

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2020 年 9 月 24 日 (24.09.2020)



(10) 国际公布号
WO 2020/186970 A1

(51) 国际专利分类号:
G06F 30/00 (2020.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2020/076420

(22) 国际申请日: 2020 年 2 月 24 日 (24.02.2020)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201910203304.0 2019年3月18日 (18.03.2019) CN

(71) 申请人: 东南大学 (SOUTHEAST UNIVERSITY) [CN/CN]; 中国江苏省南京市江宁区东南大学路2号, Jiangsu 211189 (CN)。

(72) 发明人: 陈熙源(CHEN, Xiyuan); 中国江苏省南京市江宁区东南大学路2号, Jiangsu 211189 (CN)。马振(MA, Zhen); 中国江苏省南京市江宁区东南大学路2号, Jiangsu 211189 (CN)。杨萍(YANG, Ping); 中国江苏省南京市江宁区东南大学路2号, Jiangsu 211189 (CN)。柳笛(LIU, Di); 中国江苏省南京市江宁区东南大学路2号, Jiangsu 211189 (CN)。方琳(FANG, Lin); 中国江苏省南京市江宁区东南大学路2号, Jiangsu 211189 (CN)。

(74) 代理人: 南京苏高专利商标事务所(普通合伙) (NANJING SUGAO PATENT AND TRADEMARK FIRM (ORDINARY PARTNERSHIP)); 中国江苏省南京市白下区中山东路198号龙台国际大厦1912室, Jiangsu 210005 (CN)。

(81) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT,

(54) Title: MEASUREMENT METHOD FOR DYNAMIC POSITION OF AEROFOIL BASE LINE BASED ON IFEM AND RZT

(54) 发明名称: 一种基于iFEM方法及RZT理论的机翼基线动态位置测量方法

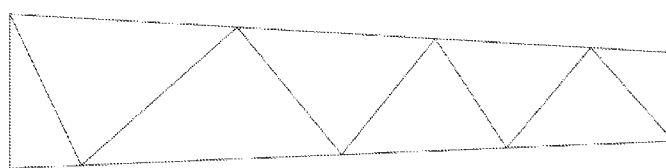


图 2

(57) Abstract: The present invention discloses a measurement method for the dynamic position of aerofoil base line based on iFEM (Inverse Finite Element Method) and RZT (Refined Zigzag Theory). The method comprises four steps: determining the three-dimensional model of the selected aerofoil; designing the FBG (Fiber Bragg Grating) sensor array and the layout design of strain rosette on aerofoil surface; establishing an adverse-finite element simulation model based on RZT theory; reading and converting the measurement data to obtain the dynamic position of aerofoil base line. The present invention realizes a measurement method for the dynamic position of aerofoil base line based on RZT, which has good robustness and adaptability.

(57) 摘要: 本发明公开一种基于 iFEM(Inverse Finite Element Method) 方法及 RZT(Refined Zigzag Theory) 理论的机翼基线动态位置测量方法, 包括四个步骤: 确定所选机翼的机翼三维模型, 然后设计机翼表面 FBG(Fiber Bragg Grating) 传感器阵列和应变花的排布计, 接着建立基于 RZT 理论的逆有限元仿真模型, 最后测量数据的读取与转换, 得出机翼基线的动态位置。本发明实现一种基于 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法, 鲁棒性好, 适应性强。

RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI,
CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:

- 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法

技术领域

本发明涉及机翼基线动态位置测量的方法，具体涉及一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的在机翼基线动态位置测量中的应用。

背景技术

高空长航时飞行的无人机预警越来越受重视，此类飞机普遍采用质量轻展现比大的柔性机翼，具有升阻比大、结构轻、柔性大等特点。在气动载荷荷载下，机翼产生很大的弯曲和扭转变形，严重影响飞机的安全性。然而，机翼同时又是一部长基线天线，机翼的变形将直接影响着阵列天线的性能，为了补偿因变形导致的天线电性能的变化，必须准确获取机翼的变形量。

iFEM 方法在对任何约束边界条件的任何拓扑结构的动态变化测量方面具有明显的优势，在对机翼的形状感知和特殊点位置测量时无需先验知识，此外，iFEM 方法鲁棒性好，适合于实时在线监测。

发明内容

技术问题：本发明的目的是提供一种基于 iFEM (Inverse Finite Element Method) 方法及 RZT (Refined Zigzag Theory) 理论的机翼基线动态位置测量方法，包括五个步骤：确定所选机翼的机翼三维模型，然后设计机翼表面 FBG 传感器阵列和应变花的排布计，接着建立基于 RZT 理论的逆有限元仿真模型，最后测量数据的读取与转换，得出机翼基线的动态位置。

技术方案：本发明的技术方案是将 FBG 传感器、应变花与 iFEM 方法相结合的方式间接的获取机翼基线的动态位置测量。

该测量方法包括以下步骤：

步骤 1、机翼模型的确定：根据所选机翼的空间尺寸数据，生成机翼的三维模型，并导入到有限元分析软件中；

步骤 2、机翼表面 FBG 传感器阵列和应变花布局排布的设计：根据机翼的尺寸，在机翼的不同位置布置应变花以及 FBG 传感器阵列；

步骤 3、基于 RZT 理论的逆有限元仿真模型的建立：网格划分时采用三节点单元；

步骤 4、测量数据的读取与转换：结合计算机的数据同步，在机翼上模拟施加弯曲、扭转和膜变形的均匀分布力，分别读取 FBG 传感器和应变花传感器的数据，通过运算解算出机翼上各点的空间位置坐标；

