

# 纳米飞行器概念设计

刘振<sup>①②</sup>, 徐敏<sup>①</sup>, Jean-Marc Moschetta<sup>②</sup>, 杨士斌<sup>①</sup>

① 西北工业大学航天学院, 西安 710072;

② Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, University of Toulouse, Toulouse 31054, France

E-mail: liuzhen8191@gmail.com

2010-07-19 收稿, 2010-10-20 接受

法国国防部 DGA 资助项目

**摘要** 纳米飞行器(NAV)指尺寸 7.5 cm 以内、携带载荷 2 g 以上、具有悬停和低速前飞等多种飞行模式的新概念可控无人飞行器, 是无人飞行器系统的重要组成部分, 可在狭窄空间中探测、侦察、数据中继和释放载荷, 具有重要的军事和民用价值. 本文阐述了 NAV 的设计要求、概念研究的最新进展. 同时就设计中关键理论和技术进行了评述, 主要为: NAV 外形选择方法的提出; 极低雷诺数空气动力学机理、极低雷诺数下旋翼外形和扑翼外形流场特征的分析; 当前极低雷诺数研究方法和研究现状、新材料在 NAV 设计中应用前景及微推进技术和微电子技术研究进展的综述.

## 关键词

纳米飞行器  
外形设计  
扑翼  
旋翼  
极低雷诺数空气动力学  
智能材料

无人飞行器(UAV)是可自主飞行、携带载荷并完成预定任务的高智能和高复杂飞行机器人. 通过操纵可在高度危险区域内实现飞行, 精确完成人类不能胜任的某些任务. UAV 的研发涉及空气动力学、结构、控制、推进、通信、材料、制造及导航编队等众多领域. 最近 20 年, 随着国内安全、反恐战争和民事领域对 UAV 需求的增加, UAV 的设计和应用获得巨大发展, 各种功能、尺寸、外形不同的 UAV 应运而生, 在多个领域发挥重要作用.

大型 UAV 应用较早、发展成熟. 在海湾战争及阿富汗战争中, 完成大量侦察和攻击任务. 相对于有人飞行器, 在总任务数量中比例不断上升. 如全球鹰战术 UAV, 翼展 35 m, 起飞质量(gross takeoff weight) 11 t, 能够完成防区外敌方战场侦察、识别和攻击目标任务<sup>[1,2]</sup>. 近年来, 各国的国防重点开始向国内安全和反恐战争上转移, 城市和密林等一些不可预见的复杂环境成为主要战场. 基于此种状况, 微型飞行器(MAV)概念被提出, 并在过去 10 年中获得了极大发展. 典型 UAV 翼展 1 m 以上, 起飞质量超过 5 kg<sup>[3]</sup>. 而 MAV 翼展小于 15.24 cm, 起飞质量仅 100 g 左右,

具体定义见表 1. 由此可见, MAV 比大型战术 UAV 尺寸小一个量级, 质量小 2 个量级以上. 微型无人飞行器——“黑寡妇”<sup>[4]</sup>, 翼展 15.24 cm, 起飞质量 80 g, 可在 1.8 km 处巡航 30 min. MAV 尺寸小, 质量轻, 适合单兵作战, 可完成城市建筑物、密林等目标外围任务. 然而, 微型无人飞行器仍不能满足日益增长的各种军事领域及民事领域的需求.

城市中作战和侦察在现代战争中不可避免, 针对此状况, 美国国防部提出了全方位、立体化和无死区的无人机作战模式<sup>[5]</sup>: 由大型 UAV 获取敌方战区的大区域信息, MAV 对敌方城市中目标建筑进一步定位并进行外围侦察, 然后飞行机器人通过隐蔽方式, 渗透到建筑物内对敌方进行多方位侦察, 释放侦察设备、甚至微型爆炸物用于杀害敌方人员. 要进行建筑物内部目标侦察或攻击, MAV 尺寸太大或不具备低速、悬停飞行能力, 不能隐蔽的渗透到房间、管道和洞穴等狭窄空间中. 这就需要一种可以胜任此类任务的更小型 UAV. 美国国防预研局<sup>[6]</sup>(DARPA)于 2006 年提出一种尺寸 7.5 cm 以内, 质量 10 g 左右, 具备低速飞行和悬停能力的小型 UAV, 用于执行狭

窄空间任务, 并命名为 NAV, 具体定义参见表 1.

