

# 仿生缝翼的增升作用

葛长江<sup>1</sup>,葛美辰<sup>2</sup>,梁平<sup>1</sup>,张志辉<sup>1</sup>,任露泉<sup>1</sup>

(1. 吉林大学 工程仿生教育部重点实验室, 长春 130022; 2. 吉林大学 机械科学与工程学院 长春 130022)

**摘要:**以长耳鸮的翅膀为模本构建仿生翼型,并在此基础上构建设没有凹口的仿生缝翼及仿生多段翼型。利用快速成型系统制作相应的准二维试验模型,并在低湍流度的风洞内进行试验,结果显示:在攻角小于 $5^\circ$ 时,仿生翼型的升力系数更大,而在攻角大于 $5^\circ$ 时,具有仿生缝翼的仿生多段翼型的升力系数更优。同时,仿生多段翼型中仿生缝翼能提高失速角和最大升力系数,而且还能延迟升力系数曲线斜率的下降,从而在一定攻角范围内阻止前缘分离的发生。在低雷诺数下的绕翼烟线显示了仿生翼型的前缘分离,但在相同工况下的仿生多段翼型的流场中没有出现前缘分离。这个优点也许可以被用在未来的前缘缝翼的设计中。

**关键词:**工程仿生学;小翼羽;仿生缝翼;风洞;增升作用

**中图分类号:** TB17 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5497(2014)02-0387-05

**DOI:** 10.13229/j.cnki.jdxbgxb201402017

## High-lift effect of bionic slat

GE Chang-jiang<sup>1</sup>, GE Mei-chen<sup>2</sup>, LIANG Ping<sup>1</sup>, ZHANG Zhi-hui<sup>1</sup>, REN Lu-quan<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory of Bionic Engineering of Ministry of Education, Jilin University, Changchun 130022, China;

2. College of Mechanical Science and Engineering, Jilin University, Changchun 130022, China)

**Abstract:** In this paper, a bionic airfoil mimicking the wing of a long-eared owl is proposed. On this basis, a bionic slat without cove and multi-element airfoil is built. In order to reveal high-lift effect of the bionic slat, the corresponding quasi-two-dimensional models are manufactured by rapid manufacturing and prototyping system. Experiments are conducted in a low-turbulence wind tunnel. The results show that the lift coefficient of the bionic airfoil is larger when the angle of attack is less than  $5^\circ$ , but lift coefficient of the bionic multi-element airfoil with slat is larger when the angle of attack is greater than  $5^\circ$ . The bionic slat can increase the stall angle and the maximum lift coefficient; at the same time, it can also delay the decline of the lift coefficient curve slope in order to prevent the leading-edge separation within a certain range of angle of attack. Furthermore, the flow field around the models is visualized by smoke wire method, which shows the leading-edge separation of the bionic airfoil at low Reynolds numbers. However, the finding does not occur in the flow field of the bionic multi-element airfoil at the same conditions. This superiority may be used as reference in the design of the leading-edge slat or slot.

**Key words:** engineering bionics; alula; bionic slat; wind tunnel; high-lift effect

**收稿日期:** 2013-03-15.

**基金项目:** 国家自然科学基金项目(31071928).

**作者简介:** 葛长江(1981-),男,博士.研究方向:工程仿生. E-mail: 163\_gongbo@163.com

**通信作者:** 任露泉(1944-),男,教授,博士生导师,中国科学院院士.研究方向:工程仿生. E-mail: lqren@jlu.edu.cn

Soderman 等<sup>[1]</sup>和 Chow 等<sup>[2]</sup>分别对 CRJ-700 模型和 A340 全机进行噪声测试后证实, 增升装置是飞机进场和出场时的主要声源之一。经过近几十年的发展, 后缘襟翼的降噪技术已经相对成熟, 而降低前缘缝翼噪声的研究则进展缓慢。针对缝翼的最主要声源——凹口处的非定常流动, 很多学者<sup>[3-6]</sup>采用填充等方法消除凹口, 从而避免由凹口产生的声源, 并取得一定的成果。但在实际应用中, 要求在填充凹口之后, 缝翼不仅起到增升作用, 而且能收回, 这对现有的技术来说有很大的困难, 只能寄希望于新材料(柔性材料)的出现。更大的问题是, 在使用上述方法对缝翼降噪时, 经常会严重影响机翼最大升力系数, 弱化了缝翼的基本作用。

