

# 微型扑翼飞行器动力学模型参数的灵敏度分析

毕富国,何广平

(北方工业大学 机械与材料工程学院,北京 100144)

**摘要:**提出了一种针对动力学模型运动和几何参数的全局灵敏度分析方法。运用叶素法建立微型扑翼飞行器悬停状态的非线性动力学模型,通过挑选因子和定性分析来确定动力学模型中的主要参数,利用 Sobol 全局灵敏度分析方法对运动参数和几何参数进行灵敏度分析。结果显示,在参数取值范围内,运动参数中的全局灵敏度大小为:扑动频率 > 扑动角 > 攻角;几何参数中的全局灵敏度大小为:展弦比 > 一阶半径距。通过对动力学模型几何参数排的气动灵敏分析,为微型扑翼飞行器的动力学优化设计提供了依据。

**关键词:**微型扑翼飞行器;气动力模型;叶素法;Sobol 理论;机器人

**本文引用格式:**毕富国,何广平. 微型扑翼飞行器动力学模型参数的灵敏度分析[J]. 兵器装备工程学报,2019,40(8):94-99.

**Citation format:**BI Fuguo, HE Guangping. Sensitivity Analysis of Dynamic Model Parameters of Flapping-Wing Micro Air Vehicles[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(8): 94-99.

中图分类号:TJ86;V211

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)08-0094-06

## Sensitivity Analysis of Dynamic Model Parameters of Flapping-Wing Micro Air Vehicles

BI Fuguo, HE Guangping

(School of Mechanical and Materials Engineering, North China University of Technology, Beijing 100144, China)

**Abstract:** A global sensitivity analysis method for dynamic model motion and geometric parameters was proposed. The non-linear dynamic model of the MAV's hovering was established by using the blade-element method. The main parameters in the dynamic model were determined by selection factor and qualitative analysis. The Sobol global sensitivity analysis method was used to analyze the sensitivity of the motion parameters and geometric parameters. The results show that within the range of parameter values, the global sensitivity in the motion parameters is: flapping frequency > flapping angle > angle of attack; the global sensitivity in the geometric parameters is: aspect ratio > first-order radius. Through the aerodynamic sensitivity analysis of the geometric parameters of the dynamic model, it provides a basis for the dynamic optimization design of FWMAV.

**Key words:** flying-wing micro air vehicles; aerodynamic model; blade-element method; Sobol theory; robot

收稿日期:2019-03-26;修回日期:2019-04-02

基金项目:国家自然科学基金项目“切换非完整约束机械系统的动力学与控制”(51775002);北京市自然科学基金项目“超冗余自由度柔顺操作机器人的机构控制一体化设计方法研究”(L172001)

作者简介:毕富国(1994—),男,硕士研究生,主要从事动力学与控制研究,E-mail:15764338922@163.com。

通讯作者:何广平(1972—),男,博士,教授,主要从事机器人学、动力学系统与控制研究,E-mail:hegp55@126.com。

在1992年,美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)首次提出了微型飞行器(MAV)的概念,并认为其对未来战争格局有深远影响。在DAPRA计划的影响下,各微型飞行器在军事中得到应用。而微型扑翼飞行器(FWMAV)相较于其他无人机<sup>[1]</sup>,因其具有的高机动性、可悬停和隐蔽性好等优点而备受关注。随着微制造技术<sup>[2]</sup>的发展和昆虫飞行动力学<sup>[3-4]</sup>的深入研究,目前开展微型扑翼飞行器的研究已经成为机器人学领域的一个热点<sup>[5-7]</sup>。与传统固定翼和旋翼飞行器相比,微型扑翼飞行器所具有的高气动效率,抗干扰能力以及可悬停等特点依赖于非定常空气动力学现象,如延迟失速、旋转升力和尾迹捕捉<sup>[8]</sup>等。但由于尺度微小,微型扑翼飞行器的负载能力十分有限,系统设计中所需的传感器、电源、通信设备、控制设备等机载器件对飞行器的负载能力提出了较高要求。在研制微型扑翼飞行器时,其涉及的低雷诺数非定常空气动力学特点和性质是必须考虑的。