作为 UAV 一体化作战的关键组成部分, NAV 的研究具有重大意义, 其严苛的设计要求和复杂的工作条件对设计者提出了巨大挑战. NAV 设计涉及到极低雷诺数空气动力学、智能材料、微推进技术、微电子技术、微控制技术和导航等诸多领域, 是一个多学科交叉复杂系统设计. 本文系统阐述 NAV 的设计要求和设计中各种关键理论及技术进展, 提出 NAV 外形选择方法, 进一步探讨 NAV 研究设计中的主要方向.

表 1 MAV 和 NAV 设计指标<sup>[2,6]</sup>

参数	MAV	NAV	细节
尺寸/cm	<15.24	<7.5	最大尺寸
质量/g	~100	<10	起飞质量
距离/km	1 到 10	>1	操纵距离
高速/m·s <sup>-1</sup>	15	5~10	超过 1 km
低速/m·s <sup>-1</sup>	无定义	0.5	超过 60 s
悬停能力	无定义	是	悬停 60 s
飞行时间/min	60	>20	巡航时间
飞行高度/m	<150	无定义	无定义
载荷/g	20	2	取决于任务
导航/m <sup>2</sup>	无定义	MSRE<0.5	平均方差

## 1 设计要求和研究现状

对比表 1 中 MAV 和 NAV 指标, 可明显发现 NAV 对原有的 UAV 设计理论和方法提出了更高要求.

第一, NAV 设计需研究极低雷诺数下空气动力学原理. NAV 最大尺寸缩小为 MAV 的 1/2, 飞行速度也显著下降, 从而引起 NAV 飞行雷诺数的急剧降低. 研究表明, 在雷诺数  $1.5 \times 10^4$  以下区域, 流场几乎为全层流, 一旦 NAV 的雷诺数下降至  $1.5 \times 10^4$  以下, 边界层分离就很难再附着, 从而造成飞行器动力特性的急速恶化. 特别是当飞行雷诺数下降到 10 以下时, 将出现更加复杂的空气动力学现象. 研究这些流体现象产生的机理, 对于 NAV 性能的提升具有重大意义, 而传统的空气动力学理论并不能解释这些现象, 故而亟待研究极低雷诺数下空气动力学原理. 第二, NAV 设计对控制系统和方法提出了较高要求. 设计的 NAV 要能在狭窄空间内低速甚至悬停飞行, 并在飞行过程中携带或释放载荷. 因操作者不可预知当地环境信息, 所以 NAV 应配备高鲁棒性、快速反应控制系统以躲避未知障碍和危险. 在载荷释放过程中, 飞行器质心、气动中心将会产生漂移, 也会造成

控制系统设计难度提升. 第三, NAV 设计对推进系统和外形设计提出更高要求. 设计的 NAV 要能在 1 km 外执行 20 min 以上的任务. NAV 尺寸减小及飞行速度降低引起其飞行性能恶化, 设计重量又限制了推进系统质量, 因此提高推进系统效率, 优化飞行器外形是非常必要的. 综上所述, NAV 设计存在诸多设计难题, 部分 MAV 设计理论和方法不适用于 NAV 设计, 需要发展新的 NAV 设计方法和工具.

NAV 提出后, 众多飞行器设计公司及科研机构开始开展 NAV 概念研究. 洛克马丁公司提出基于枫树种子外形的 SAMARAI<sup>[7]</sup>. SAMARAI 采用单桨叶螺旋桨外形, 桨叶长度 3.81 cm, 尾部安装矢量化学推进器, 如图 1(a). 初步试验表明 SAMARAI 飞行质量达 10 g, 飞行距离超过 1 km. 单螺旋桨设计突破传统 MAV 设计思想, 减轻了结构质量, 但对控制系统要求较高, 存在矢量化学推进器燃烧控制等关键问题. Draper 公司<sup>[8]</sup>提出共轴螺旋桨 NAV, 如图 1(b), 拟采用麻省理工发明的微型发动机. 著名 UAV 公司 AeroViroment<sup>[8]</sup>提出仿生扑翼 NAV 外形, 如图 1(c). 总体外形与蜂鸟相似, 利用昆虫翼产生气动升力和推力, 以减少扑翼运动复杂性. 除上述针对 NAV 定义开展的设计外, MAV 研究者在 NAV 概念提出前也进行了尺寸在 NAV 设计要求范围内的小型 UAV 研究. 加州大学伯克利分校的研究者采用复杂机械结构, 借助于应电材料模拟昆虫扑翼运动, 设计出微机械飞行昆虫(MFI)<sup>[9]</sup>, 如图 1(d). MFI 翼展 25 mm, 可通过扑翼运动获得 500 mN 升力. Wood<sup>[10]</sup>正研发一种重 60 mg, 长 3 cm 的小型扑翼飞行器, 可在应电材料驱动下产生升力. 现有应电材料需要高电压输入且变形较小, 给此项研究的实现带来设计难题. 上海交通大学设计出厘米级双旋翼微型直升机, 机长 18.8 mm, 高 4.6 mm, 重 0.11 g, 旋翼直径 14 mm<sup>[11]</sup>. 上述 MAV 满足 NAV 尺寸设计要求, 但不满足 NAV 载荷设计要求, 尽管如此, 这些开创性的研究为 NAV 设计提供了指导.