当前, 前缘缝翼的设计依然沿用传统设计理念, 且更加关注几何细节对缝翼增升作用<sup>[7-8]</sup>的影响及流动机理<sup>[9-10]</sup>。这使得不可避免地出现凹口结构, 导致无法消除由此产生的声源。在自然界中, 鸮类以静音飞行著称<sup>[11-12]</sup>。吉林大学的科研人员基于鸮类翅膀的特殊结构对 NACA0015 翼型进行了仿生学设计<sup>[13]</sup>, 发现仿生结构可以增强翼型的气动性。

本文从仿生学的角度出发, 重点构建基于长耳鸮小翼羽的没有凹口的仿生缝翼, 研究仿生缝翼在增升方面的作用。

### 1 构建仿生翼型和仿生多段翼型

鸮翼是由羽毛、骨骼和肌肉组成。为适应飞行时变化的流场, 翅膀的展向剖面之间会有一定的相对转角, 意味着不同展向位置上的弦线不在同一个平面上, 这与一般的人造机翼有些不同。因此, 为能在实际设计中应用, 人为地对鸮翼进行一定扭转来消除相对转角, 并固定在平板上, 然后利用三维激光扫描仪进行扫描, 见图 1。

初始的扫描结果有很多非光滑的表面, 例如, 由某些羽枝翘起产生的小面。对此, 需要将扫描后的结果进行光顺化处理, 以便消除这些奇异边界。翼尖附近的羽毛非常薄, 甚至有些羽毛之间没有重叠, 以致不能提取剖面, 所以从翼尖到小翼羽这部分三维模型被去掉。这样, 根据处理后的三维翼模型可以提取二维剖面, 具体步骤如下:

(1) 在小翼羽翼尖到鸮翼翼根的这段三维模型的展向等距提取 20 个剖面。

(2) 提取各个剖面的弯度和最大厚度, 而后对

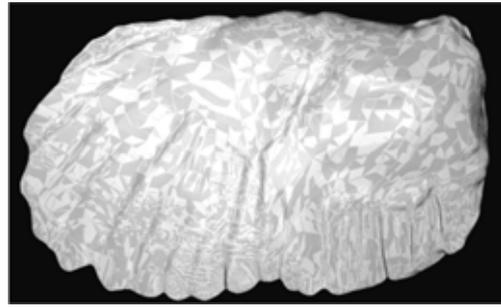


图 1 小翼羽内收时的鸮翼的三维扫描模型  
Fig. 1 3D Scanning model of the owl wing with retracting alula

其进行平均化。

(3) 构建基于小翼羽内收的仿生翼型。

本文使用 Birnbaum-Glauert 中弧线分布  $z_{(c)}$  公式<sup>[14-15]</sup>:

$$\frac{z_{(c)}}{c} = \frac{z_{c(\max)}}{c} \eta \sum_{n=1}^3 S_n (2\eta - 1)^{n-1} \quad (1)$$

式中:  $\eta = x/c$  为弦线的相对坐标,  $x$  为弦线方向上的坐标;  $z_{c(\max)}$  为步骤(2)得到的平均化弯度;  $c$  为翼型的弦长:

$$\frac{z_{(t)}}{c} = \frac{z_{t(\max)}}{c} \sum_{n=1}^4 A_n (\eta^{n+1} - \sqrt{\eta}) \quad (2)$$

式中:  $z_{t(\max)}$  为第(2)步得到的平均化最大厚度, 参数  $S_n$  和  $A_n$  是描绘翼型分布的多项式的系数, 见表 1。

表 1 中弧线和厚度分布公式中的系数

Table 1 Coefficients for the camber line distribution and the thickness distribution

系数	$n = 1$	$n = 2$	$n = 3$	$n = 4$
$S_n$	$1.503 \times 10^{-1}$	$-2.841 \times 10^{-3}$	$1.188 \times 10^{-3}$	—
$A_n$	-1.912	4.005	-3.451	1.091

得到中弧线分布和厚度分布后, 计算翼型剖面曲线

$$\begin{cases} z_{\text{upper}} = z_{(c)} + z_{(t)} \\ z_{\text{lower}} = z_{(c)} - z_{(t)} \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $z_{\text{upper}}$  为翼型的上表面曲线的坐标;  $z_{\text{lower}}$  为翼型的下表面曲线的坐标。

