论文

三维扑翼鸟在自主飞行中俯仰角的控制和数值模拟

朱霖霖^{①②}, 吴锤结^{①②*}^① 工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116024;^② 大连理工大学航空航天学院, 大连 116024

* 联系人, E-mail: cjwudut@dlut.edu.cn

收稿日期: 2015-11-08; 接受日期: 2015-12-07; 网络出版日期: 2016-04-19

国家自然科学基金 (批准号: 11372068) 和国家重点基础研究计划 (编号: 2014CB744104) 资助项目

摘要 鸟类向前直飞的飞行状态主要取决于鸟体受到的升力、驱动力和鸟体的俯仰角. 选择适当的翅膀拍动和旋转规律可以帮助鸟类获得足够的升力和驱动力, 伴随着会产生一定的转动力矩, 影响鸟体的俯仰角. 本文通过对三维扑翼鸟在黏性不可压流体中自主飞行的数值模拟, 揭示了起始俯仰角度和尾巴与躯干所成角度分别对飞行过程中鸟体俯仰角的影响: 前者的主要影响限于起飞后的一段时间内, 而后者影响则贯穿整个自主飞行过程. 这里使用了一个三维计算流体力学软件包, 其中函括了浸入边界法 (IBM)、体积函数法 (VOF)、自适应多重网格有限体积法和游动与飞行的控制机制.

关键词 自主飞行, 扑翼鸟, 数值模拟, 三维**PACS:** 47.11.Df, 47.32.C-, 47.63.M-

1 引言

自然界中, 许多生物借助于优化的外形^[1]和高效的运动模式展现出完美的运动特性, 它们借助控制身体周围的湍流得以减小运动阻力、产生更大的驱动力和升力. 鸟类是一种优秀的飞行者, 它们拥有完美的飞行能力, 这种能力一直吸引着人类的关注. 鸟类的飞行与人造飞行器相比更加灵活有效, 而扑翼飞行比固定翼复杂得多. 鸟类主要靠翅膀的拍动和旋转运动来提供升力和驱动力, 通过身体的主动和被动变形来控制身体周围的流场, 提升飞行效果. 扑翼鸟的非定常动力学特性不仅仅取决于身体表面

的变形, 同时也会受到其他一些重要的运动学特征影响, 比如: 翅膀的拍动位移和旋转、体型的大小、飞行速度^[2,3]等. 另外, 一些研究者发现在扑翼周围的流场中会产生三维涡、以及涡非定常的分裂和重新合并, 这些都会对飞行姿态有很大影响^[4-10]. 因此, 研究并分析扑翼鸟身体的主被动变形、鸟体与流场之间的动力学作用, 对于理解升力的产生和设计出良好飞行状态的微型飞行器 (MAV) 具有重大意义^[2].

在过去的几十年里, 扑翼飞行的动力学研究受到了广泛地关注, 研究者们做了大量的实验和数值模拟工作. Pennycuik^[11]收集并分析了 15 种鸟在巡航飞行状态下的振翅频率, 发现升力和振翅频率成

引用格式: 朱霖霖, 吴锤结. 三维扑翼鸟在自主飞行中俯仰角的控制和数值模拟. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2016, 46: 064702

Zhu L L, Wu C J. Numerical simulation and control of the angle of pitch of self-propelled flying bird with flapping wings (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2016, 46: 064702, doi: 10.1360/SSPMA2015-00419

正比关系. Ansari 等人^[12]研究了非线性非定常扑翼昆虫模型在悬停状态下翅膀运动对气动特性的影响,发现驱动力和升力都会随着拍动频率和拍动幅度的增大或者执行翅膀超前模式^[13]旋转而有所提升,但是这种提升会受到现实条件的限制. 另外一些研究(如: Ellington 等人^[14], Dickinson 等人^[15], Liu 等人^[16], Sun 和 Tang^[17,18], Wang 等人^[19]),在气动力产生机理方面分别得到了一定的成果.

以往的多数研究,无论是风洞实验还是计算机模拟,躯干或者翅根总是被固定在特定位置,整体不能移动或者旋转,我们只能得到模型周围的涡结构和作用在模型表面上的力和力矩. 那么,就会出现2个问题: (1) 这些飞行物周围产生的涡和作用在模型表面上的力和力矩对鸟的飞行特性(比如: 平动速度和旋转角速度、身体俯仰角和即时位置坐标)有什么影响? (2) 上述各种飞行特性的变化反过来又会对模型周围的涡结构和作用在模型上的力和力矩有什么影响? 三维扑翼鸟自主飞行比固定躯干或者固定翅根的扑翼运动更加接近自然界中的真实飞行,自主飞行的研究可以更好的理解和解释上面的2个问题. 本文通过对三维扑翼鸟在黏性流体中自主飞行的研究,揭示了起始俯仰角度以及尾巴与躯干所成角度对整个飞行过程中俯仰角的影响.

本研究以三维扑翼机器鸟的数值模拟为工具,含一个计算流体力学软件包,包括浸入边界法(IBM)、体积函数法(VOF)、自适应多重网格有限体积法和游动与飞行的控制机制;这些方法在 Wang 和 Wu^[20], Popinet^[21]的工作中详细的介绍和论证. 程序的源代码可以在 Gerris 网站 (<http://gfs.sf.net>) 上免费获取.