步骤 5、机翼基线动态位置的获取：通过借助于 FBG 传感器和应变花传感器获取的数据以及有限元分析，最后得出基线的动态测量结果。

其中：

所述的机翼模型通常为大展弦比的机翼，有助于所述的应变花以及 FBG 传感器阵列的布局排布设计。

所述机翼模型分成 3 层，坐标系采用正交坐标系 (x_1, x_2, z) ，其中 (x_1, x_2) 为平面内坐标， z 为机翼厚度方向即挠度方向坐标；使用的三节点单元具有各向异性，每个节点有 9 个自由度；

沿 x_1 、 x_2 方向的膜位移及沿着 z 轴方向横向挠度的推导公式分别为：

$$u(x) = \sum_{i=1}^3 (N_i u_i + L_i \theta_{zi}) \quad (1)$$

$$v(x) = \sum_{i=1}^3 (N_i v_i + M_i \theta_{zi}) \quad (2)$$

$$\omega(x) \equiv \omega = \sum_{i=1}^3 [N_i \omega_i - L_i (\theta_{xi} - \varphi_{xi}) - M_i (\theta_{yi} - \varphi_{yi})] \quad (3)$$

式中， $u(x)$ 、 $v(x)$ 分别表示 x_1 、 x_2 方向的膜位移； $\omega(x)$ 表示 z 轴方向的横向挠度； i 表示第 i 层， $i=1,2,3$ ； u_i 、 v_i 、 w_i 分别表示三节点单元沿着 x_1, x_2, z 轴正方向的自由度； θ_{xi} 、 θ_{yi} 分别表示沿着 x_1 、 x_2 轴经典逆时针旋转的自由度； φ_{xi} 、 φ_{yi} 分别表示沿着 x_1 、 x_2 轴之字形逆时针旋转的自由度； θ_{zi} 表示 z 轴角点旋转的自由度； φ_{zi} 表示 z 轴人工之字形旋转的自由度； N_i 为三角形线性面积参数坐标， L_i 、 M_i 为等插值函数；

z 轴方向的横向挠度 $\omega(x)$ ，以及沿 x_2 轴正方向弯曲幅度 $P_1(x)$ 和 x_1 负方向之字形旋转幅度 $P_2(x)$ 的推导公式可由节点自由度 ω_i 、 $\theta_{\alpha i}$ 、 $\varphi_{\alpha i}$ ($\alpha = x, y$) 分别表示为：

$$\omega(x) = \sum_{i=1}^3 [N_i \omega_i - L_i (\theta_{xi} - \varphi_{xi}) - M_i (\theta_{yi} - \varphi_{yi})] \quad (4)$$

$$P_1(x) = \sum_{i=1}^3 N_i P_{yi} \quad (P = \theta, \varphi) \quad (5)$$

$$P_2(x) = -\sum_{i=1}^3 N_i P_{xi} \quad (P = \theta, \varphi) \quad (6)$$

每个传感器的配置时,采用平滑单元的分析方法,即根据机翼的尺寸将机翼划分成若干个三角形单元。

在机翼上模拟施加弯曲、扭转和膜变形的均匀分布力时,基于 RZT 理论的三节点单元的膜应变测量 $e(u^e)$ 、弯曲曲率 $\kappa(u^e)$ 、之字形扭转应变测量 $\mu(u^e)$ 的推导公式分别为:

$$e(u^e) = [u_{,1} \ v_{,2} \ u_{,2} + v_{,1}]^T = B^e u^e \quad (7)$$

$$\kappa(u^e) = [\theta_{1,1} \ \theta_{2,2} \ \theta_{1,2} + \theta_{2,1}]^T = B^\kappa u^e \quad (8)$$

$$\mu(u^e) = [\phi_1 \phi_{1,1} \ \phi_2 \phi_{2,2} \ \phi_1 \phi_{1,2} + \phi_2 \phi_{2,1}]^T = H_\phi B^\mu u^e \quad (9)$$

其中

$$H_\phi = \begin{bmatrix} \phi_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \phi_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \phi_1 & \phi_2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$u^e = [u_1^e \ u_2^e \ u_3^e]^T \quad (11)$$

$$u_i^e = [u_i \ v_i \ \omega_i \ \theta_{xi} \ \theta_{yi} \ \theta_{zi} \ \varphi_{xi} \ \varphi_{yi} \ \varphi_{zi}]^T \quad (i=1,2,3) \quad (12)$$

$$B_i^e = \begin{bmatrix} N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & 0 & L_{i,1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & M_{i,2} & 0 & 0 & 0 \\ N_{i,2} & N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & M_{i,1} + L_{i,1} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$B_i^\kappa = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -N_{i,1} & N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$B_i^\mu = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{i,1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -N_{i,2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -N_{i,1} & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中， $\mathbf{u}^e$ 表示节点的位移矩阵； ϕ_1 、 ϕ_2 分别表示表示通过将机翼厚度分段后沿着 x_1, x_2 方向的基于 RZT 理论之字形函数； B_i^e 表示膜应变形状导数矩阵； B_i^κ 表示弯曲应变形状导数矩阵； B_i^μ 表示之字形扭转变形形状导数矩阵； $i=1,2,3$ 。

