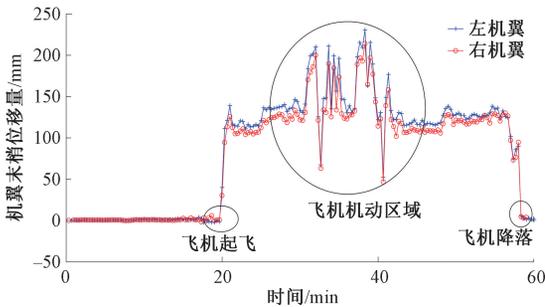
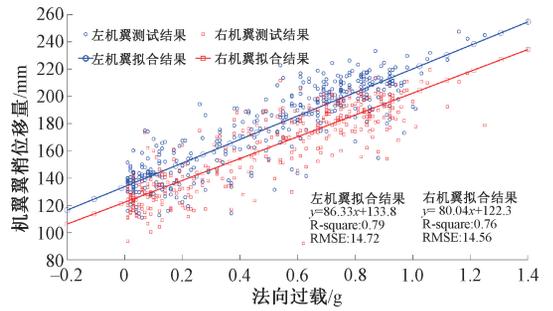


Fig. 11 The full time history of wing-tip deflection during flight test

将飞机机动区域两侧机翼翼梢形变量与飞参记录的法向过载数据作拟合处理,得到如图12所示结果。可以看出,从大量数据分布来看,飞行过程翼梢位移量与飞机法向过载呈线性趋势关系,左机翼系数为86.33 mm/g,右机翼略小,为80.04 mm/g。两者曲线几乎平行,从截距差可以看出,在整个机动过程中的偏差均约10 mm左右,与图11结果吻合。

进一步地,分析飞行试验过程中机动区域的11次大机动。如图13(a)所示用不同颜色标出了11次大机动,



对应的图13(b)中各机动下机翼末梢位移变化量,可以看出在不同转弯半径下,机翼的形变程度(机翼末梢形变量)略有不同。最大形变量对应机动9、10(转弯半径最小),末梢位移达到210 mm,最小形变量对应机动11,末梢位移为170.3 mm,可见飞机转弯半径越小,机翼形变量越大。此外,机翼末梢大位移量突变(星标部分,接近250 mm)对应了如图9中法向过载为2.25 g的时刻,因此,飞机纵向陡然加速会极大增加机翼的形变。

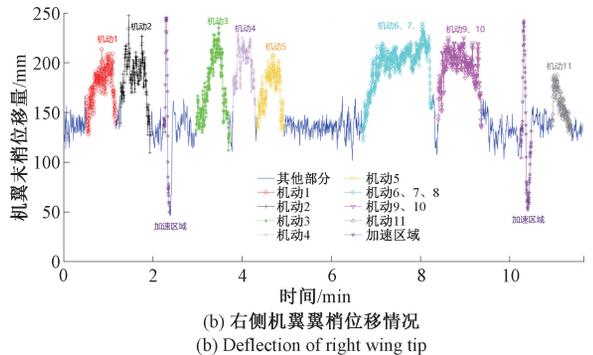
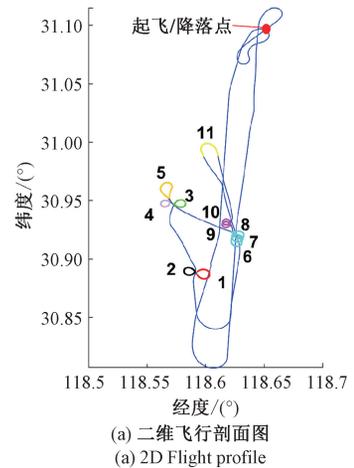


图13 不同转弯半径下飞机右侧机翼翼梢位移情况
Fig. 13 Tip deflection of right wing during different turn radius of the aircraft