## 2 外形设计研究

作为一个新概念, NAV 的提出仅 5 年时间, 各方面研究都处于初步阶段, 外形设计缺少参考资料. 过去 10 年, MAV 获得巨大发展, 涌现出多种设计外形. 总体而言, 可分为固定翼外形、旋转翼外形和扑翼外形. 其中固定翼外形, 可分为典型固定单翼布局、双

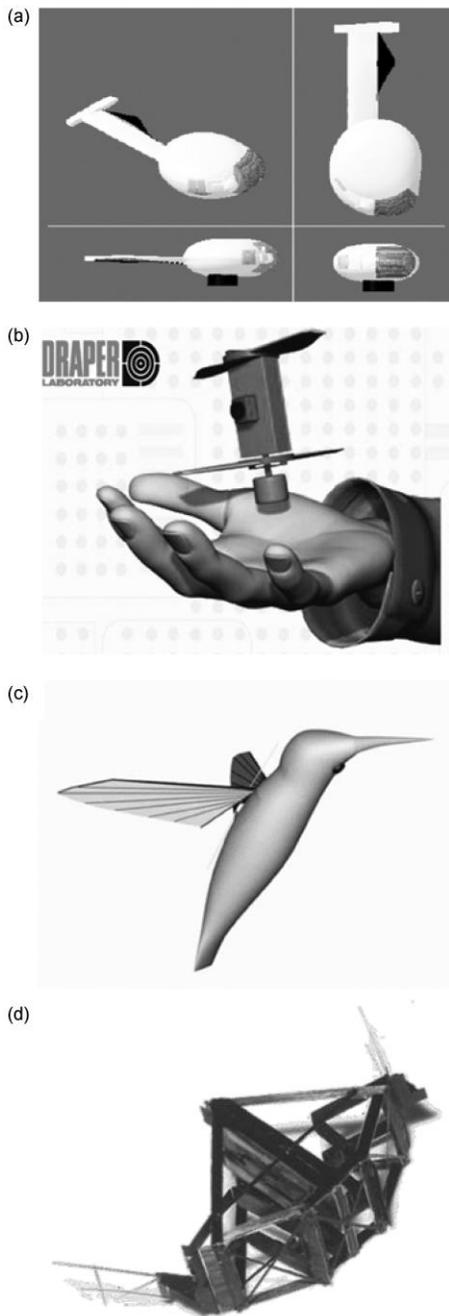


图1 NAV概念设计外形

(a) SAMARAI单螺旋桨NAV外形<sup>[7]</sup>; (b) DRAPER同轴旋翼NAV<sup>[8]</sup>;  
(c) AeroViroment扑翼NAV外形<sup>[8]</sup>; (d) MFI机械昆虫<sup>[9]</sup>

翼布局 and 柔性翼等。旋转翼外形包含常规布局、共轴螺旋桨布局、多螺旋桨布局、单桨叶布局和涡扇布局等。扑翼外形包含昆虫翼外形、蝙蝠翼外形、鸟翼外形和双翼外形等。其中一些设计为多种外形组合，此处不再赘述。每种外形都有其各自优缺点。传统固定