在小型扑翼飞行器研究方面,代表性地,如荷兰代尔夫特理工大学的DelFly系列<sup>[9]</sup>,美国的Nano Hummingbird<sup>[10]</sup>等。目前,有关微型扑翼飞行器的研究主要以哈佛大学的RoboBee系列<sup>[11]</sup>为主,该微型扑翼飞行器由初期的80毫克升力逐步提升到253mg升力。在以往的研究中,RoboBee研究团队主要通过实验来定量研究机翼形态和惯性参数对扑翼飞行性能的影响。通过在不同机翼形状和运动参数<sup>[12]</sup>下进行大量无源动态运动实验,比较气动力特性,逐步修正和优化飞行器的气动性能。本研究基于叶素理论建立气动力模型,引入Sobol全局灵敏度分析方法,对建立的微型扑翼飞行器气动模型中的设计参数进行定量分析,得到参数对升力的影响系数,利用数值方法研究参数与升力的关系,可以更有针对性地对主要的设计参数进行优化,为微型扑翼飞行器的设计和控制提供参考。

## 1 气动力建模

Sane<sup>[13]</sup>研究表明,基于准稳态空气动力学模型,根据实验结果对气动力系数进行修改,可以合理地预测由于延迟失速引起的瞬时气动力,而无需使用调节扑翼飞行空气动力学偏微分方程的复杂有限元解。因此,下面给出的空气动力学模型是基于准稳态方程的。准稳态方程不能模拟尾迹捕捉这种复杂的非稳态空气动力学现象,但是已有研究表明,在类正弦运动中,尾迹捕捉所产生的气动力对整体气动力贡献较小,准稳态理论对昆虫尺度的微型扑翼飞行器的气动力分析是适用的。

在气动力计算中采用叶素法来对气动力进行计算,可以给出每个微元的气动力计算公式<sup>[12]</sup>:

$$dF_{\text{aero}} = \frac{1}{2} \rho U^2 C_{\text{aero}}(\alpha) c(r) dr \quad (1)$$

其中, $U$ 为机翼相对速度,如图1所示; $\alpha$ 为机翼与拍动平面的夹角; $C_{\text{aero}}(\alpha)$ 为关于攻角的气动力系数。下面确定公式

中的参数,从而能计算每个微元上的气动力,如图2所示。

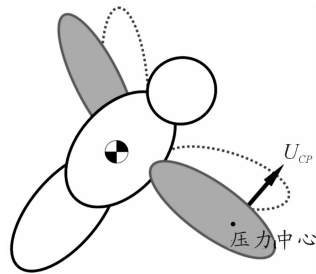


图1 微型扑翼飞行器示意图

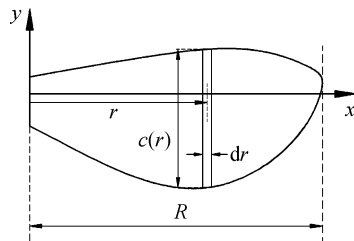


图2 参数化机翼示意图

图2中, $R$ 为翼根到机翼最远点的长度; $r$ 为相对于翼根的距离; $c(r)$ 为距离翼根 $r$ 处的展长分布; $dr$ 为沿展向的微元。

### 1.1 气动力系数的确定

Dickinson<sup>[14]</sup>通过实验研究总结出了关于昆虫气动力系数的经验公式,并给出其应用范围 $100 < Re < 14\,000$ 。在后续飞行器研究中,研究人员通常依据这一结论来进行气动力计算。其中气动力系数计算的主流方法有两种:一种是以哈佛大学为代表通过给定升阻力系数来直接升力和阻力,并通过 $C_N = \cos(\alpha)C_L + \sin(\alpha)C_D$ 间接计算机翼法向力,而并未计算切向力;第二种为以伯克利大学为代表的通过计算切向力和法向力,间接获得升力和阻力的近似计算公式。

哈佛大学在研究过程中所采用的气动力升力系数和阻力系数计算公式如下:

$$\begin{aligned} C_L(\alpha) &= C_{L\max} \sin(2\alpha) \\ C_D(\alpha) &= \left( \frac{C_{D\max} + C_{D0}}{2} \right) - \left( \frac{C_{D\max} - C_{D0}}{2} \right) \cos(2\alpha) \end{aligned} \quad (2)$$

