DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.03.002

考虑结构柔性的大型仿生扑翼机动力学建模与飞行性能分析

徐 晖1,潘尔振1,徐文福1.2,黄海林1

(1.哈尔滨工业大学(深圳)机电工程与自动化学院,深圳 518055; 2.广东省智变机构与适应性机器人重点实验 室,深圳 518055)

摘要:大型仿生扑翼机(Large bionic ornithopters, LBOs)翅膀在扑动过程中会产生明显的柔性变形,气动特性复杂,其变形情况除受翅膀扑动影响外也与机体运动相关。本文通过耦合有限元方法和有限状态气动方法建立 LBOs的翅膀三维气动弹性模型,并将该模型与通过凯恩方程法建立的多体动力学模型结合,搭建了LBOs的飞 行动力学模型。该模型考虑了LBOs扑动过程中翅膀的柔性变形与机体运动的影响,能够计算LBOs前飞时的 位置和姿态变化情况。通过该模型计算了LBOs前飞时的飞行状态,并与实际飞行实验数据做对比,结果表明该 模型可以较好地模拟LBOs的飞行状态,验证了该模型的准确性。

关键词:扑翼;多体动力学;气动弹性力学;仿生扑翼机

中图分类号:TP242 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2025)03-0412-07

Dynamic Modeling and Flight Performance Analysis for Large Bionic Ornithopters Considering Structural Flexibility

XU Hui¹, PAN Erzhen¹, XU Wenfu^{1,2}, HUANG Hailin¹

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Harbin Institute of Technology (Shenzhen), Shenzhen 518055, China; 2. Guangdong Key Laboratory of Intelligent Morphing Mechanisms and Adaptive Robotics, Shenzhen 518055, China)

Abstract: The flapping wing of large bionic ornithopters (LBOs) has obvious flexible deformation during the flapping motion, which is difficult for aerodynamic analysis. The deformation is not only affected by the flapping motion, but also related to the body motion of LBOs. This paper establishes a three-dimensional aeroelastic model of the wings of LBOs by coupling the finite element method and the finite state aerodynamic method, and combines the multi-body dynamics model established by the Kane equation method to build the flight dynamics model of LBOs. This model considers the influence of the flexible wing deformation and the body motion during the flapping process of LBOs, and can calculate the position and attitude of LBOs during forward flight. The flight states of LBOs during forward flight are computed by this model and compared with actual flight experiment data. The results show that the model can simulate the flight state of LBOs well, verifying the model's accuracy.

Key words: flapping-wing; multi-body dynamics; aeroelasticity; bionic ornithopters

自然界中的鸟类和昆虫具有卓越的飞行能力, 人类为探索其飞行机理开展了多角度研究,并仿照 其扑翼飞行方式研制了各种仿生扑翼机。目前仿 生扑翼飞行机器人的研究多集中于小翼展扑翼如 蜂鸟、蝙蝠和鸽子等^[14],但是小型扑翼样机续航时 间短、抗风能力差且负载能力弱,可搭载的任务载

基金项目:国家自然科学基金(62233001);深圳市优秀科技创新人才培育项目(RCJC20200714114436040);深圳市基础 研究重点项目(JCYJ20241202123724032)。

收稿日期:2025-04-01;修订日期:2025-05-01

通信作者:徐文福,男,教授,博士生导师,E-mail:wfxu@hit.edu.cn。

引用格式:徐晖,潘尔振,徐文福,等.考虑结构柔性的大型仿生扑翼机动力学建模与飞行性能分析[J].南京航空航天大 学学报(自然科学版),2025,57(3):412-418. XU Hui, PAN Erzhen, XU Wenfu. Dynamic modeling and flight performance analysis for large bionic ornithopters considering structural flexibility[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition),2025, 57(3):412-418.

