

文章编号:1000-6893(2007)04-0776-07

蜜蜂悬停飞行控制的仿生力学研究

吴江浩,王济康,孙 茂

(北京航空航天大学 流体力学研究所,北京 100083)

Study on Biomimatics of Honeybee in Hovering Flight Control

WU Jiang-hao, WANG Ji-kang, SUN Mao

(Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

摘 要: 研究蜜蜂悬停飞行的控制问题。用数值求解 N-S 方程的方法计算拍动翅体的控制导数;用特征模态分析方法分析控制特性。文中 u , w , q 和 ϕ 分别为水平方向速度,垂直方向速度,俯仰角速度和俯仰角度的扰动量; ϕ_1 和 ϕ_2 分别为拍动幅度和拍动平均角增量; ϕ_1 表示上、下拍迎角同时增加的增量; ϕ_2 表示下拍迎角增加(或减小)而上拍迎角减小(或增加)的增量。获得以下结果:(1)悬停飞行时,改变 ϕ_1 和 ϕ_2 主要产生垂直力的变化;改变 ϕ 主要产生俯仰力矩的变化;改变 q 主要产生水平力及俯仰力矩的变化。(2)蜜蜂悬停飞行的纵向扰动运动由 3 个特征模态构成:不稳定振荡模态、快衰减模态和慢衰减模态;为实现稳定的悬停飞行,不稳定振荡模态和慢衰减模态需要控制。为控制不稳定振荡模态,以 ϕ_1 或 ϕ_2 反馈 u , q 和 ϕ 这 3 个量的某种组合便可;为控制慢衰减模态,以 w 或 ϕ_1 反馈 w 便可。这就是说,该昆虫只需用控制变量 ϕ_1 或 ϕ_2 , ϕ 和 w 便可稳定地悬停(当然也可 4 个控制变量都用)。

关键词: 模态分析; N-S 方程; 蜜蜂; 悬停

中图分类号: 035 **文献标识码:** A

Abstract: The stabilization control of the longitudinal motion of a hovering honeybee is studied using the method of computational fluid dynamics to compute the control derivatives and the modal decomposition method to analyze the control properties. At hovering flight, a change in the stroke amplitude (ϕ), or an equal change in the geometrical angles of attack of the downr and upstrokes (ϕ_1), mainly produces a change in vertical force, a change in the mean stroke angle (ϕ) mainly produces a change in pitching moment, and a differential change in the geometrical angles of attack of the downr and upstrokes (ϕ_2) mainly produces changes in pitching moment and horizontal force. The hovering flight can be stabilized by feeding back u , q and ϕ to produce ϕ_1 or ϕ_2 (u , w , q and ϕ represent the disturbances in horizontal velocity, vertical velocity, pitching rate and pitching angle, respectively).

Key words: model analysis; N-S equations simulation; honeybee; hovering

人们对昆虫飞行的力学原理十分感兴趣。这主要是因为生物学家研究昆虫的生理学、行为学及进化时,需要了解其飞行中空气动力的产生和控制的机制,以及产生和控制这些力所需要的能耗;工程专家从仿生学角度希望了解昆虫是如何利用“新奇”的空气动力学原理和控制方式的。近年来,由于微型飞行器新概念的提出(厘米量级的微型飞行器的研制需要向昆虫借鉴),这一领域得到了有力的推动。

就昆虫与外部介质的相互作用来看,昆虫飞行的力学主要涉及空气动力学(高升力的产

生)、力能学(能耗)及飞行动力学(稳定性与控制)。在过去的十余年中,人们在空气动力学和能耗方面做了许多工作并取得了较大的进展(例如文献[1-3])。但在飞行动力学方面,研究工作还很少。Thomas 和 Taylor^[4]研究了蝗虫高速前飞的动稳定性问题。他们将蝗虫固定于风洞中来测量气动导数。由于不能较准确地测量气动导数,且有的导数无法测量而被视为零,他们未得到该飞行状态的动稳定性的明确结论。孙茂和熊燕研究了蜜蜂^[5]及其他若干昆虫^[6-7]悬停飞行的动稳定性问题。他们通过求解 N-S 方程来确定气动导数。他们的工作表明,蜜蜂等昆虫悬停飞行的纵向扰动运动由 3 个特征模态构成:不稳定振荡模态、快衰减模态和慢衰减模

收稿日期:2006-04-03; 修订日期:2007-05-17

基金项目:国家自然科学基金(10472008)