其中, $C_{L\max} = 1.8$ ,  $C_{D0} = 0.4$ ,  $C_{D\max} = 3.4$ ;将各参数代入式(2)可得:

$$\begin{aligned} C_L(\alpha) &= 1.8 \sin(2\alpha) \\ C_D(\alpha) &= 1.9 - 1.5 \cos(2\alpha) \end{aligned}$$

并通过几何关系得:

$$C_N(\alpha) = \cos(\alpha)C_L + \sin(\alpha)C_D \quad (3)$$

再将各个系数代入微元方程(1)中,积分后获得单个机翅的升力、阻力及法向力。

伯克利的Deng等<sup>[15]</sup>基于实验数据给出了如下的法向力和切向力系数,以表达考虑了延迟失速现象的气动力系数:

$$C_N = 3.4 \sin(\alpha)$$

$$C_T = \begin{cases} 0.4 \cos^2(2\alpha), & 0 \leq \alpha \leq 45^\circ \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

并通过力平衡分析得到升力系数和阻力系数与法向力系数个切向力系数之间的关系:

$$C_L(\alpha) = \cos(\alpha) C_N(\alpha) - \sin(\alpha) C_T(\alpha) \quad (5)$$

$$C_D(\alpha) = \sin(\alpha) C_N(\alpha) + \cos(\alpha) C_T(\alpha)$$

进一步将各个系数代入微元方程(1)中,积分后获得单个翅膀的法向力、切向力以及对应的升力和阻力。

本文通过给定攻角函数并代入两种方法来对其准确性进行验证,获得结果如图3所示。

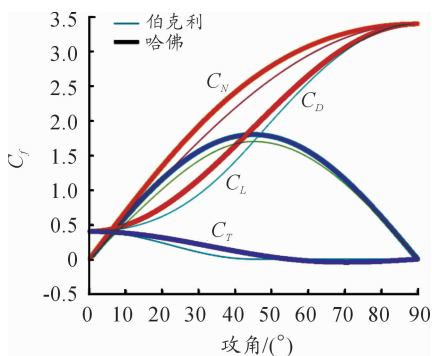


图3 攻角与气动力的关系

可以看出,以上通过经验公式得到的各组气动力系数,当攻角在约 $45^\circ$ 时,气动升力系数达到最大值。两者之间的差值则主要由于实验方法的不同导致的。

由于哈佛大学的 Robobee 系列已经展示了较好的飞行特性,因此,在下面均采用哈佛大学所给出的气动力计算公式,且攻角公式由文献[16]给出:

$$\alpha(t) = \alpha_{\max} \sin(2\pi ft + \delta) \quad (6)$$

假设起始位置的平均攻角面偏差 $\delta$ 为 $0$ , $\alpha_{\max} = 45^\circ$ 。

由 Dickinson<sup>[3]</sup>试验获得的平均升力系数表明,在发生超前和对称运动时昆虫获得的升力较大,但在飞行器设计过程中,要实现超前运动存在很大困难,因此在本文中不考虑超前滞后现象,采用名义方程:

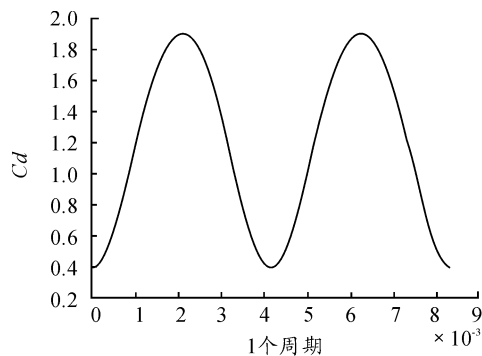
$$\alpha(t) = \alpha_{\max} \sin(2\pi ft + \delta) \quad (7)$$