2 控制方程和数值方法

本文使用的控制方程是不可压非定常的三维 Navier-Stokes 方程和连续性方程,向量形式如下:

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\nabla \left(\frac{p}{\rho_f} + gz \right) + \nu \nabla^2 \mathbf{u}, \\ \nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \end{cases} \quad (1)$$

其中, t 是时间, p 、 ρ_f 、 g 和 ν 分别是压力、流体密

度、重力加速度和运动黏度. $\mathbf{u} = (u, v, w)$ 是流体的速度向量, $\mathbf{X} = (x, y, z)$ 是惯性坐标系下的流体坐标向量, ∇ 是关于坐标向量 $\mathbf{X}$ 的梯度算子.

这里,解控制方程使用的是有限体积法,使用自适应笛卡尔网格加密技术可以获得最小的计算量,在空间上离散计算区域用的是八叉树方法^[22]. 三维机器鸟具有复杂的几何外形和持续自由飞行的身体,它的数值模拟是一个典型的动边界问题,这里应用了 Ghost-Cell 浸入边界法来处理.

3 运动方程和飞行参数

3.1 运动方程和数值解法

扑翼鸟自主飞行的动力学方程为

$$m \frac{d\mathbf{u}}{dt} = \mathbf{F}, \quad m = \int \rho_b dV, \quad (2)$$

$$\frac{d\mathbf{L}}{dt} = \mathbf{M}, \quad \mathbf{L} = \mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\Omega}, \quad (3)$$

其中, t 是时间, m 是鸟体的质量, ρ_b 是鸟体密度(本文机器鸟的躯干、尾巴和翅膀的密度不同), $\mathbf{u}$ 是平动速度, $\mathbf{F}$ 是作用在机器鸟上的合外力,包括周围流体作用在机器鸟上的外力和机器鸟受到的重力两部分, $\mathbf{L}$ 和 $\mathbf{M}$ 分别是合外力的动量矩和力矩 ($\mathbf{M} = (M_1, M_2, M_3)^T$), $\boldsymbol{\Omega} = (\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)^T$ 是旋转角速度矢量, $\mathbf{I}$ 是惯量张量,具体形式如下:

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

在方程(3)中, $\mathbf{M}$, $\mathbf{I}$ 和 $\boldsymbol{\Omega}$ 都随着时间的变化而变化. 下面详述由方程(3)求解 $\boldsymbol{\Omega}$ 的过程: 动量矩 $\mathbf{L}$ 在全局坐标系和随体坐标系间有如下关系:

$$\frac{d\mathbf{L}}{dt} = \frac{\tilde{d}\mathbf{L}}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{L}, \quad (5)$$

结合(3)–(5)可以得到与方程(3)等价的常微分方程:

$$\frac{\tilde{d}\boldsymbol{\Omega}}{dt} = \mathbf{I}^{-1} \left[\mathbf{M} - \frac{\tilde{d}\mathbf{I}}{dt} \boldsymbol{\Omega} - \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\Omega}) \right], \quad (6)$$

其中, $\mathbf{I}$ 和 $\frac{\tilde{d}\mathbf{I}}{dt}$ 的每一个元素都会随着飞行姿态和位置的变化而变化. 当机器鸟翅膀的拍动规律确定以

后,在随体坐标系下,两者的所有元素在任意时刻的值都可以计算得到;每一个计算时刻,当机器鸟的飞行姿态与周围的流场确定以后, $\mathbf{M}$ 也可以计算得到. 由此,通过四阶龙格-库塔法求解方程 (6) 得到旋转的角速度向量 $\boldsymbol{\Omega}$.

3.2 运动学参数和翅膀运动规律

本文数值模拟中,所有的物理量都进行了无量纲化处理:选取单位模拟时间 t 作为时间参考量,以数值模拟中构成计算区域的基本单元的边长 L 作为长度的参考量,以流体的密度 ρ_f 作为密度的参考量,则计算区域的大小为 $4 \times 3 \times 3$ (长 $\times$ 宽 $\times$ 高),计算出重力加速度 $g = 9.81$,流体的运动黏度 $\nu = 15.7 \times 10^{-6}$.

研究中使用了全局坐标系 (X, Y, Z) 和鸟体坐标系 (x_l, y_l, z_l) . 机器鸟的身体包含了四部分:躯干、尾巴和两只翅膀. 四部分都是按刚体考虑,三维机器鸟的外形如图 1(a). 本文分别用 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ 表示翅膀拍动角度、旋转角度和身体的俯仰角度 (如图 1), 规定 α_1, α_3 向上的角度为正, α_2 以翅膀逆时针旋转角度为正. 本文设定躯干和尾巴的密度相同,与周围空气密度比值为 20, 体积为 0.001, 质量为 0.02; 两只翅膀的密度略小,与空气密度比值为 10, 体积为 0.00098, 质量为 0.0098; 从而由机器鸟的总质量 (0.0298) 除以总体积 (0.00198) 得到整体的平均密度与空气密度之比约为 15.05.

图 2 显示了在鸟体坐标系下机器鸟的轮廓: 在图 2(a) 和 (c) 中, 翅膀和尾巴都平行于 x - y 平面, 躯干的轴线平行于 x 轴. 翼展为 0.94, 躯干和尾巴的总长度为 0.423, 尾巴张开角度为 90° ; 躯干平行于 y - z 平面的截面为椭圆, 长半轴和短半轴分别平行于 y 轴和 z 轴, 图 2(c) 和 (b) 分别是长半轴和短半轴端点的轨迹; 翅膀和尾巴设定成厚度为 0.0109375 的平板, 两只翅膀与躯干的交点坐标分别为 $(0.0, \pm 0.0391, -0.0015)$, 躯干与尾巴的分界为 $x = -0.14$. 躯干和尾巴的质心在 $(-0.0337, 0.0, 0.0)$, 两只翅膀的质心在 $(-0.0332, -0.0022, 0.0)$; 整个机器鸟的质心在 $(-0.0335, -0.0007, 0.0)$.