基于鸮翼的仿生翼型, 即仿生缝翼内收时的仿生翼型, 见图 2(a)。以弦长为基准的翼型参数的相对值如下: 弦长  $c = 100 \text{ mm}$ , 展长  $l = 150 \text{ mm}$ , 鸮翼模型的面积  $A = 15000 \text{ mm}^2$ , 最大厚度  $z_{t(\max)} = 14.77\%$ , 最大厚度的位置  $x_{z_{t(\max)}} = 15.00\%$ , 弯度  $z_{c(\max)} = 3.80\%$ , 弯度的位置  $x_{z_{c(\max)}} = 50.40\%$ 。

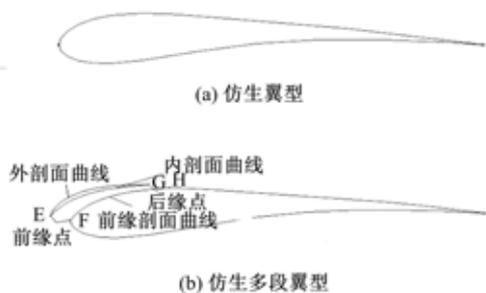


图 2 仿生翼型和仿生多段翼型

Fig. 2 Bionic airfoil and bionic multi-element airfoil

(4)构建基于小翼羽外伸的仿生多段翼型。从工程实际出发,这里认为仿生缝翼的外剖面曲线是仿生多段翼型的一部分。进一步假定仿生缝翼与固定翼的前缘点,仿生缝翼内、外剖面曲线的起点 E,固定翼前缘剖面曲线的起点 F 重合。随后,在三维小翼羽模型的展向中间位置上提取具有代表性的下表面曲线,然后对其进行二次曲线拟合,并作为仿生缝翼的内剖面曲线。接着,以此曲线沿着仿生翼型的前缘剖分仿生翼型,得到仿生缝翼内、外剖面曲线的终点 G 和固定翼前缘剖面曲线的终点 H。可以发现点 G 既与点 H 重合,又是仿生缝翼的后缘点。这样就确定了仿生缝翼外伸时的仿生多段翼型,见图 2(b)。可以看到仿生缝翼没有凹口,这样就有效地避免了由此产生的声源。

## 2 试验模型和方法

根据图 2 所示的二维翼型的几何参数制作准二维的仿生缝翼内收和外伸的试验模型。对于仿生翼型的准二维模型参数如前文所述,而对于仿生多段翼型,内收时的展长和弦长分别为 150 mm 和 100 mm,但还需仿生缝翼的位形参数,以仿生多段翼的弦长为基准的相对参数值如下:弦长值为 25%,前伸值为 5%,偏角为 0°,下垂值为 1%,缝道值为 0.925%。这里采用快速成型系统制作准二维试验模型,见图 3。

试验在低湍流度的 LW-9117 风洞中进行,试验段的界面为 150 mm×150 mm。风洞测试会带来一定的尺度效应和虚假雷诺数效应,本文的二元试验采用洞壁干扰修正,即浮力修正,固体阻塞修正,尾流阻塞修正和流线弯曲修正。使用的修正公式如下:

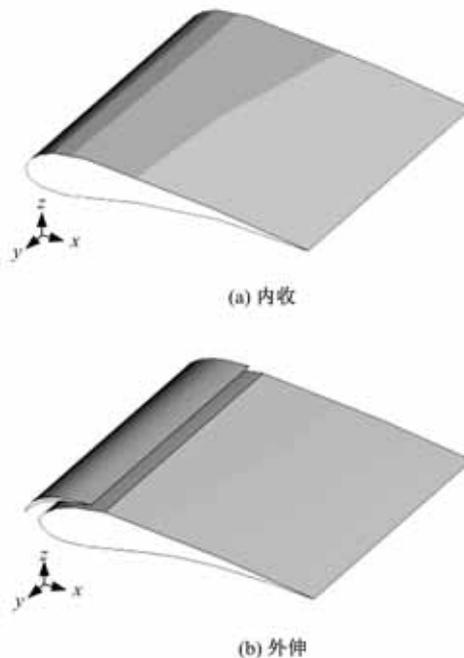


图 3 仿生缝翼内收和外伸时的准二维仿生模型

Fig. 3 Quasi-2D bionic models with retracting and stretching bionic slat

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_u + \frac{57.3\sigma}{2\pi}(c_{lu} + 4c_{m\frac{1}{4}u}) \\ c_l = c_{lu}(1 - \sigma - 2\epsilon) \\ c_{m\frac{1}{4}} = c_{m\frac{1}{4}u}(1 - 2\epsilon) + \frac{\sigma c_l}{4} \\ c_d = c_{du}(1 - 3\epsilon_{sb} - 2\epsilon_{wb}) \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\epsilon$  为阻塞修正因子,  $\epsilon = \epsilon_{sb} + \epsilon_{wb}$ ,  $\epsilon_{sb}$  为固体阻塞修正因子,  $\epsilon_{wb}$  为尾流阻塞修正因子;  $\sigma = \frac{\pi^2}{48} \left[ \frac{c}{h} \right]^2$  为流线弯曲修正因子,  $c$  为模型弦长,  $h$  为风洞高度;  $\alpha$ 、 $c_l$ 、 $c_{m\frac{1}{4}}$ 、 $c_d$  分别为攻角、升力系数、力矩系数和阻力系数,其中下标中有  $u$  的表示原始数据,没有  $u$  的表示修正后的数据。

根据使用的风洞的尺寸和翼型几何外形计算得出

$$\begin{cases} \sigma = \frac{\pi^2}{48} \left[ \frac{c}{h} \right]^2 = 0.0856 \\ \epsilon_{sb} = 0.0037 \\ \epsilon = 0.01245 c_{du} \end{cases} \quad (5)$$

同时,用模型将翼型和三向测量单元之间的链接件覆盖,以便忽略链接件的气动力,这样就能得到风洞修正后的数据。本文还通过烟线显示绕翼流动,证实仿生缝翼内收和外伸时导致的不同气动升力提供相应的流场结构,以便揭示仿生缝翼对流场影响的机理。

### 3 试验结果与分析

自然界中鸮降落时的雷诺数  $Re$  一般不超过  $6 \times 10^4$ , 并且飞机降落时也处于低雷诺数状态, 因此这里选择的试验速度为 5.9、8.8 m/s, 相应地, 雷诺数分别大约为  $4 \times 10^4$  和  $6 \times 10^4$ 。图 4 是不同雷诺数下仿生缝翼内收和外伸时的升力系数曲线。从图中可以看到, 仿生缝翼处于不同的状态会对升力系数曲线的变化有以下较大的影响。

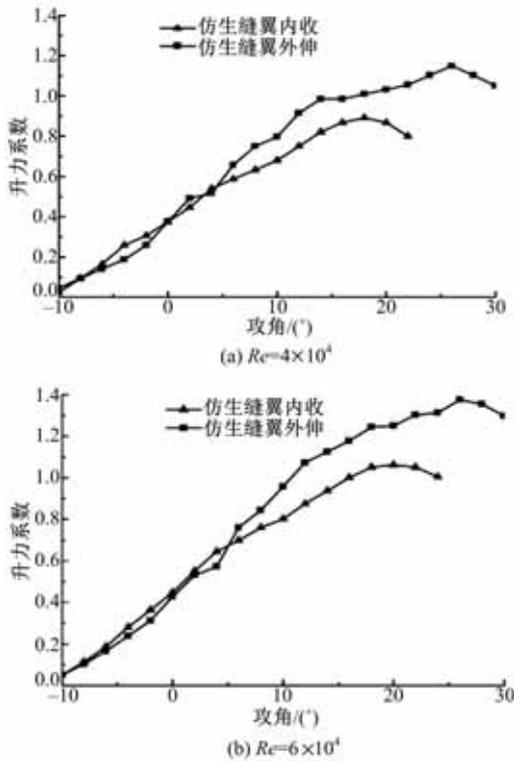


图 4 在  $Re=4 \times 10^4$  和  $6 \times 10^4$  情况下随攻角变化的升力系数分布

Fig. 4 Distribution of the lift coefficient over angles of attack for  $Re=4 \times 10^4$  and  $6 \times 10^4$

(1) 在攻角小于  $5^\circ$  时, 仿生缝翼外伸会降低升力系数。此时, 仿生缝翼的弦向与气流的流向之间的夹角较大, 从而导致仿生缝翼的迎风面较大, 像机翼上的扰流器一样工作, 起到减小升力和增大阻力的作用。同样, 鸮在小攻角飞行时小翼羽也是内收的。