将式(7)代入气动力系数计算公式(2),取机翼向前扑动为正方向,假设机翼在行程变换时的旋转时瞬间完成,得到图4所示气动力系数计算结果。

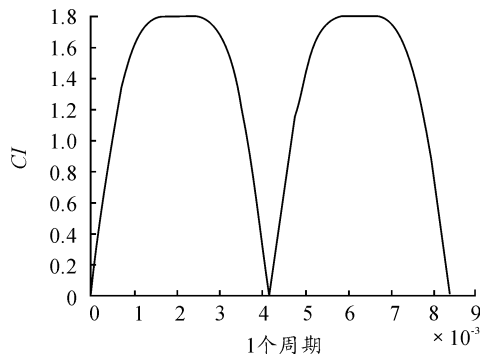
从计算结果可以看出,升、阻力系数在运动前半程和后半程先增大后减小并中间时刻出现最大值。由于在前半程和后半程运动变换时,机翅的方向发生改变。升力为机翅的切线方向,升力系数为 $0$ ,阻力为机翅的法线方向,阻力系数不为 $0$ 。

## 1.2 延展向方向弦长分布的确定

在使用叶素法计算升力时,需要求解沿机翼展向方向的弦长分布。



(a) 气动阻力系数



(b) 气动升力系数

图4 气动力系数计算结果

根据以往研究表明,机翅形状对气动力有较大的影响。对于大多数昆虫,可以通过翅膀的一阶半径矩 $\hat{r}_1$ 和二阶半径矩 $\hat{r}_2$ 来描述其特征。两者关系如下<sup>[17]</sup>:

$$\hat{r}_2 = 0.929(\hat{r}_1)^{0.732} \quad (8)$$

一阶半径矩是翅膀的中心区域,取值在 $0.4 \sim 0.6$ <sup>[12]</sup>,二阶半径矩描述翅膀的面积分布。

并发现翅膀形状可以用 $\beta$ 分布来表示:

$$\hat{c} = \frac{(\hat{r})^{p-1}(1-\hat{r})^{q-1}}{B(p,q)} \quad (9)$$

其中 $B(p,q)$ 为 $\beta$ 方程:

$$B(p,q) = \int_0^1 (\hat{r})^{p-1}(1-\hat{r})^{q-1} d\hat{r} \quad (10)$$

其中:

$$p = \hat{r}_1 \left[ \frac{\hat{r}_1(1-\hat{r}_1)}{\hat{r}_2^2 - \hat{r}_1^2} - 1 \right]$$

$$q = (1-\hat{r}_1) \left[ \frac{\hat{r}_1(1-\hat{r}_1)}{\hat{r}_2^2 - \hat{r}_1^2} - 1 \right] \quad (11)$$

将无量纲方程进行推导,得到微型扑翼飞行器的翼翼轮廓方程:

$$c(r) = \frac{R^2 r^{p-1} (R-r)^{q-1}}{AR \int_0^R r^{p-1} (R-r)^{q-1} dr} \quad (12)$$

## 1.3 机翼相对速度的确定

悬停状态下,来流速度为 $0$ 。因此,相对速度取机翅压力中心速度<sup>[15]</sup>:

$$U_{cp} = \hat{r}_2 R \omega \quad (13)$$

其中, $R$ 为机翼长度, $\omega$ 为机翼拍动角速度。

将气动力系数、弦长分布以及相对速度参数方程代入微元气动力计算式(1),得到

$$dF_L = \frac{1}{2} \rho U_{cp}^2 C_L(\alpha) c(r) dr \quad (14)$$

$$dF_D = \frac{1}{2} \rho U_{cp}^2 C_D(\alpha) c(r) dr \quad (15)$$

其中空气密度  $\rho = 1.205 \text{ kg/m}^3$ 。

沿展向积分得到气动力关于攻角的计算方程:

$$F_L = \frac{1}{2} \rho U_{cp}^2 C_L(\alpha) S \quad (16)$$

$$F_D = \frac{1}{2} \rho U_{cp}^2 C_D(\alpha) S \quad (17)$$

则单个翅膀的气动力为升力和阻力的矢量和:

$$F = F_L + F_D \quad (18)$$

## 2 Sobol 全局灵敏度分析

上一节所述气动力模型呈高度非线性特征,且各参数之间存在耦合。传统的局部灵敏度分析方法,如直接求导法、有限差分法和摄动法等是基于线性或非线性模型,对于非线性较强的模型,局部灵敏度分析法无法提供合理的分析结果。全局灵敏度分析方法则适用于高非线性模型、非单调模型、可分析全范围参数,并可以考察参数间相互作用,避免了局部分析方法的局限性。因此,在气动力参数灵敏度分析过程中考虑其特点采用全局灵敏度分析方法,具有重要的实际应用价值。其中,Sobol 方法是研究全局灵敏度常用的一种方法<sup>[18~20]</sup>。