翅膀的运动包含两步: 旋转和拍动. 第一步, 两

只翅膀绕各自的轴线 (见图 2(a) 和 1(c)) 旋转相同的角度 $\alpha_2(t)$; 第二步, 两只翅膀沿过各自与躯干的交点且平行于 x 轴 (见图 2(a) 和 1(b)) 的两条直线旋转. 两只翅膀拍动角度总是相差一个负号, 这里我们以左侧翅膀的拍动角度 $\alpha_1(t)$ 作为研究对象.

在鸟体坐标系下, 翅膀相对于躯干的拍动角度

图 1 (网络版彩图) 三维机器鸟的外形和运动学参数. (a) 鸟体的组成和鸟体的俯仰角 α_3 , (b) 翅膀拍动轨迹和拍动角 α_1 , (c) 翅膀旋转轨迹和旋转角 α_2

Figure 1 (Color online) 3D profile of the bird body and the kinematics of flapping wings and body motions: (a) components of the bird body and the angle of pitch α_3 ; (b) flapping trace and flapping angle α_1 of wings and (c) rotation trace and rotation angle α_2 .

图2 (网络版彩图) 机器鸟的轮廓. (a) 整个机器鸟的俯视轮廓, (b) 躯干和尾巴的侧面轮廓和 (c) 躯干和尾巴的俯视轮廓

Figure 2 (Color online) Geometries of the bird body: (a) top view of bird; (b) side view of the body trunk and the tail; (c) top view of the body trunk and the tail.

$\alpha_1(t)$ 和旋转角度 $\alpha_2(t)$ 分别为

$$\alpha_1(t) = \alpha_m \times \cos\left(\frac{2\pi t}{T}\right), \quad (7)$$

$$\alpha_2(t) = \alpha_n \times \sin\left(\frac{2\pi t}{T}\right), \quad (8)$$

其中, t 是时间, α_m , α_n 分别是翅膀拍动和旋转的最

大角度, T 是拍动周期. 为了达到稳定的飞行状态, 本文选取参数 $\alpha_m = 2\pi/9(40^\circ)$, $\alpha_n = 7\pi/36(35^\circ)$, $T = 0.1$.

由此, 可以得到翅膀的拍动角速度 $\omega_1(t)$ 和旋转角速度 $\omega_2(t)$

$$\omega_1(t) = \frac{d[\alpha_1(t)]}{dt}, \quad \omega_2(t) = \frac{d[\alpha_2(t)]}{dt}. \quad (9)$$

图3显示了左侧翅膀在一个周期内拍动和旋转的角度和角速度. 图3(a)和(b)中, 嵌有红色“▲”符号的红色曲线分别表示翅膀的拍动角度 α_1 和角速度 ω_1 , α_1 是最大值和最小值分别为 $2\pi/9$ 和 $-2\pi/9$

图3 (网络版彩图) 一个周期内翅膀拍动和旋转的角度和角速度. (a) 拍动角度 α_1 和旋转角度 α_2 , (b) 拍动角速度 ω_1 和旋转角速度 ω_2

Figure 3 (Color online) The angles and angular velocities of the flapping wings in one period: (a) the flapping angle α_1 and the rotation angle α_2 ; (b) the flapping angular velocity ω_1 and the rotational angular velocity ω_2 .

的余弦函数, ω_1 是最大值和最小值分别为 $40\pi^2/9$ 和 $-40\pi^2/9$ 的类正弦函数; 嵌有蓝色“o”符号的蓝色曲线分别表示翅膀的旋转角度 α_2 和角速度 ω_2 , α_2 是最大值和最小值分别为 $7\pi/36$ 和 $-7\pi/36$ 的正弦函数, ω_2 是最大值和最小值分别为 $35\pi^2/9$ 和 $-35\pi^2/9$ 的类正弦函数. 一个周期内, 翅膀在最高点和最低点, 旋转角速度数值达到最大, 拍动速度为零, 是下拍过程和上扬过程的分界点; 翅膀在中间位置时, 旋转角速度为零, 是翅膀下旋和上旋的分界点, 同时拍动速度数值达到最大.

3.3 边界条件和初始条件

计算区域的大小为 $4 \times 3 \times 3$ (长 $\times$ 宽 $\times$ 高) (图 4), 所有边界设定为无滑移边界 $u_b = v_b = w_b = 0$, 即一个没有流体出入的封闭区域. 初始条件为: $u = v = w = 0$, 即数值模拟起始时刻, 计算区域内流体处于静止状态.

作为内置边界条件, 在全局坐标系下机器鸟体表每一点的速度包含了以下四部分:

(1) 由合外力作用产生的平动速度 $\mathbf{V}_0 = (u_0, v_0, w_0)$.

(2) 由合外力矩作用引起旋转带来的线速度:

$$\mathbf{V}_r = (u_r, v_r, w_r) = \boldsymbol{\omega}_0 \times \mathbf{r}_0, \quad (10)$$

图 4 (网络版彩图) 三维计算区域 ($4 \times 3 \times 3$) 和机器鸟的飞行轨迹: 起点 (0.0, 0.0, 0.0) 和终点 (1.89, 0.01, 0.39)

Figure 4 (Color online) Computational domain ($4 \times 3 \times 3$) and 3D flying path of the flying bird from (0.0, 0.0, 0.0) to (1.89, 0.01, 0.39).