荷和飞行范围有限,不适合执行户外任务。为了获得能够执行长航时、大负载任务的仿生扑翼机,模仿大翼展鸟类如金雕、信天翁的大型仿真扑翼机(Large bionic ornithopters, LBOs)研究也在如火如 萘的展开。

翅膀是LBOs主要的动力来源,飞行所需的推 力和升力皆通过翅膀扑动生成。由于翅膀往往使 用碳纤维等轻量化的弹性材料制作,在扑动过程中 受气动载荷作用会产生弹性变形,而结构变形则会 改变流场情况,影响气动载荷,二者相互耦合。且 由于翅膀自身具有一定质量,在扑动过程中会产生 周期性的惯性载荷变化,也会对LBOs的飞行性能 产生不可忽略的影响。因此,如何建立高精度大型 柔性扑翼的气动弹性计算模型,成了设计高性能 LBOs的关键性难题。此外,LBOs的位置与姿态 变化也会影响翅膀的受力情况。因此,要准确计算 LBOs的飞行状态,需要考虑气动载荷、结构变形 和机体运动之间的相互影响,构建气动/结构/多体 耦合动力学模型。

关于柔性翅膀的流固耦合计算方法,文献[5] 做了全面的总结,当前基本采用分区迭代的方法, 通过计算流体力学方法(Computational fluid dynamics, CFD)求解气动力,计算结构力学方法 (Computational structural dynamics, CSD)求解结 构变形,再通过数据交换进行迭代求解,根据数据 交换方式的不同可分为界面追踪法和界面捕获 法^[6]。这些方法计算精度高,并且能够得到流场细 节,但其计算成本高、耗时长,且难以耦合机体运 动,不适用于LBOs的快速迭代和控制律设计。文 献[7]对扑翼飞行动力学研究现状做了系统的阐述,对于仿昆虫之类的小型扑翼机,其翅膀柔性变 形小,扑动频率高、质量占比低^[8],可以将模型简化 为单刚体模型。但对于LBOs,上述条件都不满 足,翅膀的柔性变形和惯性载荷影响不可忽略。

为解决上述问题,本文通过耦合有限元方法和 有限状态气动模型建立LBOs柔性翅膀三维气动 弹性模型。该模型考虑了大翼展扑翼扑动过程中 气动载荷、惯性载荷与翅膀结构弹性之间的相互作 用,能够快速计算不同飞行条件下LBOs的气动载 荷和惯性载荷,并与通过凯恩方程法搭建的四刚体 动力学模型^[9]耦合计算,实现了针对LBOs的纵向 飞行动力学仿真。仿真结果与实际飞行实验数据 的对比验证了该模型的精度。

1 HIT-Hawk介绍

自然界中的鸟类具有复杂的翅膀结构,使它们

能够在起飞、狩猎和躲避捕食者时进行复杂的机动。然而,由于材料和结构的限制,目前的扑翼机翅膀远没有鸟类翅膀灵活。目前,飞行效率高的扑翼机仍然使用只能做扑动运动的单自由度翅膀,如西北工业大学的Dovelike^[10],以185 min的超长航时创造了扑翼机单次充电飞行最长时间的吉尼斯世界纪录。本文以团队自主研发的LBO样机HIT-Hawk为建模对象,其翅膀也采用单自由度设计,主要性能参数如表1所示。

表 1 HIT-Hawk主要性能参数 Table 1 Main specification of HIT-Hawk

····· · · · · · · · · · · · · · · · ·		
性能参数	数值	
总质量/kg	1.20	
最大负载/kg	0.55	
翼展/m	2.2	
平均弦长/m	0.34	
扑动频率/Hz	1~3	
巡航速度/(m•s ⁻¹)	5	
最长续航/min	180	

HIT-Hawk 在整机设计中采用了模块化设计 方法,如图1所示。整机分为4个部分:机身模块、 传动模块、尾翼模块和机翼模块。机身由碳纤维板 切割而成,用来连接各个模块。传动模块通过两级 齿轮减速器将无刷直流电机的转动转化为翅膀往 复扑动。翅膀通过摆杆铰接在机身上。尾翼模块 同样铰接于机架上,通过两个舵机分别控制尾翼翼 面的俯仰和滚转,实现样机的姿态控制。



翅膀由碳纤维复合材料杆和轻质蒙皮材料组成,蒙皮通过胶水粘贴在骨架上。空载样机质量为1.2 kg,而翅膀质量为0.3 kg,占样机总重的25%。 Orlowski等^[11]指出忽略扑动翼的惯性载荷可能在动力学和控制问题中导致不一样甚至完全错误的结果。这对于翅膀质量占比大的LBOs尤为明显,因此在载荷计算中翅膀惯性的影响不可忽略。由传动模块^[12]的空间曲柄连杆机构模型可推导出翅膀的扑动方程,经三阶傅里叶拟合后为

$$B = a_0 + \sum_{i=1}^{3} (a_i \cos(it) + b_i \sin(it)) \quad (1)$$

式中: β 为扑动角; $a_0 = 0.2362; a_1 = -0.3818;$ $b_1 = 0.00686; a_2 = 0.03003; b_2 = -0.001706;$ $a_3 = -0.003558; b_3 = 0.0002689_{\circ}$