### 2.1 Sobol 分析方法理论

Sobol 方法是一种基于方差分解的全局灵敏度定量分析方法。气动力模型  $Y = f(X)$ ,  $X = x_1, x_2, x_3, \dots, x_k$ , 其中  $x_1, x_2, x_3, \dots, x_k$  为模型中待分析的输入参数。 $Y$  为模型输出值。可以将模型分解为如下形式:

$$Y = f_0 + \sum_{i=1}^k f_i(x_i) + \sum_{i < j}^k f_{ij}(x_i, x_j) + \dots + f_{1,2,\dots,k}(x_1, x_2, \dots, x_k) \quad (19)$$

其中:

$$f_0 = E(Y)$$

$$f_i(x_i) = E(Y|x_i) - f_0$$

$$f_{ij}(x_i, x_j) = E(Y|x_i, x_j) - f_0 - f_i - f_j$$

从其中可以看出,  $f_i$  是单独改变  $x_i$  的效果(称为  $x_i$  的主要效应),并且  $f_{ij}$  表示除了它们各自变化的效果之外,同时改变  $x_i$  和  $x_j$  对输出的效果,这被称为二阶交互。高阶项具有类似的定义。

如果输入参数之间是相互独立的,则方程式(19)右侧各项相互正交,协方差为0。对两侧求方差得:

$$V(Y) = \sum_{i=1}^k V_i + \sum_{i < j}^k V_{ij} + \dots + V_{1,2,\dots,k} \quad (20)$$

其中:

$$V_i = V_{\text{arx}_i}(E x_{-i}(Y|x_i))$$

$$V_{ij} = V_{\text{arx}_{-ij}}(E x_{-ij}(Y|x_i, x_j)) - V_i - V_j$$

$x_{-i}$  表示除了  $x_i$  之外的所有变量的集合。

通过计算比率:

$$S_i = \frac{V_{\text{arx}_i}(E x_{-i}(Y|x_i))}{V(Y)} \quad (21)$$

式中,  $S_i$  是  $x_i$  的一阶灵敏度系数,表示参数  $x_i$  对模型输出的影响。

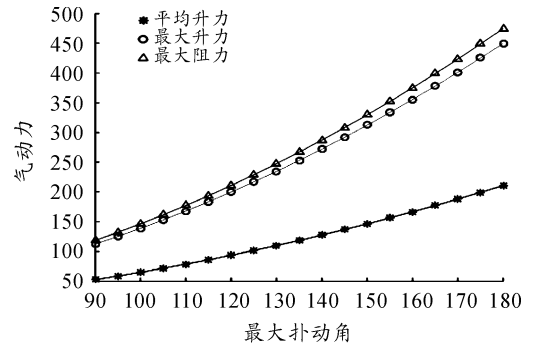
同理定义比率:

$$S_{Ti} = 1 - \frac{V_{\text{arx}_i}(E x_{-i}(Y|x_{-i}))}{V(Y)} = \frac{E_{x_i,i}(V_{\text{arx}_i}(Y|x_{-i}))}{V(Y)} \quad (22)$$

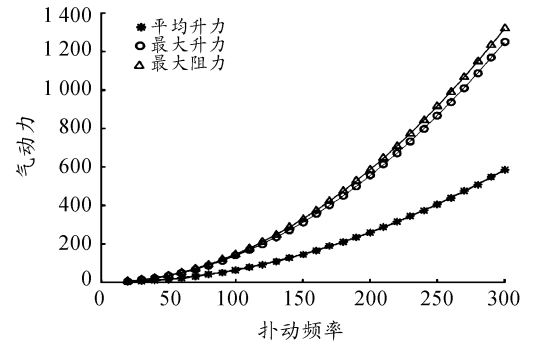
式中,  $S_{Ti}$  是  $x_i$  的全局灵敏度系数,表示考虑参数耦合作用后,  $x_i$  对模型输出的影响。