通讯作者:吴江浩 E-mail:buaawjh@buaa.edu.cn

态。由于不稳定振荡模态的存在,该昆虫的悬停飞行是不稳定的。

上述研究中的动稳定性是指昆虫的“固有”动稳定性(扰动运动中昆虫不做任何控制)。对于固有稳定性差,或不稳定的系统,若进行控制,是可以变为稳定的。由观察知,蜜蜂及许多昆虫可做十分“稳定”的悬停。显然,它们不断地调整其翅膀的运动参数(如拍动幅度、翅膀迎角等)以抑制扰动运动的增长,即通过不断地进行控制,才得以稳定地悬停的。

关于昆虫飞行控制方面的研究,目前还未见报道。本文在有关动稳定性工作^[5]的基础上,研究蜜蜂悬停飞行的控制问题(作为第一步,只考虑纵向运动)。用 N-S 方程计算拍动翅运动参数变化时气动力和力矩的变化,从而获得控制导数;然后基于模态分析的方法研究扰动运动的控制问题。

1 方 法

1.1 运动方程

设 $Oxyz$ 为体坐标系(图 1), O 点位于重心,平衡状态下 x 轴在水平方向, z 轴垂直向下;扰动运动中 $Oxyz$ 随昆虫运动。 $O_E x_E y_E z_E$ 为一固定于地面的惯性系。状态变量 u, w, q 及 θ 分别为质心速度在 x 和 y 轴上的分量、绕质心的角速度及 x 轴与水平线的夹角。昆虫的运动方程及与推导有关的假设已在文献^[5]中详细给出。由于文献^[5]只考虑动稳定性问题,运动方程中未包括控制力及力矩。加入控制力及力矩后,运动方程,即文献^[5]中的方程式(8)~(10),可写为

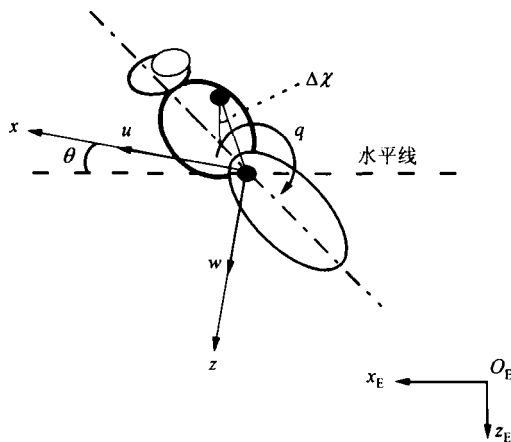


图 1 状态变量及坐标系定义

Fig. 1 Definition of the state variables and sketches of the reference frames

$$\begin{bmatrix} \dot{u}^+ \\ \dot{w}^+ \\ \dot{q}^+ \\ \cdot \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} u^+ \\ w^+ \\ q^+ \\ \cdot \end{bmatrix} + B u \quad (1)$$

$$\dot{x}_E^+ = u^+ \quad (2)$$

$$\dot{z}_E^+ = w^+ \quad (3)$$

式(1)中:A 为系统矩阵,

$$A = \begin{bmatrix} X_u^+ / m^+ & X_w^+ / m^+ & X_q^+ / m^+ & -g^+ \\ Z_u^+ / m^+ & Z_w^+ / m^+ & Z_q^+ / m^+ & 0 \\ M_u^+ / I_y^+ & M_w^+ / I_y^+ & M_q^+ / I_y^+ & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