其中, ω_0 表示由合外力矩作用产生的旋转角速度, $\mathbf{r}_0$ 表示从机器鸟质心指向当前点的矢径.

(3) 由翅膀相对于躯干的拍动和旋转产生的线速度 $\mathbf{V}_f = (u_f, v_f, w_f)$, 分为两部分:

第一部分, 在鸟体坐标系下, 由翅膀拍动产生的线速度

$$\mathbf{V}_{f1} = (u_{f1}, v_{f1}, w_{f1}) = (0, -\omega_1 z_1, \omega_1 y_1), \quad (11)$$

其中, ω_1 是拍动角速度 (见公式 (9) 和图 3(b)), $\mathbf{r}_1 = (x_1, y_1, z_1)$ 表示从每只翅膀的旋转点, 即躯干与翅膀的交点到当前位置的矢径.

第二部分, 在鸟体坐标系下, 由翅膀旋转产生的线速度 $\mathbf{V}_{f2} = (u_{f2}, v_{f2}, w_{f2})$. 首先, 把翅膀的轴线旋转回 x - y 平面, 得到新的坐标 (x_2, y_2, z_2)

$$\begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\alpha_1) & -\sin(-\alpha_1) \\ 0 & \sin(-\alpha_1) & \cos(-\alpha_1) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix}, \quad (12)$$

其中, α_1 是翅膀的拍动角度 (见公式 (7) 和图 3(a)). 其次, 计算翅膀表面上各点的速度, 再把速度转换为原始位置的速度

$$\begin{pmatrix} u_{f2} \\ v_{f2} \\ w_{f2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha_1) & -\sin(\alpha_1) \\ 0 & \sin(\alpha_1) & \cos(\alpha_1) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_2 z_2 \\ 0 \\ -\omega_2 x_2 \end{pmatrix}, \quad (13)$$

其中, ω_2 是翅膀的旋转角速度 (见公式 (9) 和图 3(b)).

由此可以得出线速度 $\mathbf{V}_{f2}$ 为

$$\begin{cases} u_{f2} = -\omega_2 y_1 \sin(\alpha_1) + \omega_2 z_1 \cos(\alpha_1), \\ v_{f2} = \omega_2 x_1 \sin(\alpha_1), \\ w_{f2} = -\omega_2 x_1 \cos(\alpha_1). \end{cases} \quad (14)$$

由以上描述可以得到在全局坐标系下翅膀拍动和旋转产生的速度 $\mathbf{V}_f$ 为

$$\mathbf{V}_f = \mathbf{A} (\mathbf{V}_{f1} + \mathbf{V}_{f2}), \quad (15)$$

其中, $\mathbf{A}$ 表示从鸟体坐标系到全局坐标系的过渡矩阵, 在每一个时间步中计算得到.

显而易见, $\mathbf{V}_f$ 在躯干和尾巴上的值恒为零.

(4) 机器鸟的飞行需要满足动量守恒和角动量守恒, 由此产生的平动速度 $\mathbf{V}_c = (u_c, v_c, w_c)$ 也包含了两部分: $\mathbf{V}_{c1}$ 和 $\mathbf{V}_{c2}$. $\mathbf{V}_{c1} = (u_{c1}, v_{c1}, w_{c1})$ 表示由动量守恒产生的平动速度, 机器鸟体上每一点都具有相同的值; $\mathbf{V}_{c2} = (u_{c2}, v_{c2}, w_{c2})$ 表示由角动量守恒产生的线速度

$$\mathbf{V}_{c2} = \mathbf{r}_0 \times \boldsymbol{\omega}_{c2}, \quad (16)$$

其中, $\mathbf{r}_0$ 表示从机器鸟的质心指向当前位置的矢径, $\boldsymbol{\omega}_{c2}$ 表示由角动量守恒产生的角速度, 机器鸟体上每一点也都具有相同的值.

不考虑外力作用的内部速度表示为 $\mathbf{V}_{in} = \mathbf{V}_f + \mathbf{V}_c$, 机器鸟体每一个单元上的质量和内部速度分别表示为 m_i 和 (u_i, v_i, w_i) , 从机器鸟的质心指向单元中心的矢径为 $\mathbf{r}_{0i} = (x_{0i}, y_{0i}, z_{0i})$, 则以下等式成立:

$$\begin{cases} \sum_i m_i u_i = 0, \\ \sum_i m_i v_i = 0, \\ \sum_i m_i w_i = 0, \end{cases} \quad \begin{cases} \sum_i m_i (y_{0i} w_i - z_{0i} v_i) = 0, \\ \sum_i m_i (z_{0i} u_i - x_{0i} w_i) = 0, \\ \sum_i m_i (x_{0i} v_i - y_{0i} u_i) = 0. \end{cases} \quad (17)$$

结合 (16) 和 (17), 就可以计算得到速度 $\mathbf{V}_{c1}$, $\mathbf{V}_{c2}$ 和角速度 $\boldsymbol{\omega}_{c2}$.