翼 MAV，一般外形简单，飞行速度快，飞行效率高。缺点是没有低飞和悬停能力，通常需要发射装置。大量 MAV 采用了固定翼设计方式，仅在设计细节上有所不同。“黑寡妇” MAV 是固定翼外形的典型代表，在尺寸、飞行速度和可靠性上都满足或者接近微型无人机指标，但其最大巡航时间仅有 30 min，远小于要求的 60 min。旋转翼飞行器具有良好的悬停性能，垂直起降能力，缺点是结构复杂，飞行速度较低。马里兰大学<sup>[12]</sup>研制的 MICOR 共轴螺旋桨 MAV 直径 22.4 cm，起飞质量 135 g，可携带 25 g 载荷，巡航时间仅 20 min。扑翼飞行器具有良好的操纵性能，快速前飞/悬停性能，适于伪装，执行隐蔽任务，但是存在复杂空气动力学和运动学问题。MICROBAT<sup>[13]</sup>是第一代微型扑翼飞行器，翼展 15.24 cm，质量 10.5 g，巡航时间仅 5 min。从上述分析可见，多数 MAV 不能满足设计要求，尤其推进效率低，造成巡航时间不足。固定翼外形和旋转翼外形大部分参照全比例模型设计，拥有完备的设计理论和方法，便于研制。扑翼外形没有全比例模型供参考。生物学家为扑翼外形研究作出重大贡献，从 20 世纪 60 年代起，就开始大量研究昆虫和鸟类的飞行机制。Ellington<sup>[14-19]</sup>在总结前人研究结果和自己研究工作的基础上，建立了扑翼飞行运动学模型并探讨了扑翼飞行空气动力学方法。扑翼运动学理论、空气动力学理论、控制理论和制造技术等有待进一步完善。扑翼外形虽然缺少参考，设计理论尚不成熟，制造复杂度高，但是由于它具有众多优势，依然受到广大研究者和工程人员青睐。NAV 设计要求拥有良好的低速飞行及悬停性能，上述 3 种外形中，固定翼首先被排除在 NAV 候选外形之外。旋转翼外形与扑翼外形各具有优缺点，笼统确定那一种外形更适于 NAV，将会面对缺少相关几何参数和运动参数的难题，使问题难以具体化。如何决定适合的 NAV 外形是 NAV 设计关键问题之一。

基于以上分析，本文提出把 NAV 实现的可行性及能量效率作为主要标准对 NAV 外形选择开展研究。

## 2.1 几何相似法

鸟类和昆虫的尺寸接近 MAV，故而开展扑翼生物的研究有助于 MAV 设计。最近几十年中，大量扑翼生物的研究展开，并得出诸多重要理论和方法。其中一个重要理论是几何相似性。几何相似性证实鸟类和昆虫在尺寸、质量及飞行速度和扑翼频率之间存

在一定函数关系,不同研究给出结论差别明显. Shyy 等人<sup>[20]</sup>表示除蜂鸟外鸟类翼展  $B$  和质量  $m$  的关系为

$$B = 1.17m^{0.39}. \quad (1)$$

对于蜂鸟,关系式为

$$B = 2.24m^{0.53}. \quad (2)$$

然而 Liu<sup>[21]</sup>总结大量鸟类的翼展和质量后得到如下关系式:

$$B = 1.08m^{1/3}. \quad (3)$$

Raney<sup>[22]</sup>认为蜂鸟的翼展应和质量的  $2/3$  次方成正比:

$$B = 2.07m^{2/3}. \quad (4)$$

有科学家<sup>[1]</sup>利用几何相似理论研究了大型人造飞行器及 MAV,发现它们之间可能存在一定联系.由此推断,NAV 应与尺寸大小相近的 MAV 之间具有类似相似理论即相似关系式.分析现有 MAV,既可以获得相似关系式,又可以反映当前生产和设计水平.本文在分析归纳现有 MAV 和小型无人飞行器(Mini UAV)<sup>[23]</sup>设计参数基础上,采用几何相似法推导出 NAV 参数.图 2 给出 MAV/微型 UAV 翼展或者螺旋桨直径与重量之间的关系,通过拟合得到尺寸和质量函数关系式.固定翼飞行器翼展  $B$  和质量  $m$  函数关系式为

$$B = 0.87m^{0.69}. \quad (5)$$

旋转翼飞行器螺旋桨直径  $D$  和质量  $m$  函数关系式为

$$D = 0.68m^{0.65}. \quad (6)$$

扑翼飞行器翼展  $B$  和质量  $m$  函数关系式为

$$B = 3.22m^{0.65}. \quad (7)$$

上述 3 个函数关系式表明 MAV 尺寸约和  $m^{2/3}$  成正比,但是 3 种外形比列系数存在较大差别,给定质量下,旋转翼外形要求最小特征尺寸.拟合扑翼飞行器关系式和 Raney<sup>[22]</sup>的结论在系数上也存在差别.根据上述 3 个方程,并结合表 1 中对 MAV 和 NAV 规

定的最大质量要求,可以得到不同外形所需翼展或螺旋桨直径大小,如表 2 所示.推导出的微型固定翼和旋转翼外形尺寸接近 MAV 定义尺寸,而微型扑翼外形所需尺寸约为 MAV 定义尺寸 4 倍.推导出的纳米旋转翼外形尺寸仅为 NAV 定义尺寸  $1/2$ ,推导出的扑翼飞行器外形尺寸为定义尺寸 1.5 倍.由此可见,相同设计质量下,旋翼外形所需尺寸小于扑翼外形尺寸.同时比较式(1)与(7)可知,微型扑翼飞行器较蜂鸟需要更大翼展支持相同起飞重量,因此扑翼飞行器设计和制造技术相对于自然生物还有较大差距.但是,上述方程是根据大量现有微型和小型 UAV 的设计参数得到的,故结论有一定局限性.