### 2.2 Sobol 法计算过程

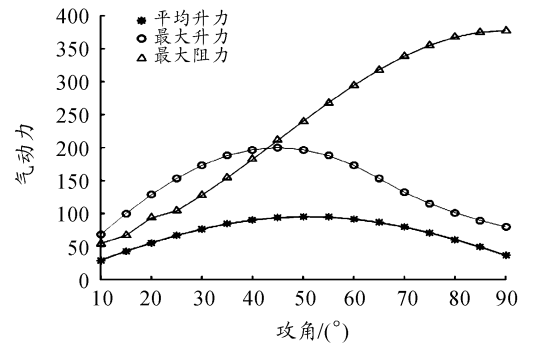
首先,进行因子筛选。根据定义设定展长为 15 mm,对气动力模型进行数值代入计算得到运动参数对气动力的影响,如图 5 所示。



(a) 最大扑动角比



(b) 扑动频率



(c) 攻角

图 5 运动参数对气动力的影响

由图 5 可以看出,在其他参数确定的情况下,气动力随最大扑动角的增大而增大;随攻角的增大先增大后减小;随扑动频率增大而增大。在上述分析中只是分别对每个参数对气动力的影响进行了控制变量分析,并未考虑在各个设计参数共同影响下气动力的变化。在确定分析参数之后,对气动力模型分析参数进行两次采样,得到  $A_{N \cdot D}$  和  $B_{N \cdot D}$  矩阵,其中  $N$  为抽样参数,  $D$  为分析参数。另构造  $AB^i (i = 1, 2, \dots, D)$  即用  $B$  的第  $i$  列替换  $A$  的第  $i$  列。

将上述所得各个矩阵分别代入方程式中求解,获得  $Y_A$ 、 $Y_B$ 、 $Y_{AB}$ 。

$$V_{arxi}(Ex_{-i}(Y|x_i)) \approx \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N f(B)_j * (f(AB^i)_j - f(A)_j) \tag{23}$$

$$Ex_{-i}(V_{arxi}(Y|x_i)) \approx \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (f(A)_j - f(AB^i)_j)$$
$$V(Y) = V(A) + V(B) \tag{24}$$

其中,根据文献[21]图 6 及表 2 给出的数据表明,在参数数量为 5 的模型全局灵敏度分析中,取样数在 500 左右即可达到收敛。在本次全局灵敏度分析过程中取样数为 1 000,满足取样要求。参数取值范围如表 1 所示。

表 1 各参数取值范围

取值范围	一阶半径矩 $\hat{r}_1$	展弦比 $AR/mm$	最大扑动角 $\varphi/(^\circ)$	最大攻角 $\alpha/(^\circ)$	扑动频率 $f/Hz$
上限	0.4	1	90	10	20
下限	0.6	10	180	90	300

3 计算结果及分析

考虑到飞行器设计过程中机翼几何参数的加工难度和加工条件要求较高,且在飞行器实际飞行过程中主要依赖于运动参数进行控制,因此在以往研究过程中关于参数灵敏度分析的研究受到更多关注。本文同时进行了几何参数的灵敏度分析,从而为机翼设计提供参考。

通过 Matlab 计算得到气动力模型中机翼几何参数一阶半径矩、展弦比以及运动参数最大扑动角、最大攻角、扑动频率的全参数一阶灵敏度和全局灵敏度,计算结果分别是:总方差为  $4.6 \times 10^{-2}$ ;一阶半径矩方差为  $2.42 \times 10^{-4}$ ;展弦比方差为  $1.19 \times 10^{-2}$ ;最大扑动角方差为  $1.579 \times 10^{-3}$ ;最大攻角方差为  $1.576 \times 10^{-3}$ ;扑动频率方差为  $1.7 \times 10^{-2}$ 。