最后, 作为内置边界条件的机器鸟表面上每一点的速度为:

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_0 + \mathbf{V}_r + \mathbf{V}_f + \mathbf{V}_c. \quad (18)$$

3.4 机器鸟自主飞行的模拟过程

机器鸟自主飞行数值模拟的每一轮循环包含以下步骤:

步骤一 依照翅膀相对于躯干的拍动角度和旋转角度 (图 3(a)) 确定翅膀相对于躯干的位置, 建立机器鸟的模型. 然后, 根据前一轮获得的平动位移和旋转角度把机器鸟转换到计算区域中新的位置.

步骤二 按照身体各部分设定的密度, 计算机器鸟在当前位置的质心坐标、重力、重力矩矩 (GRA) 和相对于质心的惯性张量.

步骤三 计算在全局坐标系下机器鸟表面上每一点的合速度 (见公式 (18)) 作为当前的内置边界条件, 结

合计算区域的边界条件, 使用 Navier-Stokes 算子得出计算区域内的流场信息.

步骤四 根据以上步骤得到作用在机器鸟上的重力、黏滞力、压力构成的合外力和合外力矩, 从而计算出机器鸟体的平动位移和旋转角度, 为下一轮数值模拟做准备.

在数值模拟的初始阶段, 机器鸟的躯干被固定在全局坐标系原点, 身体的起始俯仰角设定为 α_i , 只有翅膀运动; 经过 $0.25T$, 机器鸟由静止开始自主飞行.

4 结果与分析

本文的数值计算使用了一个 CFD 软件包 (<http://gfs.sf.net>). 其中, 最细网格的边长为 2^{-7} , 总的

图 5 (网络版彩图) 当 $t = 0.300$ 时机器鸟周围的 (a) 涡量场和 (b) 相应的自适应网格的俯视图

Figure 5 (Color online) Top views of (a) vorticity contour and (b) the corresponding adaptive grids of the flow around the flying bird at $t = 0.300$.

图6 (网络版彩图) 当 $t = 0.300$ 时机器鸟周围的 (a) 涡量场和 (b) 相应的自适应网格的侧视图

Figure 6 (Color online) Side views of (a) vorticity contour and (b) the corresponding adaptive grids of the flow around the flying bird at $t = 0.300$.

网格点数约为 3.6×10^6 . 图5和6分别是 $t = 0.300$ 时机器鸟周围的涡量场和相应的自适应网格的俯视图和侧视图, 可以看出机器鸟体边界和涡量较强区域网格总是最密集的, 从而验证了自适应网格的可靠性.

4.1 机器鸟受到的外力和飞行状态

机器鸟的飞行是完全自主和自由的, 即完全由受到的合外力和合外力矩来决定机器鸟沿 x, y, z 轴方向的平动和绕 x, y, z 轴的转动. 图7(a)是整个机器鸟在各个方向上受到的外力 (不含重力): 嵌有红色“▲”符号的红色曲线 F_x 是沿 x 轴方向的驱动力, 黑色曲线 F_y 是沿 y 轴方向的力, 控制机器鸟在 $x-y$ 平面上左右偏转, 嵌有蓝色“○”符号的蓝色曲线 F_z 是沿 z 轴方向的升力. 各外力都是周期性变化的 (前 $1/4$ 周期, 鸟的躯干和尾巴完全固定, 受到的外力忽

略不计), 这个周期是翅膀拍动周期 $T = 0.1$; 在一个周期内, 驱动力 F_x 出现两轮起伏, 升力 F_z 出现一轮起伏. 驱动力 F_x 开始总是正值, 随着时间的增大沿 x 轴方向的速度逐渐增大 (图7(b)), F_x 整体慢慢减小, 直到正负值趋于平衡, 相应的机器鸟沿 x 轴方向的速度 u 也由急速增大渐渐趋于稳定. 由于左右翅膀的拍动规律完全对称, F_y 总是接近于零, 由此沿 y 轴方向的速度 v 与力一致总是接近于零. 升力 F_z 随着时间的增大, 整体变化不大. 机器鸟从静止状态起飞, 初始时刻速度为 $u = v = w = 0$. 图7(c)中, 近似于直线的黑色线条表示机器鸟在 $x-y$ 平面上的移动轨迹; 嵌有蓝色“○”符号的蓝色曲线表示了机器鸟在 $x-z$ 平面上的飞行轨迹, 起点和终点坐标分别为 $(0.0, 0.0)$ 和 $(1.89, 0.39)$, 从曲线可以看出机器鸟的飞行一直是保持上升趋势 (三维飞行轨迹见图4).

图7(d)中, 嵌有红色“▲”符号的红色曲线 ω_x 是沿 x 轴的旋转角速度, 会影响到滚转角的大小; 黑色曲线 ω_y 是沿 y 轴方向的角速度, 会影响到俯仰角 α_3 (见图1(a)) 的大小; 嵌有蓝色“○”符号的蓝色曲线 ω_z 是沿 z 轴方向的角速度, 会影响到偏航角的大小. 由于左右翅膀的对称拍动规律, ω_x 和 ω_z 始终接近零值; ω_y 周期性变化, 在一个周期中, 机器鸟头部向上转动的角速度 (正值) 总体上是大于向下转动的速度 (负值), 因此在机器鸟飞行的整个过程中, 周期性变化的俯仰角逐渐增大, 可以在图7(e)中得到验证. 本文正是通过控制俯仰角的变化趋势来控制飞行状态的.

4.2 以不同俯仰角起飞对飞行状态的影响

本文首先考虑了机器鸟以不同的起始俯仰角起飞时整个过程中飞行状态的差异. 用 α_i 表示起始俯仰角, 即图7(e)中 $\alpha_3|_{t=0}$ 的值.