表 2 各种外形所需特征尺寸的对比

飞行器类型	MAV	NAV
定义质量/g	100	10
定义最大翼展/cm	15.24	7.50
固定翼/cm	17.95	×
旋转翼/cm	15.10	3.37
扑翼/cm	71.47	12.01

## 2.2 动量理论结合实验校正法

现有 MAV 研究表明,大部分 MAV 不能满足给定巡航时间要求,根本原因在于能量效率低下,故提高能量效率是小型 UAV 设计难点之一. NAV 执行任务时以悬停飞行方式为主,因此悬停能量效率的高低是影响 NAV 外形选择的重点因素.通过对比旋转翼和扑翼两种外形悬停能量效率,得到 2 种外形优劣性,确定 NAV 外形. Wood 等<sup>[24]</sup>和 Lasek 等<sup>[25]</sup>利用传统全比例(Full-scaled)模型方程计算固定翼、旋转翼和扑翼外形在飞行中消耗的能量.结论表明,采用扑翼或旋转翼依赖于任务条件和外界风速. NAV 的飞行雷诺数远小于全比例模型,因此应用全比例模型方程于小型飞行器是不精确的.本文提出理论方程结合实验修正因子方法计算 NAV 悬停能量功率.

旋转翼飞行器因空气动力损失能量  $P$  包含  $P_i, P_0, P_p, P_c$  和  $P_{TR}$  五个组成部分,其中  $P_i$  是气流通过螺旋桨加速而消耗的能量.  $P_0$  是螺旋桨克服气流黏性而损失的能量.  $P_p$  是机身及桨轴所引起的粘性剪切力效应和压差阻力而损失的能量.  $P_c$  是爬升所需能量.  $P_{TR}$  是尾部螺旋桨所需能量.本研究仅考虑悬停所需能量,忽略  $P_c$  及  $P_{TR}$ . 根据动量理论,结合 NAV 飞行特点,  $P_0, P_i$  和  $P_p$ <sup>[26]</sup>可表示为

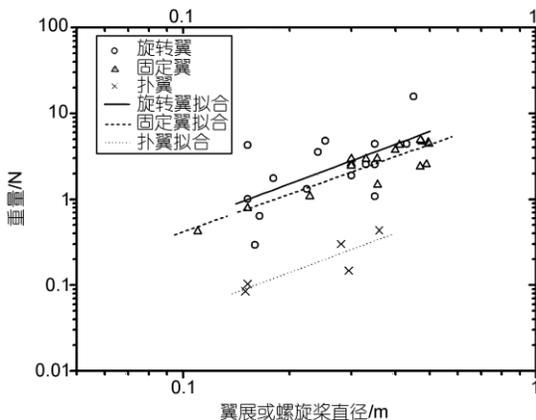


图 2 小型/微型 UAV 翼展或螺旋桨直径与重量关系

$$P_i = \kappa \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} = \kappa P_{\text{ideal}}, \quad (8)$$

$$P_0 = \rho A (\Omega R)^3 \frac{\sigma C_{d_0}}{8} \left(1 + 4\mu + \frac{5}{8}\mu^4\right) + \kappa P_{\text{ideal}}, \quad (9)$$

$$P_p = \frac{1}{2} \rho V_\infty^3 S_{\text{ref}} C_{D_f}, \quad (10)$$

此处,

$$C_{D_f} = \frac{D_f}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S_{\text{ref}}}, \quad (11)$$

其中  $\kappa$  为诱导因子,  $T$  为旋翼推力,  $\rho$  为流体密度,  $A$  为旋翼盘面积,  $\Omega$  为旋翼旋转速度,  $\sigma$  为旋翼强度,  $C_{d_0}$  为桨叶型阻系数,  $\mu$  为前进比,  $V_\infty$  为来流速度,  $S_{\text{ref}}$  为参考面积,  $D_f$  为附加阻力系数。