根据步骤 2 所描述的根据机翼的尺寸，在机翼上设计应变花以及 FBG 传感器阵列的布局，应变花以及 FBG 传感器阵列的密度分为非常密集、密集、稀疏、非常稀疏 四类；其中，针对三轴应变测量采用，非常密集、密集、稀疏的方式进行排布；单轴应变测量中，采用非常稀疏的 FBG 传感器进行测量；在单轴测量中，采用的是非常稀疏的布置方式，传感器的标定非常重要。

步骤 4 中 FBG 传感器和应变花传感器的数据，根据获得的数据，利用一阶连续导数 C1 函数推导测量机翼离散的表面应变数据，单个的 RZT 单元利用加权最小二乘函数推导计算，其推导公式为：

$$\begin{aligned} \Phi_e(\mathbf{u}^e) = & w_e \|\mathbf{e}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{E}\|^2 + w_\kappa \|\boldsymbol{\kappa}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{K}\|^2 + w_\mu \|\boldsymbol{\mu}^{(k)}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{M}^j\|^2 \\ & + w_\gamma \|\boldsymbol{\gamma}(\mathbf{u}^e) - \boldsymbol{\Gamma}\|^2 + w_\eta \|\boldsymbol{\eta}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{H}\|^2 \end{aligned} \quad (22)$$

式中： $\Phi_e(\mathbf{u}^e)$ 表示加权最小二乘函数； (k) 表示将三节点单元分成 3 层后的第 k 层； j 表示剖面应变测量中的第 j 层； $\mathbf{E}$ 表示膜应变函数、 $\mathbf{K}$ 表示弯曲应变函数、 $\mathbf{M}^j$ 表示之字形截面应变；

$\|\mathbf{e}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{E}\|^2$ 、 $\|\boldsymbol{\kappa}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{K}\|^2$ 、 $\|\boldsymbol{\mu}^{(k)}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{M}^j\|^2$ 、 $\|\boldsymbol{\gamma}(\mathbf{u}^e) - \boldsymbol{\Gamma}\|^2$ 、 $\|\boldsymbol{\eta}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{H}\|^2$ 分别表示 $\mathbf{e}(\mathbf{u}^e)$ 、 $\boldsymbol{\kappa}(\mathbf{u}^e)$ 、 $\boldsymbol{\mu}(\mathbf{u}^e)$ 、 $\boldsymbol{\gamma}(\mathbf{u}^e)$ 、 $\boldsymbol{\eta}(\mathbf{u}^e)$ 所对应的平方范数 $\boldsymbol{\gamma}(\mathbf{u}^e)$ 、 $\boldsymbol{\eta}(\mathbf{u}^e)$ 分别表示第一层和第二层横向剪切应变测量值； $\boldsymbol{\Gamma}$ 、 $\mathbf{H}$ 分别表示与 $\boldsymbol{\gamma}(\mathbf{u}^e)$ 、 $\boldsymbol{\eta}(\mathbf{u}^e)$ 对应的剪切应变函数； w_α ($\alpha=e, \kappa, \mu, \gamma, \eta$) 分别代表每个单个的应变的加权常数矢量。

有益效果：本发明的机翼基线动态位置测量方法操作简单方便，对工作人员的技能以及环境要求低，可实现待锁定装置的快速准确锁定，且解除锁定方法简单，通用性强。

附图说明

图 1 ；三节点单元模型，

图 2 ；之字形（Z 形）网格划分。

具体实施方式

图 1~2 为本发明优选的实施方式。

本发明的一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法包括以下五个步骤：

步骤 1、机翼模型的确定：根据所选机翼的空间尺寸数据，生成机翼的三维模型，并导入到有限元分析软件中；

步骤 2、机翼表面 FBG 传感器阵列和应变花布局排布的设计：根据机翼的尺寸，在机翼的不同位置布置应变花以及 FBG 传感器阵列；

步骤 3、基于 RZT 理论的逆有限元仿真模型的建立：网格划分时采用三节点单元；

步骤 4、测量数据的读取与转换：结合计算机的数据同步，在机翼上模拟施加弯曲、扭转和膜变形的均匀分布力，分别读取 FBG 传感器和应变花传感器的数据，通过运算解算出机翼上各点的空间位置坐标。

步骤 5、机翼基线动态位置的获取：通过借助于 FBG 传感器和应变花传感器获取的数据以及有限元分析，最后得出基线的动态测量结果。

所述的机翼模型通常为大展弦比的机翼，有助于所述的应变花以及 FBG 传感器阵列的布局排布设计。

所述机翼模型分成 3 层，坐标系采用正交坐标系 (x_1, x_2, z) ，其中 (x_1, x_2) 为平面内坐标， z 为机翼厚度方向（挠度方向）坐标；使用的三节点单元具有各向异性，每个节点有 9 个自由度；

沿 x_1 、 x_2 方向的膜位移及沿着 z 轴方向横向挠度的推导公式分别为：

$$u(x) = \sum_{i=1}^3 (N_i u_i + L_i \theta_{zi}) \quad (1)$$

$$v(x) = \sum_{i=1}^3 (N_i v_i + M_i \theta_{zi}) \quad (2)$$

$$\omega(x) \equiv \omega = \sum_{i=1}^3 [N_i \omega_i - L_i (\theta_{xi} - \varphi_{xi}) - M_i (\theta_{yi} - \varphi_{yi})] \quad (3)$$