图8是在 α_i 分别取三组不同值 ($(5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ)$, $(30^\circ, 35^\circ, 40^\circ)$ 和 $(45^\circ, 50^\circ, 55^\circ, 60^\circ)$) 时, 鸟体俯仰角 α_3 的变化规律. 在第一组 (图8(a)) 中, α_3 以固定的差别 (5°) 起始, 随后快速接近; 当 $t = 0.3$ 时, 所有 α_3 接近一致. 在第二组 (图8(b)) 中, α_3 以相同的差别开始, 随后各自快速增大; 当 $t = 0.3$ 时, α_3 之间的差别甚至大于起始时刻, 但是很快又快速接近. 在第三组 (图8(c)) 中, α_3 以相同的差别开始, 随后相对

图7 (网络版彩图) 机器鸟的飞行特征. (a) 合外力分量; (b) 平动速度分量; (c) 飞行轨迹; (d) 转动角速度分量和 (e) 机器鸟的俯仰角

Figure 7 (Color online) Flight characteristics of the flying bird. (a) the external forces; (b) the velocities; (c) flying paths; (d) the angular velocities and (e) angle of pitch.

图8 (网络版彩图) α_i 取不同值时, 俯仰角的对比. (a) $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$; (b) $30^\circ, 35^\circ, 40^\circ$; (c) $45^\circ, 50^\circ, 55^\circ, 60^\circ$

Figure 8 (Color online) Comparisons of the angle of pitch with different α_i . (a) $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$; (b) $30^\circ, 35^\circ, 40^\circ$; (c) $45^\circ, 50^\circ, 55^\circ, 60^\circ$.

于第二组更快地增大; α_i 取 45° 时, α_3 会在 $t = 0.3$ 时开始减小, 但很难回到起始时刻的大小. 本组中的其他几项就一直增大直到 90° , 停止飞行. 由此可知, 对于本文的机器鸟模型, 当起始俯仰角 $\alpha_i < 45^\circ$ 时, 鸟体的俯仰角最后总会逐渐趋近于某个范围内, 本文

为 $20^\circ \sim 30^\circ$ 之间; 当起始俯仰角 $\alpha_i > 45^\circ$ 时, 鸟体的俯仰角会一直快速增大, 很快停止飞行.

下面分别取三组数值中的 $20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 45^\circ$ 和 50° 做比较. 图 9(a) 和 (b) 是在 α_i 取不同值时, 水平方向驱动力 F_x 的对比. 从中可以发现随着 α_i 的增大,

图9 (网络版彩图) α_i 取不同值时,驱动力((a),(b))和水平方向速度(c)的对比

Figure 9 (Color online) Comparisons of the thrust force ((a), (b)) and the velocity (c) along the x -axis with different α_i .

图10 (网络版彩图) α_i 取不同值时,升力((a),(b))和竖直方向速度(c)的对比

Figure 10 (Color online) Comparisons of the lift force ((a), (b)) and the velocity (c) along the z -axis with different α_i .

在翅膀下拍过程(每周期的前半段)中产生的向前的 F_x 越来越小,特别地从 $\alpha_i = 30^\circ$ 开始,整个下拍过程产生的 F_x 之和为负值;在翅膀上扬过程(每个周期的后半段)中产生的向前的 F_x 越来越大,从 $\alpha_i = 45^\circ$ 时开始差别不明显.图9(c)是在 α_i 取不同值时,水平方向速度 u 的对比.随着 α_i 的增大, u 越来越小,当 $\alpha_i < 45^\circ$ 时, u 越来越接近, $\alpha_i > 45^\circ$ 时, u 急速减小.在第一个周期内, $\alpha_i \geq 30^\circ$ 时,速度 u 都有一段为负值.

图10(a)和(b)是在 α_i 取不同值时,竖直方向的升力 F_z 的对比.从中可以发现随着 α_i 的增大,在翅膀下拍过程中产生的 F_z 越来越大;在翅膀上扬过程中产生的 F_z 越来越小.图10(c)是在 α_i 取不同值时,竖直方向速度 w 的对比.随着 α_i 的增大, w 越来越大,而且在 $\alpha_i < 45^\circ$ 时, w 在逐渐接近; $\alpha_i \geq 45^\circ$ 时, w 却没有这个趋势.

图11是在 α_i 取不同值时,机器鸟在 $x-z$ 平面上

飞行轨迹的对比.可以看出 α_i 越大,飞行轨迹上升得越快;在机器鸟起飞的时刻,身体重心有个急速上升的过程;当 $\alpha_i = 30^\circ$ 时,飞行轨迹在水平方向出现后退现象,随着 α_i 增大,后退越来越明显,这与水平方向速度 u 的变化规律一致.

在本文的对比分析中,除了起始俯仰角度 α_i 取值不同,鸟体的外形和翅膀的拍动规律完全相同,可以看出起始俯仰角度会影响到机器鸟起飞后一段时间内的状态, α_i 越大, α_3 越大,飞行轨迹上升得越快;但是当 $\alpha_i > 45^\circ$ 时,俯仰角会急剧增大直到无法正常飞行.比较俯仰角和外力、飞行轨迹发现:俯仰角越大, F_x 越小, F_z 越大,在 $x-z$ 平面上飞行轨迹上升得越快.