悬停状态下, 飞行器前飞速度为零, 因此  $P_p$  为零. 由此可得悬停旋翼飞行器空气动力损耗能量为

$$P = \kappa \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} + \rho A (\Omega R)^3 \frac{\sigma C_{d_0}}{8}. \quad (12)$$

大型直升机的诱导因子  $\kappa$  一般介于 1.15 和 1.25 之间. 而 NAV 的  $\kappa$  值相对较大, 实验显示其值在 1.7 附近. 在计算  $P_0$  时, 需要螺旋桨相关几何参数及运动参数, 而在一般的比较中缺少这些参数, 因此  $P_0$  不能通过相关参数获得. 然而  $P_0$  可以通过  $P_{\text{ideal}}$  近似得到. 微型旋翼飞行器实验表明,  $P_0$  约为  $P_{\text{ideal}}$  的 0.3 倍<sup>[26]</sup>. 至此, 动量理论结合实验修正因子可得纳米旋翼飞行器悬停功率为

$$P_n = 2.83 \frac{W^{3/2}}{\sqrt{\rho \pi D^2}}, \quad (13)$$

其中  $D$  为旋翼飞行器螺旋桨直径,  $W$  为飞行器重量.

现有扑翼飞行器或采用单对翼加常规舵面控制系统, 或采用双对翼, 通过双翼开合运动产生升力和推力. Akira<sup>[27]</sup>在考虑非定常效应基础上分析鸟类飞行特点后, 采用动量理论建立扑翼悬停所需能量方程为

$$P = P_{\text{ideal}} + P_0, \quad (14)$$

$$P_{\text{ideal}} = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A_e}}, \quad (15)$$

$$P_0 = \frac{1}{2} \rho V_i^2 S \delta \left( \frac{8}{3\pi} \right) \sigma_3, \quad (16)$$

其中

$$\begin{cases} V_i = R\psi_1\omega, \\ \sigma_3 = \frac{1}{2} \int_0^1 (c/R)x^3 dx \\ \int_0^1 ((c/R)dx) \end{cases}$$

$A_e$  为扑翼运动中 2 片翼掠过面积,  $S$  为翼面积,  $\delta$  为翼型阻系数,  $R$  半翼展长.

扑翼能量计算类似于旋转翼, 缺少相关运动参数及几何参数. 因此需要应用实验参数. Akira<sup>[27]</sup>实验分析鸟类飞行表明,  $P_0$  约为理想诱导能量  $P_{\text{ideal}}$  的 1/2, 而且翼掠过的面积约为以翼展为直径圆面积的 2/3. 因此扑翼悬停功率为

$$P = 2.60 \times \frac{W^{3/2}}{\sqrt{\rho \pi b^2}}. \quad (17)$$

假定 NAV 设计质量为 10 g, 翼展长度或螺旋桨直径为 7.5 cm, 则由方程(13)和(17), 可得旋翼外形所需功率为 0.59 W, 而扑翼外形所需的功率为 0.54 W. 可见, 扑翼外形在悬停能量效率上要优于旋翼外形.

### 2.3 方法分析

从上述分析可见, 2 种方法所得研究结论有所差异, 主要因为现有飞行器设计参数反应的是当前飞行器设计和制造水平, 旋翼飞行器采用现有成熟理论和设计工具, 而扑翼飞行器由于设计理论和方法未成熟, 利用基于现有飞行器参数的几何相似性理论分析 NAV 设计, 得出扑翼飞行器性能低于旋翼飞行器性能的结论. 但是, 动量理论结合实验校正方法中扑翼能量计算是根据鸟类飞行实验参数获得, 因此造成获得结论存在差异.

两种方法均为一般比较, 缺少扑翼和旋翼具体几何参数, 如针对具体设计, 可通过优化方法比较 2 种外形优劣性. 如借助于升力线理论结合涡校正方法<sup>[28,29]</sup>设计优化最小诱导损失螺旋桨, 采用叶素法计算旋翼所需能量. 在广大实验观察和总结基础上, 根据鸟类或昆虫飞行特点, 设计扑翼外形, 采用计算流体力学方法得到扑翼运动所需能量. 从而比较两种外形优劣性.

NAV 外形选择仍需考虑其他相关因素. 现有 MAV 已具备较好飞行性能, 但通常不能胜任复杂任务, 可靠性较低, 因此 NAV 外形选择需考虑能否应用现有成熟设计理论及设计方法. 其次, NAV 需要在狭窄空间内飞行, 外形选择设计需考虑是否具有良好操纵性. 最后, NAV 外形选择还需考虑伪装性能和噪声性能.