式中， $u(x)$ 、 $v(x)$ 分别表示 x_1 、 x_2 方向的膜位移； $\omega(x)$ 表示 z 轴方向的横向挠度； i 表示第 i 层， $i=1,2,3$ ； u_i 、 v_i 、 w_i 分别表示三节点单元沿着 x_1, x_2, z 轴正方向的自由度； θ_{xi} 、 θ_{yi} 分别表示沿着 x_1 、 x_2 轴经典逆时针旋转的自由度； φ_{xi} 、 φ_{yi} 分别表示沿着 x_1 、 x_2 轴之字形逆时针旋转的自由度； θ_{zi} 表示 z 轴角点旋转的自由度； φ_{zi} 表示 z 轴人工之字形旋转的自由度； N_i 为三角形线性面积参数坐标， L_i 、 M_i 为等插值函数。

z 轴方向的横向挠度 $\omega(x)$ ，以及沿 x_2 轴正方向弯曲幅度 $P_1(x)$ 和 x_1 负方向之字形旋转幅度 $P_2(x)$ 的推导公式可由节点自由度 ω_i 、 $\theta_{\alpha i}$ 、 $\varphi_{\alpha i}$ ($\alpha = x, y$) 分别表示为：

$$\omega(x) = \sum_{i=1}^3 [N_i \omega_i - L_i (\theta_{xi} - \varphi_{xi}) - M_i (\theta_{yi} - \varphi_{yi})] \quad (4)$$

$$P_1(x) = \sum_{i=1}^3 N_i P_{yi} \quad (P = \theta, \varphi) \quad (5)$$

$$P_2(x) = -\sum_{i=1}^3 N_i P_{xi} \quad (P = \theta, \varphi) \quad (6)$$

每个传感器的配置时，采用平滑单元的分析方法，即根据机翼的尺寸将机翼划分成若干个三角形单元。

在机翼上模拟施加弯曲、扭转和膜变形的均匀分布力时，基于 RZT 理论的三节点单元的膜应变测量 $e(u^e)$ 、弯曲曲率 $\kappa(u^e)$ 、之字形扭转应变测量 $\mu(u^e)$ 的推导公式分别为：

$$e(u^e) = [u_{,1} \quad v_{,2} \quad u_{,2} + v_{,1}]^T = B^e u^e \quad (7)$$

$$\kappa(u^e) = [\theta_{1,1} \quad \theta_{2,2} \quad \theta_{1,2} + \theta_{2,1}]^T = B^\kappa u^e \quad (8)$$

$$\boldsymbol{\mu}(\boldsymbol{u}^e) = [\phi_1 \phi_{1,1} \quad \phi_2 \phi_{2,2} \quad \phi_1 \phi_{1,2} + \phi_2 \phi_{2,1}]^T = \boldsymbol{H}_\phi \boldsymbol{B}^\mu \boldsymbol{u}^e \quad (9)$$

其中

$$\boldsymbol{H}_\phi = \begin{bmatrix} \phi_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \phi_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \phi_1 & \phi_2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\boldsymbol{u}^e = [\boldsymbol{u}_1^e \quad \boldsymbol{u}_2^e \quad \boldsymbol{u}_3^e]^T \quad (11)$$

$$\boldsymbol{u}_i^e = [u_i \quad v_i \quad \omega_i \quad \theta_{xi} \quad \theta_{yi} \quad \theta_{zi} \quad \varphi_{xi} \quad \varphi_{yi} \quad \varphi_{zi}]^T \quad (i=1,2,3) \quad (12)$$

$$\boldsymbol{B}_i^e = \begin{bmatrix} N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & 0 & L_{i,1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & M_{i,2} & 0 & 0 & 0 \\ N_{i,2} & N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & M_{i,1} + L_{i,1} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\boldsymbol{B}_i^\kappa = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -N_{i,1} & N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\boldsymbol{B}_i^\mu = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{i,1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -N_{i,2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -N_{i,1} & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中， $\boldsymbol{u}^e$ 表示节点的位移矩阵； ϕ_1 、 ϕ_2 分别表示表示通过将机翼厚度分段后沿着 $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2$ 方向的基于 RZT 理论之字形函数； $\boldsymbol{B}_i^e$ 表示膜应变形状导数矩阵； $\boldsymbol{B}_i^\kappa$ 表示弯曲应变形状导数矩阵； $\boldsymbol{B}_i^\mu$ 表示之字形扭转变形形状导数矩阵； $i=1,2,3$ 。

根据步骤 2 所描述的根据机翼的尺寸，在机翼上设计应变花以及 FBG 传感器阵列的布局，应变花以及 FBG 传感器阵列的密度分为非常密集、密集、稀疏、非常稀疏 四类；其中，针对三轴应变测量采用，非常密集、密集、稀疏的方式进行排布；单轴应变测量中，采用非常稀疏的 FBG 传感器进行测量；在单轴测量中，采用的是非常稀疏的布置方式，传感器的标定非常重要。

根据步骤 4 中获得的测量数据，利用 C1 函数（C1 表示一阶连续导数）推导测量机翼离散的表面应变数据，单个的 RZT 单元利用加权最小二乘函数推导计

算，其推导公式为：

$$\begin{aligned} \Phi_e(u^e) = & w_e \|e(u^e) - E\|^2 + w_\kappa \|\kappa(u^e) - K\|^2 + w_\mu \|\mu^{(k)}(u^e) - M^j\|^2 \\ & + w_\gamma \|\gamma(u^e) - \Gamma\|^2 + w_\eta \|\eta(u^e) - H\|^2 \end{aligned} \quad (22)$$

式中： $\Phi_e(u^e)$ 表示加权最小二乘函数； (k) 表示将三节点单元分成 3 层后的第 k 层； j 表示剖面应变测量中的第 j 层； E 表示膜应变函数、 K 表示弯曲应变函数、 M^j 表示之字形截面应变；