样机安装有惯性传感器 MPU6050、GPS 和气 压计等,采用显式互补滤波算法融合加速度计、磁 力计和陀螺仪数据求解样机的三轴姿态,采用卡尔 曼滤波算法融合惯性导航、GPS 导航和气压计数 据求解样机的三轴位置与速度,数据更新频率为 100 Hz^[13]。

2 气动弹性模型

LBOs翅膀的柔性变形和气动载荷之间存在 很强的耦合关系。在翅膀的气动计算中,需要考虑 结构的变形情况,相应地,结构变形计算时也需要 考虑气动载荷的影响。为此,本文通过耦合有限状 态气动方法和等效翅膀结构有限元方法搭建了 LBOs翅膀的气动弹性模型,使用径向基函数(Radial basis function, RBF)进行气动节点和结构节 点之间的数据交换,通过纽马克方法迭代求解动力 学方程,完成LBOs翅膀的气动载荷和结构变形 计算。

2.1 空气动力学模型

本节通过 Peters 等^[14]推导的二维有限状态气 动载荷理论搭建了 LBOs 的气动载荷计算模型。 该理论基于不可压缩势流的假设,可以与任意非定 常尾流模型耦合,适用于如扑翼扑动或螺旋桨转动 等同时具有较大的刚体运动和相对较小的变形运 动的气动载荷计算。相比较 CFD 方法,该方法不 需要占用大量计算资源,可通过机载 CPU 完成计 算,并且可以利用格劳特展开写成矩阵的形式与结 构动力学方程和多体动力学方程联立求解,适用于 LBOs 的动力学模型搭建和控制律设计。

如图 2 所示,以右翅膀为例,该模型首先根据 叶素理论将长度为L的三维翅膀沿展向均分为若 干条切片,当切片宽度 l足够小时可以用切片中间 位置的翼型近似整个切片。在每个切片的中间位 置建立如图 3 所示^[15]的二维翼型坐标系,翼型坐标 系的 x轴平行于翼型弦向,从翼型前缘指向后缘, 原点位于翼型的中间位置。对于薄翼型机翼,可以 用翼型中弧线近似整个切片,这样每个切片所受气 动载荷便可通过 Peters 气动载荷理论计算。已知 翅膀的扑动角 β 、迎角 α 和飞行速度 U_{∞} ,根据几何 关系可得距翼根 d长度处的翼型坐标系整体 转动的速度梯度),这些速度分量代表翼型所做的 刚体运动。除此之外,还需求解代表变形运动的中 弧线变形函数 h(x,t)。该函数对 x 和时间 t 是连续的,可通过高斯-切比雪夫积分公式将其离散成若 干个高斯点,这样便将单个翼型的变形函数求解转 化为对各个高斯点的变形求解。这里将所有翼型 的高斯点集合命名为气动节点,整个翅膀的气动载 荷计算问题便离散为气动节点的气动载荷计算,对 所有气动节点求和便可得到整个翅膀的气动载 荷^[15]。该方法在扑翼机气动分析方面的可靠性已 得到了验证^[16]。









Fig.3 Two-dimensional airfoil coordinate system^[15]

2.2 结构动力学模型

为求解气动节点的变形情况,需要建立翅膀的 结构动力学模型。有限元法是计算结构变形最常 用的方法之一,广泛应用于各种扑翼机^[17-18]的柔性 变形计算。本文采用有限元法对扑翼结构方程进 行建模,并在有限元软件Abaqus中通过梁单元建 立翅膀骨架模型。所使用的环氧碳纤维材料是各 向异性的,材料参数可以在文献[19]中得到。将机 翼离散成若干单元,可导出机翼骨架的整体质量矩 阵和整体刚度矩阵。LBOs 机翼各结构节点的运 动方程可简化为^[16]

$$\boldsymbol{M} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{\ddot{h}}_{s} = \boldsymbol{C} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{\dot{q}}_{s} + \boldsymbol{K} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{q}_{s} + \boldsymbol{F}_{aero}$$
(2)