Bu 为控制力和力矩; u 为控制向量; B 为控制矩阵,其主要由控制导数确定(有关 B 和 u 的进一步描述见下文)。式(1)~(3)中: X 和 Z 分别为平均气动力在 x 和 z 轴上的分量; M 为绕质心的气动力矩(X, Z 和 M 来自于翅膀的升力和阻力;平衡状态为悬停飞行时身体产生的气动力可忽略); m 为昆虫质量; I_y 为绕质心的转动惯量; \dot{x}_E 和 \dot{z}_E 分别为质心运动速度在 x_E 和 z_E 上的分量; X_u, X_w 等为气动导数。这些方程中的各物理量已无量纲化: $u^+ = u/U, w^+ = w/U, q^+ = q \cdot t_w, X^+ = X/0.5 U^2 S_t$ (U 为空气密度, S_t 为两翅的面积), $Z^+ = Z/0.5 U^2 S_t, M^+ = M/0.5 U^2 S_t c, m^+ = m/0.5 U S_t t_w, I^+ = I_y/0.5 U^2 S_t c t_w^2, g^+ = g t_w / U, t^+ = t/t_w, x_E^+ = x_E/c, z_E^+ = z_E/c, = U t_w / c$;这里,参考速度 U 取为平均拍动速度($U = 2 n r_2$, r_2 为拍动幅度, n 为拍动频率, r_2 为翅面积二阶距的折合长度),参考长度 c 取为翅的平均弦长,参考时间 t_w 取为拍动周期($t_w = 1/n$)。用与文献^[5]相同的形态学数据: $m = 101.9 \text{ mg}, R = 9.8 \text{ mm}, c = 3.08 \text{ mm}, r_2 = 0.57 R, I_y = 1.59 \times 10^{-9} \text{ kg} \cdot \text{m}^2, l_1 = 0.26 \times 1.62 R$ (l_1 为翅根到质心的距离);以及悬停飞行的运动学数据: $\alpha = 131^\circ, n = 197 \text{ Hz}, \beta = 0^\circ$ (β 为拍动平面倾角), $\gamma = 8.0^\circ$ (γ 为翅根与质心连线与铅垂线的夹角,见图 1)。空气密度 $\rho = 1.23 \text{ kg/m}^3$ 。由以上数据,可算得: $U = 5.00 \text{ m/s}, t_w = 5.08 \text{ ms}, m^+ = 108.23, I_y^+ = 21.62, g^+ = 0.010, = 8.24$ 。

式(1)中的 A 矩阵已在文献^[5]中确定。这里,需要确定 B 和 u 。

1.2 控制向量和控制矩阵

人们对蜜蜂等许多昆虫的自由飞行的观察^[8-10]表明,它们主要是通过改变翅的拍动幅度

(α), 拍动迎角 (α , 下拍; α , 上拍), 拍动平均角 (ϕ) 来控制飞行的。由对拍动翅气动力随拍动参数变化方面的研究(例如文献[11-12])可知, 悬停或接近悬停飞行时, 改变 α 主要使升力改变; 对 α 和 α 改变相同的量时, 也主要使升力改变; 对 α 和 α 改变大小相同但符号不同的量时, 主要使水平方向的力改变; 改变 ϕ 时, 主要产生俯仰力矩。本文假设蜜蜂是用这些量来控制其悬停飞行的。控制向量可写为

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \alpha \\ \phi \\ \alpha \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: α 和 ϕ 分别为 α 和 ϕ 相对各自的平衡值的增量; α 为 α 和 α 相对平衡值同时增加或减小的量(例如, $\alpha = 5$ 为 α 和 α 较平衡值都增大了 5°; α 为 α 增大而 α 减小(或 α 减小而 α 增大)的量(例如, $\alpha = 5$ 表示 α 较平衡值增大了 5° 而 α 较平衡值减小了 5°)。u 确定之后, B 可写为

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} X^+/m^+ & X_1^+/m^+ & X_\phi^+/m^+ & X_2^+/m^+ \\ Z^+/m^+ & Z_1^+/m^+ & Z_\phi^+/m^+ & Z_2^+/m^+ \\ M^+/I_y^+ & M_1^+/I_y^+ & M_\phi^+/I_y^+ & M_2^+/I_y^+ \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: X^+ , X_1^+ 等为控制导数(与气动导数一样, 已无量纲化)。

1.3 控制导数的计算

文献[5]确定了平衡状态下翅膀拍动的各参数, 并计算了气动导数。这里, 在相同的平衡状态下计算控制导数, 也是通过对拍动翅绕流的 N-S 方程数值解来完成的(平衡时, 身体无运动, 故只考虑翅膀)。这部分工作占本文工作的一个较大的部分。但因拍动翅 N-S 方程的求解过程在以前的若干论文^[3, 12-13]中已有较详细的描述, 此处不赘述。所用的计算程序已用作拍动运动及做周向转动运动的模型昆虫翅的实验结果进行了仔细的验证; 计算网格及时间步等参数也是基于详细的数值实验后选取的^[12-13]。

本文进行了 4 个系列的计算。系列: 取若干个值而其他参数取平衡态值, 计算每个值下拍动翅的气动力和力矩; 1 系列、 ϕ 系列和 2

系列类似。基于所获得的力和力矩便可计算出控制导数。

1.4 分析方法

控制导数求出之后, 控制矩阵 B 便确定了。从而可基于式(1)研究昆虫的动稳定性及控制问题。下面用模态分析的方法分析悬停飞行的控制特性。

2 结果分析与讨论

2.1 控制导数

α , α , ϕ 及 α 系列的计算结果示于图 2(各量均减去了其平衡态的值)。可见, 在 $-0.2 < (\alpha, \alpha, \phi, \alpha) < 0.3$ 范围内, X^+ , Z^+ 及 M^+ 随 α , α 及 α 近似地线性变化。