(2) 攻角大于  $5^\circ$  时, 仿生缝翼外伸有助于升力系数的提高, 并且随着攻角的变大仿生缝翼的作用也变明显。此时仿生缝翼起到前缘缝翼的作用, 可以在低雷诺数下提高翼型整体的升力。类似地, 鸮只会在降落等大攻角情况下外伸小翼羽。

(3) 仿生缝翼外伸可以提升仿生多段翼型的

失速角和最大升力系数, 见表 2。从表中可以看到, 在  $Re = 4 \times 10^4$  时, 仿生缝翼内收的模型的最大升力系数只有 0.9, 而仿生缝翼外伸的模型的升力系数则达到了 1.19, 增幅达到 32.2%。显然, 这对翼型的整体升力有很大帮助。由于鸮类在捕食过程中滑行的角度非常陡, 一般为  $24^\circ$ , 而仿生缝翼内收时的失速角为  $18^\circ$ , 所以需要仿生缝翼外伸, 此时的失速角为  $26^\circ$ 。同样, 在  $Re = 6 \times 10^4$  时也有类似的情况, 而且随着流速的增加, 相应的失速角和最大升力系数也有增长。

表 2 仿生缝翼内收和外伸的气动性能

Table 2 Aerodynamics with retracting and stretching bionic slat

性能指标	$Re=4 \times 10^4$		$Re=6 \times 10^4$	
	内收	外伸	内收	外伸
失速攻角/ $^\circ$	18	26	20	27
最大升力系数	0.9	1.19	1.09	1.39
斜率变化的攻角/ $^\circ$	5	14	5	18

(4) 图 4 中的升力曲线的斜率均有明显下降, 这是由于翼型的前缘分离所致。从表 2 中可以看到, 在  $Re=4 \times 10^4$  时, 仿生缝翼内收时的斜率变化的攻角为  $5^\circ$ , 而仿生缝翼外伸时则将斜率变化的攻角提高到  $14^\circ$ 。也就是说前缘附近的层流分离被延迟了  $9^\circ$ , 增加 180%, 加强了仿生多段翼型在相对宽的攻角下的飞行性能。同样, 在  $Re=6 \times 10^4$  时, 仿生缝翼内收时的斜率变化的攻角为  $5^\circ$ , 而仿生缝翼外伸时斜率变化的攻角则提高到了  $18^\circ$ , 甚至比低雷诺数下的攻角还多  $4^\circ$ 。对于低速大攻角滑行的鸟类来说, 这显然是非常有利的。由于在鸮类的飞行过程中小翼羽是连续变化的, 而试验中的仿生缝翼是固定的, 未能阻止前缘分离的发生, 导致升力曲线的斜率下降。

为揭示仿生缝翼对流场结构的影响, 结合仿生缝翼内收和外伸时的烟线变化情况分析其对绕翼流动的作用。图 5(a) 给出了仿生缝翼内收时的流场。从图中可看到, 即便在较小的攻角下, 由于层流边界层不能承受较大的逆压梯度而发生分离。在下游, 分离气泡和自由流间的剪切层具有一定的速度梯度, 造成流动的不稳定性, 导致剪切层流动的转捩。卷起的湍流剪切层与壁面之间进行能量交换后, 壁面附近的流体再次得到一定的速度, 从而实现了再附着, 这符合图 4(a) 中显示的气动特性。相反, 图 5(a) 则显示仿生缝翼外伸时不会出现前缘层流分离。这可能是由于仿生缝

翼与固定翼之间的缝道逐渐变小,从而产生了一个顺压梯度。同时在仿生缝翼后缘的尾流中有 Kelvin-Helmholtz(K-H)不稳定性,促进下游边界层的转捩。这样边界层具有更高的流速,从而抵抗势流产生的逆压梯度和由固体表面产生的摩擦阻力。如果将仿生缝翼和固定翼看成一个整体,则仿生缝翼可被认为增加了仿生多段翼的弦长,使固定翼上表面的流速相对下降,这样产生一个相对小的压力峰和逆压梯度。