3 结 论

本文简述了机翼形变测量需求,介绍了国内外基于 FBG 传感技术的机翼形变测量技术进展。针对国内外缺乏飞行试验案例的问题,提出了一种基于 FBG 传感技术的机翼动态形变监测系统,将其搭载于双发四座有人飞机(CA42)上,实现了飞行过程中机翼动态形变监测功能。

首先,理论分析了 FBG 波长变化量与机翼表面曲率变化的关系,利用 FBG 温度传感器实现应变补偿,利用三次样条插值实现离散曲率的连续化,采用基于连续曲率的形变重构算法实现机翼形变测量;其次,在 CA42 飞机的 4 个翼面上布置了 36 个 FBG 应变传感器,4 个 FBG 温度传感器,使用小型化高速 FBG 波长解调仪实时采集处理传感数据,并结合机翼形变测量算法解算出机翼实时形变信息;接着,通过地面静力试验得到了机翼的形变测量误差为 2.5%;最后,针对机翼动态形变测量系统开展了飞行试验,系统准确地记录下了飞机左右两侧机翼上下面的应变分布数据,其变化趋势与飞参记录的发向过载数据吻合。由机翼形变产生的翼梢位移量正比于机翼法向过载,形变系数分别为 86.33 mm/g(左机翼)及 80.04 mm/g(右机翼),翼梢最大位移量 250 mm,发生在法向过载为 2.25 g 的时刻。此外,飞机机动半径越小,机翼形变越大。飞行试验结果表明:机翼动态形变监测系统能完整、准确地采集机翼表面温度、应变信息,并准实时、准确解算出机翼形变信息,机上设备稳定,不受环境影响,体现了良好的工程适用性。

参考文献

- [1] 杨仕福,王琪,赵永辉,等.大展弦比机翼 μ 控制[J]. 动力学与控制学报, 2011, 9(1): 79-85.
YANG SH F, WANG Q, ZHAO Y H, et al. μ control of a high-aspect-ratio wing using multiple actuators [J]. Journal of Dynamics and Control, 2011, 9(1): 79-85.
- [2] ZHU L Q, SUN G K, BAO W M, et al. Structural deformation monitoring of flight vehicles based on optical fiber sensing technology: A review and future perspectives[J]. Engineering, 2022, 16(9): 39-55.
- [3] BAKUNOWICZ J, MEYER R. In-flight wing deformation measurements on a glider[J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120(1234): 917-1931.
- [4] 祝连庆,孙广开,李红,等.智能柔性变形机翼技术的应用与发展[J]. 机械工程学报, 2018, 54(14): 28-42.
ZHU L Q, SUN G K, LI H, et al. Intelligent and flexible morphing wing technology: A review[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(14): 28-42.
- [5] MARCO G, PRISCILLA C, MASSIMILIANO M. Shape sensing methods: Review and experimental comparison on a wing-shaped plate [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018(99): 14-26.
- [6] 李明. 柔性机翼长基线天线形变实时测量[D]. 西安:西安电子科技大学, 2015.
LI M. Real-time shape estimation of long baseline antenna of flexible wing[D]. Xi'an: Xidian University, 2015.
- [7] 张合生. 基于正交离散 FBG 网络的柔板结构形态感知与重构研究[D]. 上海:上海大学, 2015.
ZHANG H SH. Shape perception and reconstruction for flexible plate structure based on discrete orthogonal FBG network[D]. Shanghai: Shanghai University, 2015.
- [8] 曲道明,孙广开,李红,等.变形机翼柔性蒙皮形状光纤传感及重构方法[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(1): 144-151.
QU D M, SUN G K, LI H, et al. Optical fiber sensing and reconstruction method for morphing wing flexible skin shape [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(1): 144-151.
- [9] CHEN K, HE D, ZHAO Y, et al. A unified full-field deformation measurement method for beam-like structure[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2022(71): 1-10.
- [10] 赵飞飞,曹开拓,保宏,等. Timoshenko 梁的变形场重构及传感器位置优化[J]. 机械工程学报, 2020, 56(20): 1-11.
ZHAO F F, CAO K T, BAO H, et al. Deformation field reconstruction of Timoshenko beam and optimization of sensor placement[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(20): 1-11.
- [11] WILLIAM L K, RICHARDS W L. Displacement theories for in-flight deformed shape predictions of a long span flying wing[R]. Edwards, California; NASA Dryden Flight Research Center, 2006: 78-80.
- [12] PEÑA F, MARTINS B L, RICHARDS W L. Active in-flight load redistribution utilizing fiber-optic shape sensing and multiple control surfaces [J]. NASA Technical Memorandum, 2018, DOI: gate. net/publi-cation/342533774.
- [13] NAZEER N, GROVES R M, BENEDICTUS R. Assessment of the measurement performance of the multimodal fibre optic shape sensing configuration for a morphing wing section [J]. Sensors, 2022, 22 (6): 2210.
- [14] 王寅,朱振宇,陈志平,等.一种适于柔性无人机机翼