由图 2 中的数据, 可求出气动导数 X^+ , Z^+ , M^+ 等, 已示于表 1 中。由表 1 可见, 针对 α 的导数, Z^+ 的绝对值较其他导数的大得多, 这表明改变 α 主要产生垂直方向的力。类似地, 表 1 还表明: 改变 α 也主要产生垂直方向的力; 改变 ϕ 主要产生俯仰力矩; 改变 α 主要产生水平方向的力和俯仰力矩。

表 1 无量纲控制导数

X^+	Z^+	M^+	X_1^+	Z_1^+	M_1^+
-0.026	-0.917	0.049	0.124	-3.107	-0.194
X_ϕ^+	Z_ϕ^+	M_ϕ^+	X_2^+	Z_2^+	M_2^+
-0.561	0.001	-1.361	-2.105	-0.056	-0.940

下面简单地分析每个控制量 (α , α , ϕ 及 α) 变化时对气动力和力矩产生的物理原因。首先分析 α 变化时的情形。当 α 与平衡状态相比增大(或减小)时, 拍动翅上拍和下拍的速度都增大(或减小)了, 故在 1 个周期中每一时刻翅膀上的升力和阻力都增大(或减小)。但由于上拍和下拍时所产生的升力同向而阻力反向, 故与平衡状态相比 Z 减小(或增大)而 X 几乎不变; 另外, 由于所产生的升力作用点在质心附近, 故俯仰力矩也几乎不变化。对于 α 变化的情形, α 变化时上拍和下拍的几何迎角都增大(或减小), 对气动力和俯仰力矩所产生的影响与 α 的变化所产生的类似。接下来分析 ϕ 变化的情形, 当 ϕ 与平衡状态相比

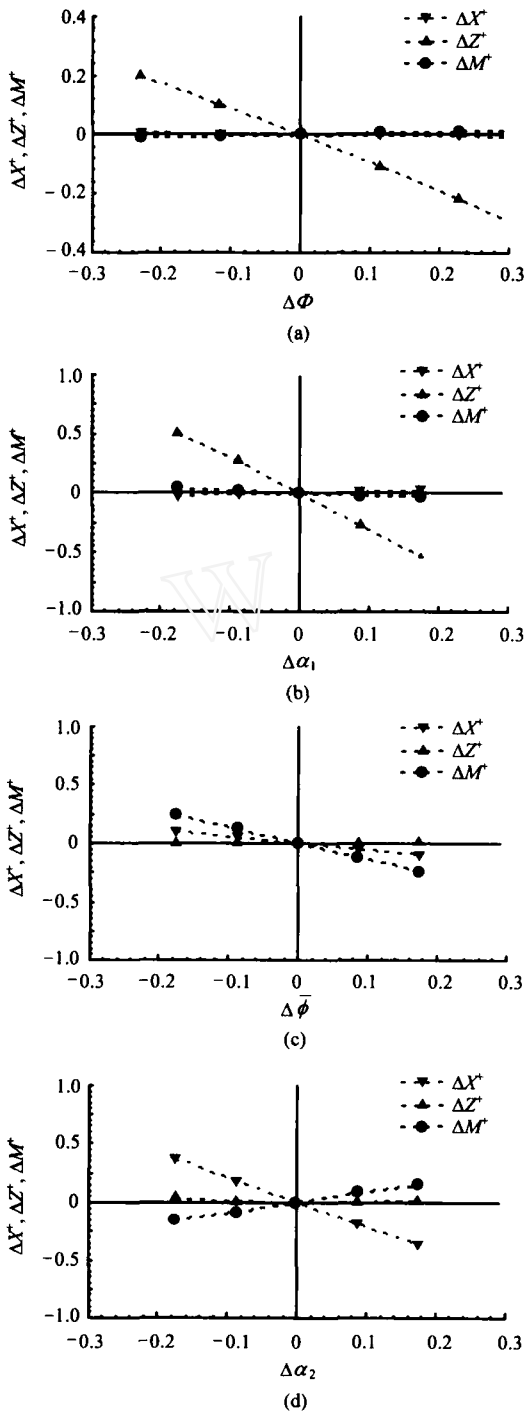


图 2 ϕ , α_1 和 α_2 系列的无量纲气动力

Fig. 2 ϕ -series (a), α_1 -series (b), ϕ -series (c) and α_2 -series (d) forces and moments data