$\|e(u^e) - E\|^2$ 、 $\|\kappa(u^e) - K\|^2$ 、 $\|\mu^{(k)}(u^e) - M^j\|^2$ 、 $\|\gamma(u^e) - \Gamma\|^2$ 、 $\|\eta(u^e) - H\|^2$ 分别表示 $e(u^e)$ 、 $\kappa(u^e)$ 、 $\mu(u^e)$ 、 $\gamma(u^e)$ 、 $\eta(u^e)$ 所对应的平方范数 $\gamma(u^e)$ 、 $\eta(u^e)$ 分别表示第一层和第二层横向剪切应变测量值； Γ 、 H 分别表示与 $\gamma(u^e)$ 、 $\eta(u^e)$ 对应的剪切应变函数； w_α ($\alpha = e, \kappa, \mu, \gamma, \eta$) 分别代表每个单个的应变的加权常数矢量。

1.一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法，其特征在于，该测量方法包括以下步骤：

步骤 1、机翼模型的确定：根据所选机翼的空间尺寸数据，生成机翼的三维模型，并导入到有限元分析软件中；

步骤 2、机翼表面 FBG 传感器阵列和应变花布局排布的设计：根据机翼的尺寸，在机翼的不同位置布置应变花以及 FBG 传感器阵列；

步骤 3、基于 RZT 理论的逆有限元仿真模型的建立：网格划分时采用三节点单元；

步骤 4、测量数据的读取与转换：结合计算机的数据同步，在机翼上模拟施加弯曲、扭转和膜变形的均匀分布力，分别读取 FBG 传感器和应变花传感器的数据，通过运算解算出机翼上各点的空间位置坐标；

步骤 5、机翼基线动态位置的获取：通过借助于 FBG 传感器和应变花传感器获取的数据以及有限元分析，最后得出基线的动态测量结果。

2.根据权利要求 1 所述的一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法，其特征在于：所述的机翼模型通常为大展弦比的机翼，有助于所述的应变花以及 FBG 传感器阵列的布局排布设计。

3.根据权利要求 1 所述的一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法，其特征在于：所述机翼模型分成 3 层，坐标系采用正交坐标系 (x_1, x_2, z) ，其中 (x_1, x_2) 为平面内坐标， z 为机翼厚度方向即挠度方向坐标；使用的三节点单元具有各向异性，每个节点有 9 个自由度；

沿 x_1 、 x_2 方向的膜位移及沿着 z 轴方向横向挠度的推导公式分别为：

$$u(x) = \sum_{i=1}^3 (N_i u_i + L_i \theta_{zi}) \quad (1)$$

$$v(x) = \sum_{i=1}^3 (N_i v_i + M_i \theta_{zi}) \quad (2)$$

$$\omega(x) \equiv \omega = \sum_{i=1}^3 [N_i \omega_i - L_i (\theta_{xi} - \varphi_{xi}) - M_i (\theta_{yi} - \varphi_{yi})] \quad (3)$$

式中， $u(x)$ 、 $v(x)$ 分别表示 x_1 、 x_2 方向的膜位移； $\omega(x)$ 表示 z 轴方向的横向挠度； i 表示第 i 层， $i=1,2,3$ ； u_i 、 v_i 、 w_i 分别表示三节点单元沿着 x_1, x_2, z 轴

正方向的自由度； θ_{xi} 、 θ_{yi} 分别表示沿着 x_1 、 x_2 轴经典逆时针旋转的自由度； φ_{xi} 、 φ_{yi} 分别表示沿着 x_1 、 x_2 轴之字形逆时针旋转的自由度； θ_{zi} 表示 z 轴角点旋转的自由度； φ_{zi} 表示 z 轴人工之字形旋转的自由度； N_i 为三角形线性面积参数坐标， L_i 、 M_i 为等插值函数；

z 轴方向的横向挠度 $\omega(x)$ ，以及沿 x_2 轴正方向弯曲幅度 $P_1(x)$ 和 x_1 负方向之字形旋转幅度 $P_2(x)$ 的推导公式可由节点自由度 ω_i 、 $\theta_{\alpha i}$ 、 $\varphi_{\alpha i}$ ($\alpha = x, y$) 分别表示为：

$$\omega(x) = \sum_{i=1}^3 [N_i \omega_i - L_i (\theta_{xi} - \varphi_{xi}) - M_i (\theta_{yi} - \varphi_{yi})] \quad (4)$$

$$P_1(x) = \sum_{i=1}^3 N_i P_{yi} \quad (P = \theta, \varphi) \quad (5)$$

$$P_2(x) = -\sum_{i=1}^3 N_i P_{xi} \quad (P = \theta, \varphi) \quad (6)$$

每个传感器的配置时，采用平滑单元的分析方法，即根据机翼的尺寸将机翼划分成若干个三角形单元。

4. 根据权利要求 1 所述的一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法，其特征在于：在机翼上模拟施加弯曲、扭转和膜变形的均匀分布力时，基于 RZT 理论的三节点单元的膜应变测量 $e(u^e)$ 、弯曲曲率 $\kappa(u^e)$ 、之字形扭转应变测量 $\mu(u^e)$ 的推导公式分别为：

$$e(u^e) = [u_{1,1} \ v_{1,2} \ u_{2,2} + v_{2,1}]^T = B^e u^e \quad (7)$$

$$\kappa(u^e) = [\theta_{1,1} \ \theta_{2,2} \ \theta_{1,2} + \theta_{2,1}]^T = B^\kappa u^e \quad (8)$$

$$\mu(u^e) = [\phi_1 \varphi_{1,1} \ \phi_2 \varphi_{2,2} \ \phi_1 \varphi_{1,2} + \phi_2 \varphi_{2,1}]^T = H_\phi B^\mu u^e \quad (9)$$