式中:h_s为结构节点位移函数;q_s为结构节点结构 变形;M为翅膀整体质量矩阵;K为整体刚度矩阵; C为整体阻尼矩阵;F_{aero}为结构节点所受的气 动力。

整体阻尼矩阵可采用瑞利阻尼法确定,该方法 简单、方便,在结构动力分析中应用广泛。瑞利阻 尼假设假设结构的阻尼矩阵是质量矩阵和刚度矩 阵的组合,即有 C = aM + bK (3) 式中 $a \pi b$ 是比例系数,可由结构固有频率和阻尼 比确定。结构固有频率可通过 Abaqus 结构模型获 取,阻尼比则可通过碳纤维增强环氧树脂的损耗因 子确定,对于 HIT-Hawk, $a \pi b$ 分别为 0.037 和 0.000 5。

令结构节点的刚性位移为 ζ(由扑动方程确 定),可以得到

$$h_{s} = \zeta - q_{s}$$
(4)
将式(4)代人式(2),可得

 $\boldsymbol{M} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{\ddot{q}}_{s} + \boldsymbol{K} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{q}_{s} + \boldsymbol{C} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{\dot{q}}_{s} = \boldsymbol{M} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{\ddot{\zeta}} - \boldsymbol{F}_{aero} \quad (5)$

式(5)可通过纽马克方法迭代求解,输入初始 结构变形量,与上节的空气动力学模型联合计算即 可得到整个扑动周期的气动载荷和结构变形,气动 节点和结构节点间的数据交换通过RBF实现。

3 多体动力学模型

针对扑翼机的多体动力学建模与分析,其建模 主要有两类方法:一类是较为常用的采用了单刚体 假设的牛顿-欧拉法;另一类建模方法是将扑翼机视 为一个相对的动约束下的多刚体模型^[20]。而多刚 体模型更加贴合实际情况,建模也更加复杂。对于 一个多刚体系统,常用动力学建模方法有自然坐标 方法、欧拉角方法、欧拉四元数方法、李群李代数方 法等^[21]。本节采用凯恩方程法^[9]完成HIT-Hawk的 四刚体动力学建模,并完成HIT-Hawk的纵向飞行 动力学仿真。

3.1 多体动力学模型

HIT-Hawk主要由4部分组成,分别为机身、 左翼、右翼和尾翼,其中机身作为载体主要承担着 连接各个部件和装载传感器的功能,左翼、右翼和 尾翼可看作通过铰接连接在机身上,左翼和右翼只 有绕机身扑动的自由度,尾翼有2个自由度,可以 绕t₁轴和t₂轴转动,用来控制机身姿态。由于左翼 和右翼是同步对称扑动,这里只对右翼建模。机 身、右翼和尾翼坐标系如图4所示,其中{n}系为大 地坐标系。





Fig.4 Relative positions of each coordinate system in HIT-Hawk

设机身质心在{**b**}系的3轴速度为

$$\dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}} = U\boldsymbol{b}_{1} + V\boldsymbol{b}_{2} + W\boldsymbol{b}_{3} \tag{6}$$

式中:U、V、W为机身质心的3轴线速度; b_1 、 b_2 和 b_3 为机身坐标系{b}的单位方向矢量。

3 轴转动角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}} = P\boldsymbol{b}_{1} + Q\boldsymbol{b}_{2} + R\boldsymbol{b}_{3} \tag{7}$$

式中P、Q和R为机身质心的3轴角速度。

根据矢量求导法则可得机身质心的加速度和 角加速度表达式,有

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}} = \frac{\partial \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}} \times \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}}$$
(8)

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{B}} = \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}}}{\partial t} = \dot{P}\boldsymbol{b}_{1} + \dot{Q}\boldsymbol{b}_{2} + \dot{R}\boldsymbol{b}_{3} \qquad (9)$$