增大(或减小)时,翅的速度,几何迎角都不变,只是翅所拍过的区域(扇形区域)向后(或向前)移动了。这将使气动力的作用点后移(或前移),故产生一个较大的低头(或抬头)力矩。最后分析 α_2 变化的情形,当 α_2 增大时,下拍的迎角增大而上拍的迎角减小同样的值,从而下拍时翅膀上的升力和阻力增大了,而上拍时翅膀上的升力和阻力

减小了。下拍升力增大对 z 有负的贡献而上拍升力减小对 z 有正的贡献,这导致了 z 几乎不变;下拍阻力增大时对 x 有负的贡献而上拍阻力减小也对 x 有负的贡献,故产生了较大的 x 的负增量(同理, α_2 减小时,产生较大的 x 的正增量);另外,由于所产生的 x 力作用点在质心上方,故俯仰力矩较大。

2.2 模态分析:可观性和可控性

现在,控制矩阵 B 中的各元素的值已计算出(系统矩阵 A 中的各元素已在文献[5]中计算出)。运动方程式(1)可写为

$$\begin{bmatrix} \dot{u}^+ \\ \dot{w}^+ \\ \dot{q}^+ \\ \cdot \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} u^+ \\ w^+ \\ q^+ \\ \cdot \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} \phi \\ \phi \\ \phi \\ \phi \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0057 & 0.0002 & -0.0002 & -0.001 \\ -0.0007 & -0.0100 & 0.0001 & 0 \\ 0.1295 & 0.0035 & -0.0675 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.0002 & 0.0011 & -0.0052 & -0.0194 \\ -0.0085 & -0.0287 & 0 & -0.0005 \\ 0.0023 & -0.0090 & -0.0630 & 0.0435 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

下面进行模态分析(方法详见文献[14])。文献[5]已表明, A 有一对复特征值, $\lambda_{1,2} = 0.032 \pm 0.091i$, 和 2 个实特征值, $\lambda_3 = -0.138$ 和 $\lambda_4 = -0.01$ (见文献[5], 表 2); 它们分别对应 3 个模态: 不稳定振荡模态、快衰减模态和慢衰减模态(见文献[5])。记 $\lambda_{1,2}$ 对应的特征向量为 $\bar{v}_1 \pm \bar{v}_2 i$, λ_3 和 λ_4 对应的特征向量分别为 \bar{v}_3 和 \bar{v}_4 。引入特征向量矩阵 M :

$$M = [\bar{v}_1 \quad \bar{v}_2 \quad \bar{v}_3 \quad \bar{v}_4] \quad (9)$$

令

$$\begin{bmatrix} u^+ \\ w^+ \\ q^+ \\ \cdot \end{bmatrix} = M \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \eta_3 \\ \eta_4 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: η_1, η_2, η_3 和 η_4 为模态坐标。将式(10)代入式(6), 然后两边乘以 M^{-1} (这里, A 的特征值, 特

征向量, M 及 M^{-1} 是由 Matlab 计算的), 得到

$$\begin{bmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \\ 4 \end{bmatrix} = A_m \begin{bmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \\ 4 \end{bmatrix} + B_n \begin{bmatrix} 1 \\ -\phi \\ 2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中:

$$A_m = \begin{bmatrix} 0.032 & 0.091 & 0 & 0 \\ -0.091 & 0.032 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.138 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.010 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$B_n = \begin{bmatrix} 0.005 & -0.017 & -0.103 & 0.112 \\ 0.003 & -0.019 & -0.155 & 0.032 \\ -0.010 & 0.033 & 0.207 & -0.224 \\ -0.008 & -0.029 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

模态坐标 ($1, 2, 3$ 和 4) 与状态变量之间的关系为

$$\begin{bmatrix} u^+ \\ w^+ \\ q^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.078 & 0.185 & 0.074 & -0.027 \\ -0.001 & -0.001 & 0.001 & 0.999 \\ 0.064 & 0.181 & -0.136 & 0 \\ 1.981 & 0 & 0.988 & -0.027 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \\ 4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