其中

$$H_\phi = \begin{bmatrix} \phi_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \phi_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \phi_1 & \phi_2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$u^e = [u_1^e \ u_2^e \ u_3^e]^T \quad (11)$$

$$\mathbf{u}_i^e = [u_i \ v_i \ \omega_i \ \theta_{xi} \ \theta_{yi} \ \theta_{zi} \ \varphi_{xi} \ \varphi_{yi} \ \varphi_{zi}]^T \quad (i=1,2,3) \quad (12)$$

$$\mathbf{B}_i^e = \begin{bmatrix} N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & 0 & L_{i,1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & M_{i,2} & 0 & 0 & 0 \\ N_{i,2} & N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & M_{i,1} + L_{i,1} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{B}_i^k = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & N_{i,1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -N_{i,1} & N_{i,2} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{B}_i^\mu = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{i,1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -N_{i,2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -N_{i,1} & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中， $\mathbf{u}^e$ 表示节点的位移矩阵； ϕ_1 、 ϕ_2 分别表示表示通过将机翼厚度分段后沿着 x_1, x_2 方向的基于 RZT 理论之字形函数； $\mathbf{B}_i^e$ 表示膜应变形状导数矩阵； $\mathbf{B}_i^k$ 表示弯曲变形形状导数矩阵； $\mathbf{B}_i^\mu$ 表示之字形扭转变形形状导数矩阵； $i=1,2,3$ 。

5. 根据权利要求 1 所述的一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法，其特征在于：根据步骤 2 所描述的根据机翼的尺寸，在机翼上设计应变花以及 FBG 传感器阵列的布局，应变花以及 FBG 传感器阵列的密度分为非常密集、密集、稀疏、非常稀疏 四类；其中，针对三轴应变测量采用，非常密集、密集、稀疏的方式进行排布；单轴应变测量中，采用非常稀疏的 FBG 传感器进行测量；在单轴测量中，采用的是非常稀疏的布置方式，传感器的标定非常重要。

6. 根据权利要求 1 所述的一种基于 iFEM 方法及 RZT 理论的机翼基线动态位置测量方法，其特征在于：步骤 4 中 FBG 传感器和应变花传感器的数据，根据获得的数据，利用一阶连续导数 C1 函数推导测量机翼离散的表面应变数据，单个的 RZT 单元利用加权最小二乘函数推导计算，其推导公式为：

$$\begin{aligned} \Phi_e(\mathbf{u}^e) = & w_e \|\mathbf{e}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{E}\|^2 + w_k \|\boldsymbol{\kappa}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{K}\|^2 + w_\mu \|\boldsymbol{\mu}^{(k)}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{M}^j\|^2 \\ & + w_\gamma \|\boldsymbol{\gamma}(\mathbf{u}^e) - \boldsymbol{\Gamma}\|^2 + w_\eta \|\boldsymbol{\eta}(\mathbf{u}^e) - \mathbf{H}\|^2 \end{aligned} \quad (22)$$

式中： $\Phi_e(\mathbf{u}^e)$ 表示加权最小二乘函数； (k) 表示将三节点单元分成3层后的第k层； j 表示剖面应变测量中的第j层； E 表示膜应变函数、 K 表示弯曲应变函数、 M^j 表示之字形截面应变；

$\|e(\mathbf{u}^e) - E\|^2$ 、 $\|\kappa(\mathbf{u}^e) - K\|^2$ 、 $\|\mu^{(k)}(\mathbf{u}^e) - M^j\|^2$ 、 $\|\gamma(\mathbf{u}^e) - \Gamma\|^2$ 、 $\|\eta(\mathbf{u}^e) - H\|^2$ 分别表示 $e(\mathbf{u}^e)$ 、 $\kappa(\mathbf{u}^e)$ 、 $\mu(\mathbf{u}^e)$ 、 $\gamma(\mathbf{u}^e)$ 、 $\eta(\mathbf{u}^e)$ 所对应的平方范数 $\gamma(\mathbf{u}^e)$ 、 $\eta(\mathbf{u}^e)$ 分别表示第一层和第二层横向剪切应变测量值； Γ 、 H 分别表示与 $\gamma(\mathbf{u}^e)$ 、 $\eta(\mathbf{u}^e)$ 对应的剪切应变函数； w_α ($\alpha = e, \kappa, \mu, \gamma, \eta$)分别代表每个单个的应变的加权常数矢量。