计算可得:一阶半径矩的一阶灵敏度为  $5.26 \times 10^{-3}$ ,全局灵敏度为  $2.43 \times 10^{-2}$ ;展弦比的一阶灵敏度为  $2.59 \times 10^{-1}$ ,全局灵敏度为  $5.28 \times 10^{-1}$ ;最大扑动角的一阶灵敏度为  $3.42 \times 10^{-2}$ ,全局灵敏度为  $1.41 \times 10^{-1}$ ;最大攻角的一阶灵敏度为  $3.43 \times 10^{-2}$ ,全局灵敏度为  $1.08 \times 10^{-1}$ ;扑动频率的一阶灵敏度为  $3.68 \times 10^{-1}$ ,全局灵敏度为  $5.88 \times 10^{-1}$ 。分析结果如图 6 所示。

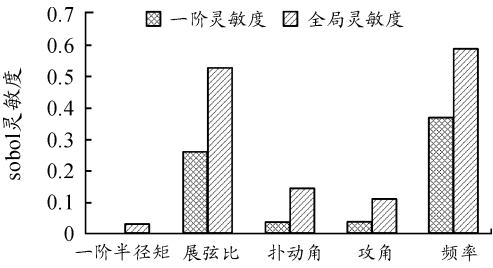


图 6 全参数灵敏度分析结果

进一步,按照上述分析方法分别对机翼设计中设计的机翼几何参数和运动控制参数进行灵敏度分析。

在独立的几何参数分析中设定最大扑动角为  $120^\circ$ ;最大攻角为  $45^\circ$ ;扑动频率为 120。得到分析结果为一阶半径矩的一阶灵敏度为  $3.65 \times 10^{-2}$ ,全局灵敏度为  $4.48 \times 10^{-2}$ ;展弦比的一阶灵敏度为  $9.95 \times 10^{-1}$ ,全局灵敏度为 1.01。结果如图 7 所示。

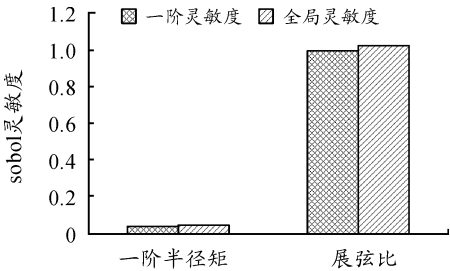


图 7 几何参数灵敏度分析结果

在独立的运动参数分析中设定一阶半径矩为 0.56;展弦比为 7。得到分析结果为最大扑动角的一阶灵敏度为  $1.26 \times 10^{-1}$ ,全局灵敏度为  $2.32 \times 10^{-1}$ ;最大攻角的一阶灵敏度为  $6.95 \times 10^{-2}$ ,全局灵敏度为  $1.09 \times 10^{-1}$ ;扑动频率的一阶灵敏度为  $5.82 \times 10^{-1}$ ,全局灵敏度为  $7.46 \times 10^{-1}$ 。结果如图 8 所示。

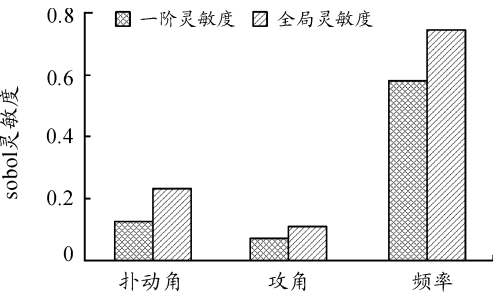


图 8 运动参数灵敏度分析结果

通过对比可以看出,全参数分析结果与对几何参数和运动参数分别分析得出的结果保持一致,从而证明了分析结果的有效性。全参数分析显示,对于气动力影响的因素大小依次为:扑动频率>展弦比>最大扑动角>最大攻角>一阶半径矩。运动参数全局灵敏度为扑动频率>最大扑动角>最大攻角。

相比于全局灵敏度,一阶灵敏度的排序与全局灵敏度基

本一致,同时也可以看出参数之间存在影响。在进行参数优化设计过程中,全局灵敏度较小的参数可以选取固定值,这样既可以减小在优化时的计算成本,也为控制律设计提供了方便。