及

$$\begin{bmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \\ 4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.75 & -0.04 & 1.79 & 0.38 \\ 3.27 & 0.09 & 2.19 & 0.06 \\ 3.50 & 0.10 & -3.58 & 0.25 \\ 0 & 1.00 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u^+ \\ w^+ \\ q^+ \end{bmatrix} \quad (15)$$

由式(11)和式(12)可见, 1 和 2 为不稳定振荡模态的模态坐标; 3 与 4 分别为快衰减模态和慢衰减模态的模态坐标。

为了使悬停飞行稳定, 该昆虫应控制不稳定振荡模态。另外, 慢衰减模态虽是稳定的, 但其衰减很慢, 也需要控制。

由式(11)~(13)可见, 不稳定振荡模态 ($1, 2$) 可被 ϕ 或 2 有效地控制, 这是因为在 B_n 的第 1, 2 行中, 第 3, 4 列的元素的绝对值较第 1, 2 列的大得多 (约大 1 个量级)。慢衰减模态 (4) 可被 1 或 2 有效地控制, 这是因为在 B_n 的第 4 行中, 第 1, 2 列的元素的绝对值较第 3, 4 列的大得多 (大 1~2 个量级)。

由式(15)可见, 对于不稳定振荡模态, 可观察到的变量主要为 u 和 q , 也可在较低程度上

观察到 (快衰减模态亦然); 对于慢衰减模态, 可观察到的变量为 w 。这表明, 为控制不稳定振荡模态, 应反馈 u, q 和 2 这 3 个量的某种组合; 为控制慢衰减模态, 应反馈 w 。

综合以上分析可知: 为实现稳定的悬停飞行, 不稳定振荡模态和慢衰减模态需要控制; 为控制不稳定振荡模态, 以 ϕ (或 2) 反馈 u, q 和这 3 个量的某种组合便可; 为控制慢衰减模态, 以 w (或 1) 反馈 w 便可。这就是说, 该昆虫只需要控制变量 u 和 ϕ , 或 u 和 2 , 或 u 和 ϕ , 或 1 和 2 , 便可稳定地悬停 (当然也可 4 个控制变量都用)。

2.3 稳定悬停的控制

下面通过几个例子来应用 2.2 节的理论, 同时也可从概念上探讨蜜蜂实现稳定悬停的一些控制方式。

(1) 用 1 和 ϕ 进行控制

2.2 节中指出, 反馈 u, q 和 2 以产生 ϕ , 反馈 w 以产生 1 , 便可控制不稳定振荡模态和慢衰减模态, 以达到稳定的悬停飞行。1 种反馈方式如下, 令

$$1 = k_1 w^+ \quad (16)$$

$$\phi = k_2 u^+ + k_3 q^+ + k_4 2 \quad (17)$$

选择合适的 k_1, k_2, k_3 和 k_4 , 可能使系统稳定。

上面已表明, 慢衰减模态是主要体现为 w 的运动; 另外, 该运动主要受 1 的控制, 而 1 又只与 w 有关, 故有关 w 的运动方程, 即式(1)中的第 2 个方程, 可与其他方程解耦, 其可简化为

$$\dot{w}^+ = \frac{Z_w^+}{m^+} w^+ + \frac{Z_1^+}{m^+} 1 = -0.01 w^+ - 0.0085 \quad (18)$$

将 $1 = k_1 w^+$ 代入式(18), 有

$$\dot{w}^+ = \left(\frac{Z_w^+}{m^+} + \frac{Z_1^+}{m^+} k_1 \right) w^+ = (-0.01 - 0.0085 k_1) w^+ \quad (19)$$

其特征值为

$$\lambda_4 = -0.01 - 0.0085 k_1 \quad (20)$$

若取 $k_1 = 10.59$, 有 $\lambda_4 = -0.1$, 从而该模态的半幅时间 $t_h = 7$, 即 7 次拍动后扰动就衰减到初始值的一半 (而控制前 60 多次拍动后扰动才衰减到初始值的一半)。

对于不稳定模态和慢衰减模态的运动, 其基本不涉及 w , 因而, 式(1)中的第 2 个方程可消

去,其他 3 个方程中含 w 的项可消去,式(1)简化为

$$\begin{bmatrix} \dot{u}^+ \\ \dot{q}^+ \\ \dot{\cdot} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u^+ / m^+ & X_q^+ / m^+ & -g^+ \\ M_u^+ / I_y^+ & M_q^+ / I_y^+ & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u^+ \\ q^+ \\ \cdot \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_\phi^+ / m^+ \\ M_\phi^+ / I_y^+ \\ 0 \end{bmatrix} \bar{\phi} \quad (21)$$