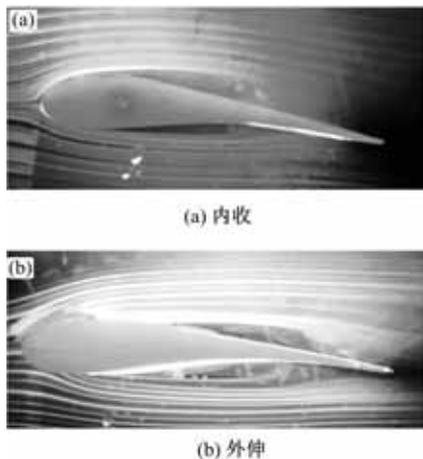


图 5 在  $\alpha=6^\circ$  和  $Re=4 \times 10^4$  情况下仿生缝翼内收和外伸时的流场

Fig. 5 Flow field around the wing with retracting and stretching bionic slat at  $\alpha=6^\circ$  and  $Re=4 \times 10^4$

## 4 结 论

(1) 在小攻角的情况下,内收的仿生缝翼有助于升力特性,起到扰流器的作用。

(2) 在大攻角的情况下,外伸的仿生缝翼有利于升力系数的提高,起到前缘缝翼的作用。

(3) 仿生缝翼可以提升翼型的失速角和最大升力系数。

(4) 仿生缝翼能延迟升力系数曲线斜率的下降。同时绕翼烟线显示,仿生缝翼内收时出现了前缘分离,而外伸时则没有。这可能是因为逐渐缩小的缝道创造了一个顺压梯度;仿生缝翼的外伸相当于增加了仿生多段翼的弦长,减小固定翼上逆压梯度的峰值;仿生缝翼的尾流为固定翼上表面的边界层的转捩提供了扰动和不稳定性。

### 参考文献:

[1] Soderman P T, Kafyeke F, Boudreau J, et al. Airframe noise study of a Bombardier CRJ-700 aircraft model in the NASA Ames 7-by 10-foot wind tunnel

- [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2004, 3 (1): 1-42.
- [2] Chow L C, Mau K, Remy H. Landing gear and high lift devices airframe noise research[C]// AIAA Paper, 2002-2408.
- [3] Zhaokai Ma. Slat noise attenuation using acoustic liner[C]// AIAA Paper, 2005-3009.
- [4] Smith M G, Chow L C, Molin N. Attenuation of slat trailing edge noise using slat gap acoustic liners [C]// AIAA Paper, 2006-2666.
- [5] Choudhari M, Khorrani M R, Lockard D P. Slat cove noise modeling: a posteriori analysis of unsteady RANS simulations[C]// AIAA Paper, 2002 - 2468.
- [6] Takeda K, Ashcroft G B, Zhang X. Unsteady aerodynamics of slat Cove flow in a high-lift device configuration[C]// AIAA Paper, 2001-0706.
- [7] 徐成宇,钱志辉,刘庆萍,等. 基于长耳鸮翼前缘的仿生耦合翼型气动性能[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2010, 40 (1): 108-112.  
Xu Cheng-yu, Qian Zhi-hui, Liu Qing-ping, et al. Aerodynamic performance of bionic coupled foils based on leading edge of long-eared owl wing[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2010, 40 (1): 108-112.
- [8] Meseguer J, Franchini S, Perez-Grande I, et al. On the aerodynamics of leading-edge high-lift devices of avian wings[J]. Proc Inst Mech Eng G, 2005, 219: 63-68.
- [9] van Der Burg J W, Eliasson P, Delille T, et al. Geometric installation and deformation effects in high-lift flows[C]// AIAA Journal, 2009, 47: 60-70.
- [10] Rudnik R. Stall behaviour of the eurolift high-lift configurations[C]// AIAA Paper, 2008-836.
- [11] Graham R R. The silent flight of owls[J]. J Roy Aero Soc, 1934, 38: 837-843.
- [12] Lilley G M. A study of the silent flight of the owl [C]// AIAA Paper, 1998-2340.
- [13] Nachtigall W, Kempf B. Vergleichende untersuchungen zur flugbiologischen funktion des daumenfittichs (Alula spuria) bei vögeln[J]. Z vergl Physiologie, 1971, 71: 326-341.
- [14] Liu T S, Kuykendoll K, Rhew R, et al. Avian Wing Geometry and Kinematics [C] // AIAA Journal, 2006, 44: 954-963.
- [15] Klan S, Bachmann T, Klaas M, et al. Experimental analysis of the flow field over a novel owl based airfoil[J]. Exp Fluids, 2009, 46: 975-989.