右翼与机身铰接于*H*_R点,右翼质心位置在{**b**} 系中可表示为

 $r_{\rm R} = r_{\rm BH_{R}} + r_{\rm H_{R}R} = r_{\rm BH_{R}} + {}^{\rm B}R_{R} \cdot {}^{\rm R}r_{\rm H_{R}R}$ (10) 式中: $r_{\rm BH_{R}}$ 为在{b}系中从质心 O_{b} 到铰接点 $H_{\rm R}$ 的矢 量; $r_{\rm H_{R}R}$ 为在{b}系中从铰接点 $H_{\rm R}$ 到右翼质心的矢 量; ${}^{\rm B}R_{\rm R}$ 为右翼到机身的姿态变换矩阵。右翼转动 角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}} = \beta \boldsymbol{b}_{\mathrm{1}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}} \tag{11}$$

质心运动速度为

$$\dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{R}} = \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}H_{\mathrm{R}}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{H_{R}R}}$$
 (12)

尾翼质心速度和角速度定义同右翼,由于尾翼 在LBOs上起姿态调节的作用,不会如翅膀往复扑 动,这里不考虑尾翼相对机身的惯性力变化,即视 尾翼质心相对机身固连,尾翼所产生的气动力及力 矩通过第2.1节的空气动力学模型计算。

除了对上述各部分的运动关系分析,还需要添加作用于HIT-Hawk的主动力定义,这里的主动力 主要指各部分的重力及翅膀及尾翼的气动力。

从 $\{b\}$ 系到 $\{n\}$ 系的旋转变换可通过绕动坐标 轴的xvz欧拉角表示,有

$${}^{\mathrm{B}}\boldsymbol{R}_{N} = \begin{pmatrix} c_{\theta}c_{\psi} & -c_{\theta}s_{\psi} & s_{\theta} \\ s_{\varphi}s_{\theta}c_{\psi} + c_{\varphi}s_{\psi} & -s_{\varphi}s_{\theta}s_{\psi} + c_{\varphi}c_{\psi} & -s_{\varphi}c_{\theta} \\ -c_{\varphi}s_{\theta}c_{\psi} + s_{\varphi}s_{\psi} & c_{\varphi}s_{\theta}s_{\psi} + s_{\varphi}c_{\psi} & c_{\varphi}c_{\theta} \end{pmatrix}$$

$$(13)$$

式中:s和c分别为三角函数 sin 和 cos 的缩写; $\varphi_{\lambda}\theta$ 和 ψ 分别为绕动轴 $x_{\lambda}y_{\lambda}z$ 旋转的角度。重力加速 度可表示为(在{b}系内)

$$g = {}^{\scriptscriptstyle \mathrm{B}} R_{\scriptscriptstyle N} {}^{\scriptscriptstyle N} g \tag{14}$$

气动力可通过第2节中的气动弹性模型求解, 其中尾翼翼面不涉及大变形,气动分析中可忽略结 构变形。

作用在左翼、右翼和尾翼质心的气动力和力矩 可表示为

$$\begin{cases} F_{L} = F_{Lx}\boldsymbol{b}_{1} + F_{Ly}\boldsymbol{b}_{2} + F_{Lz}\boldsymbol{b}_{3} \\ M_{L} = M_{Lx}\boldsymbol{b}_{1} + M_{Ly}\boldsymbol{b}_{2} + M_{Lz}\boldsymbol{b}_{3} \end{cases}$$

$$\begin{cases} F_{R} = F_{Rx}\boldsymbol{b}_{1} + F_{Ry}\boldsymbol{b}_{2} + F_{Rz}\boldsymbol{b}_{3} \\ M_{R} = M_{Rx}\boldsymbol{b}_{1} + M_{Ry}\boldsymbol{b}_{2} + M_{Rz}\boldsymbol{b}_{3} \end{cases}$$

$$\begin{cases} F_{T} = F_{Tx}\boldsymbol{b}_{1} - F_{Ty}\boldsymbol{b}_{2} + F_{Tz}\boldsymbol{b}_{3} \\ M_{T} = M_{Tx}\boldsymbol{b}_{1} - M_{Ty}\boldsymbol{b}_{2} + M_{Tz}\boldsymbol{b}_{3} \end{cases}$$
(15)