将式(17),即

$$\bar{\phi} = [k_2 \quad k_3 \quad k_4] \begin{bmatrix} u^+ \\ q^+ \\ \cdot \end{bmatrix}$$

代入式(21),有

$$\begin{bmatrix} \dot{u}^+ \\ \dot{q}^+ \\ \dot{\cdot} \end{bmatrix} = E \begin{bmatrix} u^+ \\ q^+ \\ \cdot \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中:

$$E = \begin{bmatrix} -0.006 & 0 & -0.01 \\ 0.130 & -0.067 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.005 \\ -0.063 \\ 0 \end{bmatrix} [k_2 \quad k_3 \quad k_4] \quad (23)$$

矩阵 E 的特征方程为

$$\lambda^3 + b\lambda^2 + c\lambda + d = 0 \quad (24)$$

式中:

$$b = 0.0732 + 0.0052k_2 + 0.0630k_3 \quad (25)$$

$$c = 0.0004 + 0.0003k_2 + 0.0010k_3 + 0.0630k_4 \quad (26)$$

$$d = 0.0013 - 0.0063k_2 + 0.0010k_4 \quad (27)$$

式(24)是一元三次方程,根有解析表达式,即其 3 个根可表示为 k_2, k_3 和 k_4 的已知函数,因此,给出特征值的数值,原则上可定出合适的 k_2, k_3 和 k_4 的值。但由于根的表达式十分复杂,这样做很难确定 k_2, k_3 和 k_4 的数值。注意到因为 3 个根是已知的,由根与系数的关系, b, c 及 d 的值是可算出的。这样,式(25)~(27)给出了一个确定 k_2, k_3 和 k_4 的线性方程组,非常容易求解。假设需要 $\lambda_{1,2} = -0.1 \pm 0.091i, \lambda_3 = -0.138$ (从而,不稳定振荡模态变为稳定的且半幅时间为 $t_h = 7$,即 7 次拍动后,扰动减少至初始值的一半),求解式(25)~(27)可定出 $k_2 = -0.8762, k_3 = 4.279$ 和 $k_4 = 0.6571$ 。这就是说,若该昆虫用

$$= 10.59 w^+ \quad (28)$$

$$\bar{\phi} = -0.8762 u^+ + 4.2791 q^+ + 0.6571 \cdot \quad (29)$$

反馈,便可控制可能的扰动运动,稳定地悬停飞行。

(2) 用 λ_1 和 λ_2 (或 λ_2 和 λ_3, λ_1 和 $\bar{\phi}$ 进行控制

考虑用 λ_1 和 λ_2 控制的情形,令

$$\lambda_1 = k_1 w^+ \quad (30)$$

$$\lambda_2 = k_2 u^+ + k_3 q^+ + k_4 \cdot \quad (31)$$

用与 2.3 节(1)中类似的方法可知,取 $k_1 = 3.14, k_2 = 7.7689, k_3 = -2.6159$ 和 $k_4 = -0.9464$ 时,可得 $\lambda_{1,2} = -0.1 \pm 0.091i, \lambda_3 = -0.138$ 和 $\lambda_4 = -0.1$ 。这就给出了 1 个用 λ_1 和 λ_2 控制悬停飞行的例子。

作者的研究也考虑了用 λ_1 和 λ_2 及用 λ_1 和 $\bar{\phi}$ 进行控制的例子,得到了类似的结果,此处不赘述。

2.4 一些来自实验观察的根据

本文的研究表明蜜蜂在悬停飞行时要通过不断地调整拍动幅角和平均拍动角(或上、下拍的迎角)来保持稳定的飞行。以往人们对蝇、蜂及其他昆虫自由飞行时的翅膀运动的实验观测,可为此提供一些证据。Dudley 和 Ellington^[15]通过风洞试验研究了熊蜂悬停和前飞时的情况,看到拍动幅角和平均拍动角的瞬时值明显地在平均值附近变化。Ennos^[16]将食蚜蝇放在一个笼子中进行观测,也看到其在稳定悬停飞行时拍动幅角不断在平均值附近变化($\alpha = 14^\circ$)。这种变化可能是昆虫为了保持其飞行的稳定性而主动地产生的。

上述实验并不是专门设计来观测昆虫的稳定飞行控制的。有必要在今后的实验中用能很好地悬停的昆虫,在相对较长的时间里观测其翅膀拍动的运动学参数发生的变化,以验证上述理论。