### 3 极低雷诺数空气动力学

NAV 飞行雷诺数通常在  $1.5 \times 10^4$  以下的极低雷诺数区域, 流体流动特性会发生显著变化. 研究此雷

雷诺数下的空气动力学机理和流体现象,对NAV设计具有重大意义.本文将系统阐述极低雷诺数下流体特征和空气动力学现象以及它们对空气动力的影响,深入分析旋翼和扑翼流动特点,实验研究旋翼悬停性能,详尽综述极低雷诺数空气动力学研究的实验和数值方法.

极低雷诺数空气动力学一般定义为雷诺数在 $2 \times 10^4$ 以下的流动<sup>[31]</sup>.极低雷诺数下,空气流动特性发生很大变化,出现明显低速效应,主要表现为:随雷诺数减小,层流低阻力导致边界层逆压梯度出现,在有限范围内出现流体分离,即层流分离泡(LSB)的产生;由于边界层不稳定性,导致湍流转戾,出现自由流扰动和表面条件影响;同时三维效应增大,出现非线性升阻特性;边界层状态出现分叉,即使在对称条件下,也会导致非唯一和不对称流场解.LSB为低速空气动力学重要现象.当雷诺数低于 $10^5$ 时, LSB现象出现.LSB是层流分离后在物面另一处转戾并再附着所形成,如图3(a)所示.以二维翼型为例,在零攻角下,翼型边界层附着在翼型表面.随攻角增大,

通常有3种流体现象发生,第一种为层流边界层自然转戾为湍流边界层.第二种为边界层在翼型上表面某位置发生分离.边界层发生分离后,翼型升力下降阻力增加.在外部压力梯度、温度、表面粗糙度及外部干扰下,层流出现转戾.由于湍流能量较高,边界层重新附着到翼型表面,形成LSB.第三种为层流边界层在翼型表面发生分离后未发生转戾,而是持续分离,至整个边界层完全分离.第一种现象因湍流边界层能量较大,在一定程度上将减小逆压梯度,为最好状况.第二种现象因层流分离泡的形成,在一定程度上能够恢复翼型空气动力学性能.但是LSB受到各种因素影响,引起空气动力不确定性,如图3(b)所示.在相同雷诺数下,相同翼型在不同风洞中获得结果不同.原因在于极低雷诺数下LSB在翼型表面来回移动及尺寸不断变化,引起复杂非线性流体现象,使飞行器气动性能出现更多不确定性.第三种现象为最严重情况.全层流分离导致翼型出现失速现象,气动性能急剧恶化.

现有旋转翼飞行器常利用传统螺旋桨,依赖于稳态空气动力学理论产生升力和推力.微型螺旋桨研究<sup>[32]</sup>表明在翼尖雷诺数为 $3.0 \times 10^4$ 时,最大螺旋桨升阻比降低至4~10,并且型阻在阻力中所占比例要比全尺寸螺旋桨所占比例大.实验表明,桨叶表面流体出现大范围分离,仅有小部分出现附着.原因在于低雷诺数下,流体为层流特性,且不稳定,同时由于边界层惯性力很低,在前缘最大吸力点出现强逆压梯度,使流体不能附着在桨叶表面.在一些情况下,剪切层可以重新附着,形成LSB.但是只有在具有足够动能下,剪切层才能重新附着,形成转戾分离泡.旋翼飞行器较大展弦比使前缘涡很难附着,尤其对纳米旋翼飞行器而言,当雷诺数小于 $2.0 \times 10^4$ 时,黏性力影响增大,层流分离将导致纳米旋翼气动特性急剧下降,主要表现为螺旋桨性能系数(FM)下降.

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}C_p} \quad (18)$$

其中 $C_T$ 为旋翼推力系数, $C_p$ 为旋翼能量系数.

本文对直径为8 cm的U-80微型螺旋桨(如图4)悬停性能进行实验测试,发现小型螺旋桨FM数值在0.45以下,且随雷诺数降低而下降,如图5所示.传统直升机FM数值要在0.7~0.8之间,可见雷诺数降低恶化了螺旋桨空气动力学性能.由于NAV对能量效率要求很高,因此研究极低雷诺数下旋翼空气动力