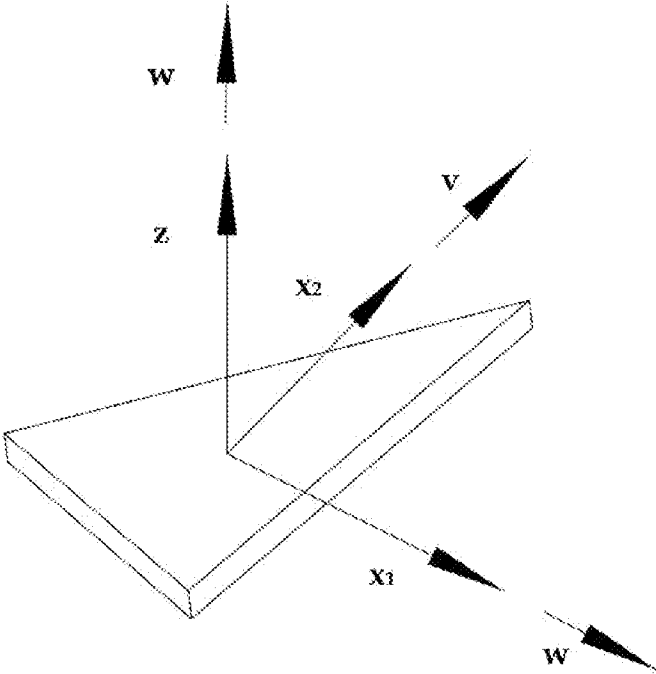


图 1

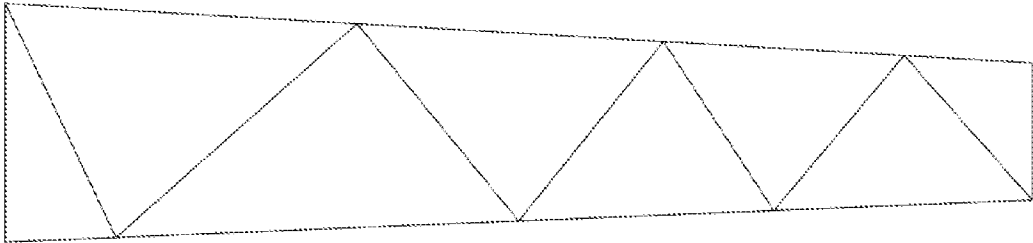


图 2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2020/076420

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G06F 30/00(2020.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G06F30/-

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNABS; CNTXT; CNKI; TWABS; DWPI; VEN; USTXT; WOTXT; EPTXT; 机翼, 基线, 模型, 光纤布拉格光栅, 应变花, 传感器, 逆有限元方法, 精化锯齿理论, wing, baseline, model, FBG, Fiber Bragg Grating, strain rosette, sensor, iFEM, Inverse Finite Element Method, RZT, Refined Zigzag Theory

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 109948245 A (SOUTHEAST UNIVERSITY) 28 June 2019 (2019-06-28) entire document	1-6
X	KEFAL, A. et al. "Modeling of Sensor Placement Strategy for Shape Sensing and Structural Health Monitoring of a Wing-Shaped Sandwich Panel Using Inverse Finite Element Method" <i>Sensors</i> , Vol. 17, No. 12, 31 December 2017 (2017-12-31), ISSN: 1424-8220, pii: E2775 (abstract, first chapter, last paragraph, chapter 2, sections 2.1 and 2.3, chapters 3 and 4, and appendix A)	1-6
A	CN 102944183 A (CHINA ACADEMY OF AEROSPACE AERODYNAMICS) 27 February 2013 (2013-02-27) entire document	1-6
A	CN 103852760 A (INSTITUTE OF ELECTRONICS, CHINESE ACADEMY OF SCIENCES) 11 June 2014 (2014-06-11) entire document	1-6
A	CN 108801166 A (BEIHANG UNIVERSITY) 13 November 2018 (2018-11-13) entire document	1-6



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
 "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
 "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
 "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
 "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
 "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
 "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
 "&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

30 April 2020

Date of mailing of the international search report

21 May 2020

Name and mailing address of the ISA/CN

China National Intellectual Property Administration (ISA/
CN)
No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing
100088
China

Facsimile No. (86-10)62019451

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2020/076420**C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 109323659 A (BEIJING PHASE LOCK PHOTOELECTRIC TECHNOLOGY CO., LTD.) 12 February 2019 (2019-02-12) entire document	1-6
A	US 2015158578 A1 (TAMARACK AEROSPACE GROUP INC.) 11 June 2015 (2015-06-11) entire document	1-6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2020/076420

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	109948245	A	28 June 2019	None			
CN	102944183	A	27 February 2013	CN	102944183	B	21 October 2015
CN	103852760	A	11 June 2014	CN	103852760	B	03 February 2016
CN	108801166	A	13 November 2018	None			
CN	109323659	A	12 February 2019	None			
US	2015158578	A1	11 June 2015	JP	2016539050	A	15 December 2016
				WO	2015085226	A1	11 June 2015
				EP	3077281	A4	26 July 2017
				US	10287002	B2	14 May 2019
				EP	3077281	A1	12 October 2016
				HK	1230147	A0	01 December 2017