式中: F_{Lx} 、 F_{Ly} 、 F_{Lz} 、 M_{Lx} 、 M_{Ly} 、 M_{Lz} 分别为作用在左 翼质心处气动力及力矩在{b}系3轴方向的分量; F_{Rx} 、 F_{Ry} 、 F_{Rz} 、 M_{Rx} 、 M_{Ry} 、 M_{Rz} 分别为作用在右翼质心 处气动力及力矩在{b}系3轴方向的分量; F_{Tx} 、 F_{Ty} 、 F_{Tz} 、 M_{Tx} 、 M_{Ty} 、 M_{Tz} 分别为作用在尾翼质心处气 动力及力矩在{b}系3轴方向的分量。

由凯恩方程有

$$F_r^* + F_r = 0$$
 $i = 1, 2, ..., n$ (16)
式中: F_r^* 为广义惯性力: F_r 为广义主动力。

$$F_{r}^{*} = \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{B}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{B}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}} \times I_{\mathrm{B}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}}}{\partial u_{r}} \cdot (-m_{b}) \left(\frac{\partial \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}} \times \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}} \right) + \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{L}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{L}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{L}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{L}} \times I_{\mathrm{L}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{L}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{L}}}{\partial u_{r}} \cdot (-m_{\mathrm{L}}) \left(\frac{\partial \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{L}}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{B}} \times \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{L}} \right) + \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{R}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{R}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}} \times I_{\mathrm{R}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{R}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{R}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{R}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}} \times I_{\mathrm{R}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{R}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{R}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{R}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{R}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{R}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \mathbf{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \mathbf{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial u_{r}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \mathbf{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \mathbf{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{T}} - \mathbf{\omega}_{\mathrm{T}} \times I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}) + \frac{\partial \dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{T}}}{\partial \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}}} \cdot (-I_{\mathrm{T}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{T}} - \mathbf{\omega}_{\mathrm{T}$$

$$F_{r} = \frac{\partial u_{r}}{\partial u_{r}} \cdot (\mathbf{r}_{L} m_{L}^{B} \mathbf{g} + \mathbf{r}_{R} m_{R}^{B} \mathbf{g} + \mathbf{r}_{T} m_{T}^{B} \mathbf{g}) + \frac{\partial u_{r}}{\partial u_{r}} \cdot (m_{B} + m_{L} + m_{R} + m_{T})^{B} \mathbf{g} + \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_{L}}{\partial u_{r}} \cdot M_{L} + \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_{L}}{\partial u_{r}} \cdot F_{L} + \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_{R}}{\partial u_{r}} \cdot M_{R} + \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_{R}}{\partial u_{r}} \cdot F_{R} + \frac{\partial \boldsymbol{\omega}_{T}}{\partial u_{r}} \cdot M_{T} + \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_{T}}{\partial u_{r}} \cdot F_{T}$$

$$(18)$$

式中*u*,为伪速度。将式(17~18)代入式(16)可写 成如下的矩阵形式^[9]

$$\boldsymbol{D}(t)\boldsymbol{\dot{q}} + \boldsymbol{h}(\boldsymbol{q},t) + \boldsymbol{A}(t) = 0 \quad (19)$$

3.2 纵向动力学求解

在完成三维飞行动力学求解前,首先完成 HIT-Hawk的纵向动力学求解。此时 V=P=R= 0,取 U、W、Q为广义速度,也为伪速度,以 u,表 示为

$$u_1 = U, u_2 = W, u_3 = Q$$
 (20)

式(19)可通过龙格-库塔方法求解数值解。通 过对HIT-Hawk实物样机测量和Solidworks模型 估算可得HIT-Hawk机体参数,如表2所示。

表 2 HIT-Hawk 机体参数

Table 2 Structura	l parameters	of HIT-Hawk
-------------------	--------------	-------------

参数	数值
机身质量 $m_{\rm B}/kg$	0.80
右翼质量 m _R /kg	0.15
尾翼质量 $m_{\rm T}/{\rm kg}$	0.10
右翼质心位置/m	(0.08, 0.5, 0.021)
尾翼质心位置/m	(-0.65, 0, 0)
机身惯性张量 $I_{\rm B}/(\rm kg\cdot m^2)$	$\begin{bmatrix} 0.000\ 15 & & \\ & 0.021 & \\ & & 0.021 \end{bmatrix}$
右翼惯性张量 $I_{\rm R}/({\rm kg} \cdot {\rm m}^2)$	0.007 9 0.078 0.086
尾翼惯性张量 $I_{T}/(kg\cdot m^2)$	$\begin{bmatrix} 0.008\ 3 \\ 0.006 \\ 0.012 \end{bmatrix}$