## 4 结论

建立了基于叶素法的微型扑翼飞行器的气动力学模型,并采用 Sobol 全局灵敏度分析方法对气动力模型进行灵敏度分析,获得了机翼几何参数和运动参数对气动力的影响灵敏度。分析表明,几何参数中展弦比的全局灵敏度最大,为  $5.28e-1$ ,一阶半径距全局灵敏度最小,为  $2.44e-2$ ;运动参数中扑动频率的全局灵敏度最大,为  $5.88e-2$ ,扑动角的全局灵敏度为  $1.41e-2$ ,攻角的全局灵敏度为  $1.08e-1$ 。可以看出,要提高微型扑翼飞行器的空气动力性能,在结构参数方面,翅翼的展弦比需要进行精心设计,在运动参数方面,扑翼飞行器的攻角对扑翼飞行器的升力影响最大,在控制器设计中应优先进行稳定控制。

## 参考文献:

- [1] 李增彦,李小民. 单兵无人机发展现状及关键技术分析[J]. 飞航导弹,2017(6):23-29.
- [2] JAFFERIS N T, SMITH M J, WOOD R J. Design and manufacturing rules for maximizing the performance of polycrystalline piezoelectric bending actuators[J]. Smart Materials and Structures, 2015, 24(6):065023.
- [3] DICKINSON M H. Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight[J]. Science (Washington D C), 1999, 284(5422):1954-1960.
- [4] ANDERSEN A, PESAVENTO U, JANE W Z. Unsteady aerodynamics of fluttering and tumbling plates[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2005, 541(541):65-90.
- [5] HINES L, CAMPOLO D, SITTI M. Liff-off of a Motor-Driven, Flapping-Wing Microaerial Vehicle Capable of Resonance[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2014, 30(1):220-232.
- [6] MA K Y, CHIRARATTANANON P, FULLER S B, et al. Controlled Flight of a Biologically Inspired, Insect-Scale Robot[J]. Science, 2013, 340(6132):603-607.
- [7] ZOU Y, ZHANG W, ZHANG Z. Liff-off of an Electromagnetically Driven Insect-Inspired Flapping-Wing Robot[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2016:1-5.
- [8] SANE S P. The aerodynamics of insect flight[J]. Journal of Experimental Biology, 2003, 206(23):4191-208.
- [9] DE CROON G C, GROEN M A, DE W C, et al. Design, aerodynamics and autonomy of the DelFly[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2012, 7(2):025003.
- [10] KEENNON M, KLINGEBIEL K, WON H. Development of the Nano Hummingbird: A Tailless Flapping Wing Micro Air Vehicle[C]//Aiaa Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2013.
- [11] HELBLING E F, WOOD R. A Review of Propulsion, Power, and Control Architectures for Insect-Scale Flapping-Wing Vehicles[C]. Applied Mechanics Reviews, 2017.
- [12] WHITNEY J P, WOOD R J. Aeromechanics of passive rotation in flapping flight[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 660.
- [13] SANE S P, DICKINSON M H. The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight[J]. Journal of Experimental Biology, 2002, 205(Pt 8):1087.
- [14] LENTINK D, DICKINSON M H. Rotational accelerations stabilize leading edge vortices on revolving fly wings[J]. Journal of Experimental Biology, 2009, 212(16):2705-2719.
- [15] Xinyan Deng, Schenato L, Wei Chung Wu, et al. Flapping flight for biomimetic robotic insects: part I-system modeling[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2006, 22(4):788.
- [16] CHEN Y, MA K, WOOD R J. Influence of wing morphological and inertial parameters on flapping flight performance[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots & Systems. IEEE, 2016.
- [17] ELLINGTON C P. The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. II. Morphological Parameters[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences, 1984, 305(1122):17-40.
- [18] 夏露, 杨梅花, 李朗, 等. 基于全局灵敏度分析方法的气动设计研究[J]. 西北工业大学学报, 2018(1):49-56.
- [19] 王树新, 宋扬, 王延辉, 等. 基于 Sobol' 法的 Petrel-II 水下翔机能耗参数灵敏度分析[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2017(02):5-12.
- [20] 尹俊杰, 常飞, 李曙林, 等. 基于 Sobol 法的整体翼梁损伤容限设计参数灵敏度分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2013(6):9-12.
- [21] SARRAZIN F. Global Sensitivity Analysis of Environmental Models: Convergence, Robustness and Accuracy Analysis[C]//Agu Fall Meeting. AGU Fall Meeting Abstra.

(责任编辑 周江川)