3 结 论

(1) 悬停飞行时,改变 λ_1 或 λ_2 主要产生垂直力的变化;改变 $\bar{\phi}$ 主要产生俯仰力矩的变化;改变 λ_2 主要产生水平力及俯仰力矩的变化。

(2) 蜜蜂悬停飞行的纵向扰动运动由 3 个特征模态构成:不稳定振荡模态、快衰减模态和慢衰减模态。为实现稳定的悬停飞行,不稳定振荡模态和慢衰减模态需要控制。为控制不稳定振荡模态,以 $\bar{\phi}$ (或 λ_2) 反馈 u, q 和 \cdot 这 3 个量的某

种组合便可;为控制慢衰减模态,以(或 ω_1)反馈 w 便可。这就是说,该昆虫只需用控制变量 w 和 ω_1 或 ω_2 , ϕ_1 和 ϕ_2 ,便可稳定地悬停(当然也可4个控制变量都用)。这些结果对仿昆虫微型飞行器的研制有重要的指导意义。

参 考 文 献

- [1] Ellington C P, van den Berg C, Willmott A P. Leading edge vortices in insect flight[J]. Nature, 1996, 347: 472-473.
- [2] Dickinson M H, Lehman F O, Sane S P. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight [J]. Science, 1999, 284: 1954-1960.
- [3] Sun M, Tang J. Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion[J]. J Exp Biol, 2002, 205: 55-70.
- [4] Taylor G K, Thomas A L R. Dynamic flight stability in the desert locust *Schistocerca gregaria* [J]. J Exp Biol, 2003, 206: 2803-2829.
- [5] 孙茂,熊燕. 微型飞行器的仿生力学——蜜蜂悬停飞行的动稳定性研究[J]. 航空学报, 2005, 26(4): 385-391.
Sun M, Xiong Y. Biomimetic mechanics of micro-air vehicles—dynamics flight stability of a hovering honeybee[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4): 385-391. (in Chinese)
- [6] Sun M, Xiong Y. Dynamic flight stability of a hovering bumblebee[J]. J Exp Biol, 2005, 208: 447-459.
- [7] 孙茂,熊燕. 蝇、蜂、蛾等昆虫悬停飞行的动稳定性研究 [C] 全国力学大会. 北京: 2005, 25-29.
Sun M, Xiong Y. Dynamic flight stability of hovering insects [C] Proceedings of Chinese Conference of Mechanics. Beijing, 2005: 25-29. (in Chinese)
- [8] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. II. Kinematics[J]. Phil Trans R Soc Lond B, 1984, 305: 41-78.
- [9] Dudley R, Ellington C P. Mechanics of forward flight in bumblebees. Kinematics and morphology [J]. J Exp

Biol, 1990, 148: 19-52.

- [10] Ellington C P. The novel aerodynamics of insect flight: applications to micro-air vehicles[J]. J Exp Biol, 1999, 202: 3439-3448.
- [11] Sane S P, Dickinson M H. The control of flight force by a flapping wing: lift and drag production[J]. J Exp Biol, 2001, 204: 2607-2626.
- [12] Wu J H, Sun M. Unsteady aerodynamic forces of a flapping wing[J]. J Exp Biol, 2004, 207: 1137-1150.
- [13] Sun M, Wu J H. Aerodynamic force generation and power requirements in forward flight in a fruit fly with modeled wing motion[J]. J Exp Biol, 2003, 206: 3065-3083.
- [14] Bryson A E. Control of spacecraft and aircraft[M]. Princeton: Princeton University Press, 1994.
- [15] Dudley R, Ellington C P. Mechanics of forward flight in bumblebees. I. Kinematics and morphology[J]. J Exp Biol, 1990, 148: 19-52.
- [16] Ennos A R. The kinematics and aerodynamics of the free flight of some diptera[J]. J Exp Biol, 1989, 142: 49-85.

作者简介:



吴江浩(1976 -) 男,讲师,硕士生导师。主要研究方向:仿生流体力学与飞行控制,气动布局优化等。
Tel: 101-86565034
E-mail: buaawjh@buaa.edu.cn



王济康(1978 -) 男,博士研究生。主要研究方向:昆虫非正常流动的研究。
E-mail: akangk@163.com

孙茂(1955 -) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:非定常流、流动控制、施翼空气动力学、仿生流体力学。
E-mail: m. sun @263.net

(责任编辑:刘振国)