4.3 尾巴与躯干所成角度不同对飞行状态的影响

本文接下来研究了尾巴与躯干成不同角度时机器鸟飞行状态的差异. α_t 表示尾巴中轴线偏离躯干

中轴线的角度, 规定向上偏转角度为正. 本文取 $\alpha_t = 5^\circ$ 、 0° 和 -5° , 分别表示尾巴中轴线上翘 5° 、与躯干轴线共线和下扣 5° .

图 12 显示了 α_t 取三个不同值时, 沿 y 轴方向的角速度 ω_y 和机器鸟的俯仰角 α_3 的变化规律. 前两个周期内 ($0 \leq t \leq 0.2$), 角速度和俯仰角的差别都不大; 此后 ($t > 0.2$), 差别逐渐增大, 随着 α_t 从 5° 减小为 -5° , 角速度和俯仰角都整体减小. 图 12(a) 中, 当 $\alpha_t = 5^\circ$ 时, 嵌有红色 “▲” 符号的红色曲线显示角速度为正值的部分越来越大, 角速度为负值的部分越来越小, 机器鸟的俯仰角会急速增大; 当 $\alpha_t = 0^\circ$ 时, 黑色曲线显示角速度为正值的部分与负值的部分逐

渐趋于平衡, 机器鸟的俯仰角开始阶段增大, 然后逐渐稳定在一个固定范围内; 当 $\alpha_t = -5^\circ$ 时, 嵌有蓝色 “○” 符号的蓝色曲线显示角速度为正值的部分逐渐减小, 角速度为负值的部分逐渐增加, 机器鸟的俯仰角开始阶段增大, 然后逐渐减小. 图 12(b) 中, 对应曲线表示的俯仰角与上面叙述一致.

图 13(a) 显示了 α_t 取不同值时, 水平方向的驱动力的对比. 所有驱动力 F_x 在前三个周期内 ($0 \leq t \leq 0.3$) 的差别不大; 此后 ($t > 0.3$), 随着 α_t 从 -5° 增大为 5° , 驱动力下降得越来越快. 从图 13(b) 中可以看出沿 x 轴方向的速度 u 在前三个周期内的差别不大, 此后, 随着 α_t 的增大, 速度 u 的增速是减缓的, 与 F_x

图 11 (网络版彩图) α_t 取不同值时, 机器鸟在 x - z 平面上飞行轨迹的对比. (a) 20° , 30° , 40° ; (b) 45° , 50°

Figure 11 (Color online) Comparison of the path of the flying bird in the x - z plane with different α_t . (a) 20° , 30° , 40° ; (b) 45° , 50° .

图 12 (网络版彩图) α_t 取不同值时, 机器鸟沿 y 轴方向的角速度 (a) 和俯仰角 (b) 的对比

Figure 12 (Color online) Comparisons of the angular velocity along the y -axis (a) and the angle of pitch (b) with different α_t .

图 13 (网络版彩图) α_t 取不同值时, (a) 驱动力; (b) 水平方向的速度; (c) 升力和 (d) 竖直方向的速度对比

Figure 13 (Color online) Comparisons of (a) the thrust force; (b) the velocity along the x -axis; (c) the lift force and (d) the velocity along the y -axis with different α_t .

一致. 图 13(c) 显示了 α_t 取不同值时, 竖直方向的升力的对比, 所有升力 F_z 在前三个周期内 ($0 \leq t \leq 0.3$) 的差别不大, 此后 ($t > 0.3$), 随着 α_t 的减小, 升力下降的越来越快. 从图 13(d) 中可以看出沿 z 轴方向的速度 w 在前三个周期内差别不大, 此后, 随着 α_t 的减小, 速度 w 是减小的, 与 F_z 一致.

图 14 是在 α_t 取不同值时, 在 x - z 平面上飞行轨迹的对比. 可以看出 $0 \leq x \leq 0.9$ 时飞行轨迹基本一致; 此后, 随着 α_t 的增大, 飞行轨迹曲线上升得越来越快. 在图 13(b) 和图 13(d) 中, 随着 α_t 的增大, 沿 x 轴方向的速度 u 减小, 沿 z 轴方向的速度 w 增大, 合速度的方向与 x 轴的正方向夹角增大, 结论与 x - z 平面上飞行轨迹相一致.

在这组对比分析中, 除了尾巴中轴线偏离躯干中轴线的角度 α_t 取了不同的值, 机器鸟的其他外形

图 14 (网络版彩图) α_t 取不同值时, 机器鸟在 x - z 平面上飞行轨迹的对比

Figure 14 (Color online) Comparison of the path of the flying bird in the x - z plane with different α_t .

特征和翅膀拍动规律完全相同,可以看出,尾巴中轴线偏离躯干中轴线的角度会影响到机器鸟飞行的俯仰角,影响到整个飞行过程的状态. 比较俯仰角和外力、飞行轨迹有相同的结果: 俯仰角越大, F_x 越小, F_z 越大, 在 x - z 平面上飞行轨迹上升得越快.

5 结论

本文借助于不可压黏性流体中三维扑翼鸟自主飞行的数值模拟, 对比了不同的起始俯仰角和不同的尾巴与躯干所成角度分别对飞行状态的影响, 得出了以下结论: 以不同的俯仰角起飞对于飞行状态的主要影响限于起飞后的一段时间内; 不同的尾巴

与躯干所成角度, 会影响到整个飞行过程中的俯仰角, 随着尾巴上翘俯仰角会增大, 最终在 x - z 平面上的飞行轨迹曲线上升加快.