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2020/076420

A. 主题的分类 G06F 30/00 (2020.01) i 按照国际专利分类 (IPC) 或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类																							
B. 检索领域 检索的最低限度文献 (标明分类系统和分类号) G06F30/- 包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献 在国际检索时查阅的电子数据库 (数据库的名称, 和使用的检索词 (如使用)) CNABS; CNTXT; CNKI; TWABS; DWPI; VEN; USTXT; WOTXT; EPTXT: 机翼, 基线, 模型, 光纤布拉格光栅, 应变花, 传感器, 逆有限元方法, 精化锯齿理论, wing, baseline, model, FBG, Fiber Bragg Grating, strain rosette, sensor, iFEM, Inverse Finite Element Method, RZT, Refined Zigzag Theory																							
C. 相关文件 <table border="1"> <thead> <tr> <th>类 型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>PX</td> <td>CN 109948245 A (东南大学) 2019年 6月 28日 (2019 - 06 - 28) 全文</td> <td>1-6</td> </tr> <tr> <td>X</td> <td>KEFAL, Adnan等. "Modeling of Sensor Placement Strategy for Shape Sensing and Structural Health Monitoring of a Wing-Shaped Sandwich Panel Using Inverse Finite Element Method" Sensors, 第17卷, 第12期, 2017年 12月 31日 (2017 - 12 - 31), ISSN: 1424-8220, pii: E2775 (摘要、第1章最后一段、第2章第2.1和2.3节、第3-4章、附录A)</td> <td>1-6</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 102944183 A (中国航天空气动力技术研究院) 2013年 2月 27日 (2013 - 02 - 27) 全文</td> <td>1-6</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 103852760 A (中国科学院电子学研究所) 2014年 6月 11日 (2014 - 06 - 11) 全文</td> <td>1-6</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 108801166 A (北京航空航天大学) 2018年 11月 13日 (2018 - 11 - 13) 全文</td> <td>1-6</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 109323659 A (北京菲斯罗克光电技术有限公司) 2019年 2月 12日 (2019 - 02 - 12) 全文</td> <td>1-6</td> </tr> </tbody> </table>			类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	PX	CN 109948245 A (东南大学) 2019年 6月 28日 (2019 - 06 - 28) 全文	1-6	X	KEFAL, Adnan等. "Modeling of Sensor Placement Strategy for Shape Sensing and Structural Health Monitoring of a Wing-Shaped Sandwich Panel Using Inverse Finite Element Method" Sensors, 第17卷, 第12期, 2017年 12月 31日 (2017 - 12 - 31), ISSN: 1424-8220, pii: E2775 (摘要、第1章最后一段、第2章第2.1和2.3节、第3-4章、附录A)	1-6	A	CN 102944183 A (中国航天空气动力技术研究院) 2013年 2月 27日 (2013 - 02 - 27) 全文	1-6	A	CN 103852760 A (中国科学院电子学研究所) 2014年 6月 11日 (2014 - 06 - 11) 全文	1-6	A	CN 108801166 A (北京航空航天大学) 2018年 11月 13日 (2018 - 11 - 13) 全文	1-6	A	CN 109323659 A (北京菲斯罗克光电技术有限公司) 2019年 2月 12日 (2019 - 02 - 12) 全文	1-6
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																					
PX	CN 109948245 A (东南大学) 2019年 6月 28日 (2019 - 06 - 28) 全文	1-6																					
X	KEFAL, Adnan等. "Modeling of Sensor Placement Strategy for Shape Sensing and Structural Health Monitoring of a Wing-Shaped Sandwich Panel Using Inverse Finite Element Method" Sensors, 第17卷, 第12期, 2017年 12月 31日 (2017 - 12 - 31), ISSN: 1424-8220, pii: E2775 (摘要、第1章最后一段、第2章第2.1和2.3节、第3-4章、附录A)	1-6																					
A	CN 102944183 A (中国航天空气动力技术研究院) 2013年 2月 27日 (2013 - 02 - 27) 全文	1-6																					
A	CN 103852760 A (中国科学院电子学研究所) 2014年 6月 11日 (2014 - 06 - 11) 全文	1-6																					
A	CN 108801166 A (北京航空航天大学) 2018年 11月 13日 (2018 - 11 - 13) 全文	1-6																					
A	CN 109323659 A (北京菲斯罗克光电技术有限公司) 2019年 2月 12日 (2019 - 02 - 12) 全文	1-6																					
☒ 其余文件在C栏的续页中列出。 ☒ 见同族专利附件。																							
<table border="0"> <tr> <td> * 引用文件的具体类型: "A" 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 "E" 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 "L" 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) "O" 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 "P" 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件 </td> <td> "T" 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 "X" 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 "Y" 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 "&" 同族专利的文件 </td> </tr> </table>			* 引用文件的具体类型: "A" 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 "E" 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 "L" 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) "O" 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 "P" 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件	"T" 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 "X" 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 "Y" 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 "&" 同族专利的文件																			
* 引用文件的具体类型: "A" 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 "E" 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 "L" 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) "O" 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 "P" 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件	"T" 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 "X" 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 "Y" 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 "&" 同族专利的文件																						
国际检索实际完成的日期		国际检索报告邮寄日期																					
2020年 4月 30日		2020年 5月 21日																					
ISA/CN的名称和邮寄地址		授权官员																					
中国国家知识产权局 (ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10)62019451		李妍 电话号码 86-(20)-28958357																					

C. 相关文件		
类 型*	引用文件，必要时，指明相关段落	相关的权利要求
A	US 2015158578 A1 (TAMARACK AEROSPACE GROUP INC) 2015年 6月 11日 (2015 - 06 - 11) 全文	1-6

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2020/076420

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN	109948245	A	2019年 6月 28日	无	
CN	102944183	A	2013年 2月 27日	CN	102944183 B 2015年 10月 21日
CN	103852760	A	2014年 6月 11日	CN	103852760 B 2016年 2月 3日
CN	108801166	A	2018年 11月 13日	无	
CN	109323659	A	2019年 2月 12日	无	
US	2015158578	A1	2015年 6月 11日	JP	2016539050 A 2016年 12月 15日
				WO	2015085226 A1 2015年 6月 11日
				EP	3077281 A4 2017年 7月 26日
				US	10287002 B2 2019年 5月 14日
				EP	3077281 A1 2016年 10月 12日
				HK	1230147 A0 2017年 12月 1日