形变的测试方法[J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(11): 2894-2896.

WANG Y, ZHU ZH Y, CHEN ZH P, et al. A method of wing shape predictions for highly flexible UAV [J]. Computer Measurement & Control, 2012, 20(11): 2894-2896.

[15] HE Y L, DONG M L, SUN G K, et al. Shape monitoring of morphing wing using micro optical sensors with different embedded depth [J]. Optical Fiber Technology, 2019, 48:179-185.

[16] 王元锋, 何彦霖, 周康鹏, 等. 变构型飞行器蒙皮多维大尺度变形重构方法[J]. 仪器仪表学报, 2023, 44(4):197-205.

WANG Y F, HE Y L, ZHOU K P, et al. A variant aircraft skin multidimensional large-scale deformation reconstruction method[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2023, 44(4): 197-205.

[17] 严才根. 表面粘贴基片式FBG传感器的应变传递机制与温度补偿研究[D]. 武汉:武汉理工大学, 2017.

YAN C G. Study on strain transfer mechanism and temperature compensation of surface pasting substrate FBG sensor[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2017.

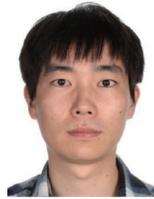
[18] 邱野. 表面粘贴式FBG传感器应变传递机制研究[D]. 上海:上海交通大学, 2012.

QIU Y. Strain transferring mechanism analysis of surface-bonded FBG sensors[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012.

[19] 徐文宽, 王生. 光纤布拉格光栅大应变传感器的设计和仿真[J]. 计算机仿真, 2010, 27(5): 318-322.

XU W K, WANG SH. Design and simulation of a fiber bragg (FBG) large-strain sensor [J]. Computer Simulation, 2010, 27(5): 318-322.

作者简介



张俊, 2010年于上海大学获得学士学位, 2019年于复旦大学获得硕士学位, 现为复旦大学博士研究生, 中国电子科技集团公司第二十三所高级工程师, 主要研究方向为光纤传感技术及其应用。

E-mail: 315082064@qq.com

Zhang Jun received his B. Sc. degree from Shanghai University in 2010, and received his M. Sc. degree from Fudan University in 2019, now he is a Ph. D. student at Fudan University. Meanwhile, he is a senior engineer in the 23rd Institute of China Electronics Technology Corporation. His main research interests include optical fiber sensing and its application.



陈光辉(通信作者), 1982年于厦门大学获得学士学位, 2005年于复旦大学获得博士学位, 现任中国电子科技集团公司首席科学家, 主要研究方向为特种光纤、光纤器件、光纤传感和光纤激光技术等。

E-mail: chenguanghui@vip.163.com

Chen Guanghui (Corresponding author) received his B. Sc. degree from Xiamen University in 1982, and received his Ph. D. degree from Fudan University in 2005. He is currently the chief scientist of China Electronics Technology Group Corporation. His main research interests include special optical fiber, optical fiber devices, optical fiber sensing, fiber laser technology, etc.