本文的对比分析中, 除了起始俯仰角或尾巴中轴线偏离躯干中轴线的角度取了不同的值, 鸟体的其他外形特征和翅膀的拍动规律完全相同. 对比俯仰角与合外力, 机器鸟的俯仰角的可以影响到驱动力和升力的“分配”: 飞行速度差别不大时, 一定范围内周期性变化的俯仰角整体越大, 驱动力整体越小, 升力整体越大, 合力的方向与 x 轴的正方向夹角越大, 在 x - z 平面上飞行轨迹上升得越快. 我们可以通过在一定范围内改变起始俯仰角度来调整机器鸟起飞时的爬升速度; 通过改变尾巴与躯干所成的角度, 改变飞行中机器鸟的俯仰角, 从而控制飞行轨迹.

参考文献

- Xin Z Q, Wu C J. Shape optimization of the caudal fin of the three-dimensional self-propelled swimming fish. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2013, 56: 328–339
- Shyy W, Lian Y, Tang J, et al. *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*. New York: Cambridge University Press, 2008
- Shyy W, Aono H, Chimakurthi S K, et al. Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity. *Prog Aerospace Sci*, 2010, 46: 284–327
- Sane S P, Dickinson M H. The control of flight force by a flapping wing: Lift and drag production. *J Exp Biol*, 2001, 204: 2607–2626
- Poelma C, Dickinson M H. Time-resolved reconstruction of the full velocity field around a dynamically-scaled flapping wing. *Exp Fluids*, 2006, 41: 213–225
- Shyy W, Trizila P, Kang C, et al. Can tip vortices enhance lift of a flapping wing? *AIAA J*, 2009, 47: 289–293
- Usherwood J R, Ellington C P. The aerodynamics of revolving wings. I. Model hawkmoth wings. *J Exp Biol*, 2002, 205: 1547–1564
- Usherwood J R, Ellington C P. The aerodynamics of revolving wings. II. Propeller force coefficients from mayfly to quail. *J Exp Biol*, 2002, 205: 1565–1576
- Taira K, Colonius T. Three-dimensional flows around low-aspect-ratio wings at low Reynolds numbers. *J Fluid Mech*, 2009, 623: 187–207
- Dong H, Mittal R, Najjar F M. Wake topology and hydrodynamic performance of low-aspect-ratio flapping foils. *J Fluid Mech*, 2006, 566: 309–343
- Pennycuik C J. Wingbeat frequency of birds in steady cruising flight. New data and improved predictions. *J Exp Biol*, 1996, 199: 1613–1618
- Ansari S A, Knowles K, Zbikowski R. Insectlike flapping wings in the hover. Part 1: Effect of wing kinematics. *J Aircraft*, 2008, 45: 1945–1954
- Sun M, Wu J H. Unsteady lift mechanisms and energetic in flying insects (in Chinese). *J Beijing Univ Aeron Astron*, 2003, 29: 970–977 [孙茂, 吴江浩. 昆虫飞行的高升力机理和能耗. 北京航空航天大学学报, 2003, 29: 970–977]
- Ellington C P, Van Den Berg C, Willmott A P, et al. Leading-edge vortices in insect flight. *Nature*, 1996, 384: 626–630
- Dickinson M H, Lehmann F O, Sane S P. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Nature*, 1999, 284: 1954–1960
- Liu H, Ellington C P, Kawachi K, et al. A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering. *J Exp Biol*, 1998, 201: 461–477
- Sun M, Tang J. Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion. *J Exp Biol*, 2002, 205: 55–70
- Sun M, Tang J. Lift and power requirements of hovering flight in *Drosophila virilis*. *J Exp Biol*, 2002, 205: 2413–2427
- Wang Z J, Birch J M, Dickinson M H. Unsteady forces and flows in low Reynolds number hovering flight. Two-dimensional computations vs. robotic wing experiments. *J Exp Biol*, 2004, 207: 449–460
- Wang L, Wu C J. An adaptive version of ghost-cell immersed boundary method for incompressible flows with complex stationary and moving boundaries. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2010, 53: 923–932

- 21 Popinet S. Gerris: A tree-based adaptive solver for the incompressible Euler equations in complex geometries. *J Comput Phys*, 2003, 190: 572–600
22 Wu C J, Wang L. Numerical simulations of self-propelled swimming of 3D bionic fish school. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2009, 52: 658–669

Numerical simulation and control of the angle of pitch of self-propelled flying bird with flapping wings

ZHU LinLin^{1,2} & WU ChuiJie^{1,2*}

¹ *State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian 116024, China;*

² *School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China*

The thrust force, lift force and angle of pitch are very important for the flight performance of birds. The flapping and rotation motion of wings can help birds get not only the thrust and lift forces, but also rotating torque, which causes angle of pitch to lose control. In this paper, a study of a three-dimensional (3D) self-propelled flying bird in a viscous flow is carried out, we found that the main effect of initial value on angle of pitch is only at the beginning of the bird's flight, and the effect of the angle between the body trunk axis and the tail axis is through the entire flight. This study utilizes a 3D computational fluid dynamics package which constitutes combined immersed boundary method and the volume of fluid method. In addition, it includes adaptive multigrid finite volume method and control strategy of swimming and flying.

self-propelled, bird flying, numerical simulation, three-dimensional

PACS: 47.11.Df, 47.32.C-, 47.63.M-

doi: 10.1360/SSPMA2015-00419