4 仿真分析和实验验证

将第2节和第3节的模型组合即可实现LBOs 的纵向飞行动力学仿真,其仿真计算流程如图5所 示。首先根据LBOs的翅膀结构参数和机体参数 生成式(5)和式(19)中的常数矩阵,再输入初始飞 行参数,包括初始扑动角/角速度/角加速度、飞行 速度、机身位置和姿态角,完成迭代计算前的参数 输入。需要注意的是,气动弹性模型刚开始计算时 气动节点变形量往往设置为0,气动载荷和结构变 形需要迭代3个以上扑动周期后趋于稳定,因此在 计算开始时可先约束机身运动,在气动载荷和结构 变形数据稳定收敛后释放机身自由度,进行飞行仿 真。仿真计算过程中飞行参数会随着计算的迭代 同步更新,机身运动会改变气动弹性模型中的来流





第3期

速度和迎角,而气动力/力矩和翅膀惯性力的变化 也会影响机身的位姿计算。

该仿真的目的是通过输入LBOs的结构参数 和飞行参数模拟样机实际飞行过程中位置与姿态 变化情况。为了验证模型的精度,本节以HIT-Hawk为对象开展纵向飞行动力学仿真,并与实际 飞行数据做对比,实验数据在户外、微风的场景采 集,飞行航迹如图6所示。



选取图6中的直线航迹部分作为对比,该段的 俯仰角实验数据如图7所示,纵向飞行轨迹如图8 所示。受外界阵风影响,HIT-Hawk飞行过程中俯 仰角存在不规律的波动情况,而仿真环境相对理 想,为减少外界阵风影响,实验数据选取了图7中 黑色虚线框内较为平稳的实验段,以此段数据的初 始飞行参数作为仿真初始参数,初始飞行速度为 7.6 m/s,初始攻角设为6.9°,翅膀扑动频率为3 Hz, 尾翼相对机身上抬15°,2s内机身的俯仰角变化情 况如图7所示。从图中可以看出,仿真计算基本可 以复现HIT-Hawk飞行过程中的周期性俯仰波动, 波动幅值与实验曲线接近,由于仿真过程中翅膀扑 动频率和尾翼角度未发生变化,在仿真后期俯仰角 逐渐发散,这也与实际情况相符,在实际飞行中需 要通过调整扑动频率和尾翼角度调整样机飞行 姿态。

图 8 则展示了 10~12 s 内样机在纵向的位置 变化情况,图中横轴正方向为 HIT-Hawk 前飞方 向,竖轴为垂直方向。实验数据受限于当前实验条 件无法以高频率采集高度方向的精确数据,未能反 映出扑翼飞行过程中机身的周期性浮沉运动,而仿 真曲线则具有明显的周期性波动,且仿真数据与实 验数据都显示在这段时间内 HIT-Hawk 的爬升趋 势,验证了模型的准确性,仿真后期与俯仰角计算 类似会逐渐发散,需要调整飞行参数。





5 结 论

本文通过耦合有限元方法和有限状态气动模型建立LBOs柔性翅膀三维气动弹性模型,并与通过凯恩方程法搭建的四刚体动力学模型耦合计算, 实现了针对LBOs的纵向飞行动力学仿真,并与实际飞行数据做了对比,验证了该模型的精度。该模型考虑了LBOs扑动飞行中气动载荷、惯性载荷和机身运动之间的相互作用,能够计算不同飞行条件下LBOs的受力情况和飞行姿态,可有效指导LBOs的样机优化及控制律设计工作,目前模型只实现纵向动力学仿真,后续会将模型扩展至三维空间,并在该模型基础上添加控制模块,实现定高飞行和绕圆飞行等飞行任务。

参考文献:

wing deployment and retraction in beetles and flapping microrobots[J]. Nature, 2024, 632: 1067-1072.

- [2] HELPS T, ROMERO C, TAGHAVI M, et al. Liquid-amplified zipping actuators for micro-air vehicles with transmission-free flapping[J]. Science Robotics, 2022, 7(63): eabi8189.
- [3] DUAN B, GUO C, LIU H. Aerodynamic analysis for a bat-like robot with a deformable flexible wing[J]. Robotica, 2023, 41(1): 306-325.
- [4] 吉爱红,沈欢,李长龙,等.昆虫的扑翼轨迹及高升力机 理[J].南京航空航天大学学报,2018,50(3):284-294.
 JI Aihong, SHEN Huan, LI Changlong, et al. Flapping wing trajectory and lift mechanism of insects[J].
 Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(3):284-294.
- [5] 杨文青,郭越洋,董渊博,等.仿生柔性扑翼无人机流 固耦合研究进展[J].航空学报,2024,45(17):530069.
 YANG Wenqing, GUO Yueyang, DONG Yuanbo, et al. Research progress on fluid structure interaction of bionic flexible flapping wing UAV[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2024, 45(17): 530069.
- [6] HONG G, KANEKO S, MITSUME N, et al. Robust fluid-structure interaction analysis for parametric study of flapping motion[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2021 (183/184): 103494.
- [7] 薛栋,朱紫文,宋笔锋,等. 仿鸟扑翼飞行器关键技术综述[J]. 航空学报,2024,45(22):029984.
 XUE Dong, ZHU Ziwen, SONG Bifeng, et al. A review of key technologies of bird inspired flapping-wing micro aerial vehicles[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2024,45(22):029984.
- [8] SUN M, WANG J, XIONG Y. Dynamic flight stability of hovering insects[J]. Acta Mechanica Sinica, 2007, 23(3): 231-246.
- [9] BOLENDER M A. Rigid multi-body equations-of-motion for flapping wing MAVs using Kane's equations [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Chicago, IL, USA: AIAA, 2009: 10-13.
- [10] YANG W, WANG L, SONG B. Dove: A biomimetic flapping-wing micro air vehicle[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2018, 10(1): 70-84.
- [11] ORLOWSKI C T, GIRARD A R. Modeling and simulation of nonlinear dynamics of flapping wing micro air vehicles[J].AIAA Journal, 2011, 49(5): 969-981.

- [12] ZHONG S, XU W. Power modeling and experiment study of large flapping-wing flying robot during forward flight[J]. Applied Sciences, 2022, 12(6): 3176.
- [13] LIU G, WANG S, XU W. Flying state sensing and estimation method of large-scale bionic flapping wing flying robot[J]. Actuators 2022, 11(8): 213.
- [14] PETERS D A H, MONG-CHE A, TORRERO A.
 A state-space airloads theory for flexible airfoils[J].
 Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52 (4): 329-342.
- [15] STANFORD B, BERAN P, KOBAYASHI M. Aeroelastic optimization of flapping wing venation: A cellular division approach[J].AIAA Journal, 2012, 50 (4): 938-951.
- [16] 薛栋.结构参数和机体运动对扑翼性能的影响研究
 [D].西安:西北工业大学,2018.
 XUE Dong. The influence of structural parameters and body movement on the performance of flapping wing[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018.
- [17] XUE D, SONG B, SONG W, et al. Computational simulation and free flight validation of body vibration of flapping-wing MAV in forward flight[J].Aerospace Science and Technology, 2019, 95: 105491.1-105491.15.
- [18] SI C, HAO L, SHIJUN G, et al. Unsteady aerodynamic model of flexible flapping wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 354-367.
- [19] LIU H, LIU J, DING Y, A three-dimensional elasticplastic damage model for predicting the impact behaviour of fibre-reinforced polymer-matrix composites[J] Composites Part B: Engineering, 2020, 201: 108389.
- [20] 彭程,孙立国,王衍洋,等.面向控制的仿鸽扑翼机 纵向动力学建模与分析[J].北京航空航天大学学 报,2022,48(12):2510-2519.
 PENG Cheng, SUN Liguo, WANG Yanyang, et al. Control oriented longitudinal modeling and analysis of pigeon-like flapping-wing aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022,48 (12):2510-2519.
- [21] 黄子恒,陈菊,张志娟,等.多刚体动力学仿真的李群 变分积分算法[J].动力学与控制学报,2022,20(1): 8-17.

HUANG Ziheng, CHEN Ju, ZHANG Zhijuan, et al. Lie group variational integratation for multi-rigid body system dynamic simulation[J]. Journal of Dynamics and Control, 2022, 20(1): 8-17.