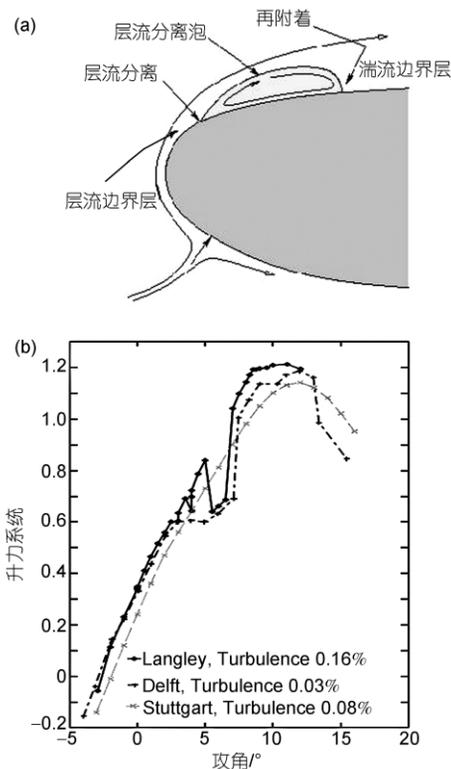


图3 层流分离泡引起的空气动力学现象

(a) 层流分离泡示意图(<http://www.aerodyn.org/aero.html>); (b) Eppler387翼型在Langley, Delft和Stuttgart风洞中测量得到的升力和攻角之间的关系曲线,  $Re=6.0 \times 10^4$ <sup>[30]</sup>

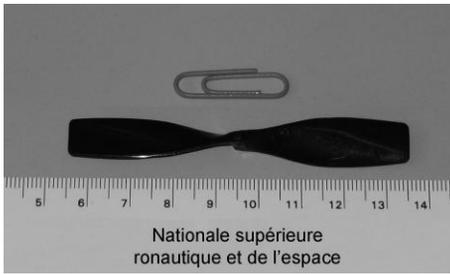


图4 U80 微型螺旋桨

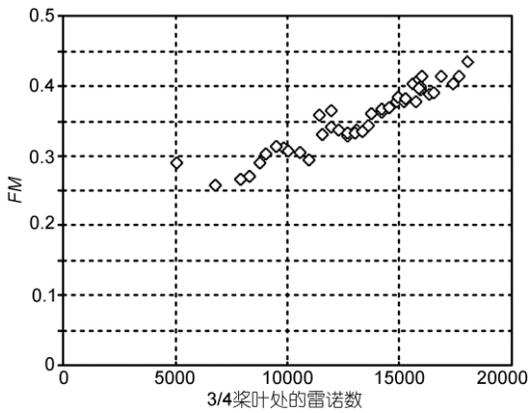


图5 U80 螺旋桨 FM 随雷诺数的变化

力学，并优化螺旋桨空气动力学性能，获取更高能量效率是非常必要的。

空气中飞行生物的飞行随大小一般可分为 3 种形式，一种为空气中的摇曳运动。生物尺寸较小，和空气分子自由行程数量级近似，在它们的飞行中，黏性力起到主要作用。一种为利用惯性力，通过特征尾涡产生升力飞行，这些生物通常具有较大体形。第三种是通过产生涡系来保持升力在空中飞行，这类飞行生物尺寸与 MAV 和 NAV 尺寸数量级相当，为研究主要对象。揭示这些飞行生物飞行机制，研究扑翼空气动力学对 NAV 设计具有重大价值。Ellington<sup>[33]</sup>研究表明昆虫扑翼运动通常包含 4 个过程，即 2 个平动

过程和 2 个转动过程。平动过程中，翼做上扑和下扑运动。转动过程中，翼快速旋转和翻转，在空气中以大迎角扑动。这些扑翼运动雷诺数数量级为  $10^3 \sim 10^4$ ，流场主要表现为存在非稳态机制的层流。研究显示，非稳态机制为飞行生物飞行性能提升的主要因素。一些研究表明<sup>[34-38]</sup>，在一个完整的扑翼过程中，产生如此大空气动力的原因是多种非稳态机制耦合，如图 6 所示。扑翼运动可形成大攻角，在前缘产生高逆压梯度，造成流体分离。实验表明在前缘下游形成剪切层通过迅速滚转形成前缘涡<sup>[39-48]</sup>。前缘涡是与低雷诺数扑翼运动空气动力学有关的重要特征之一，其结构主要受到漩涡强度、雷诺数以及旋转速率影响。当雷诺数介于  $10^3 \sim 10^4$  之间时，在翼平动过程中前缘涡通过在前缘上部附着一个限制涡核增加升力。为了有效增加升力，前缘涡需要在核心中保持高轴向速度并且要在展向保持稳定。在距离翼尖 25% 翼展处出现分离，并与翼尖涡融合。扑翼运动中前缘涡的稳定性由沿涡核展向流保持，从而引起延迟失速，增加平移过程中升力。延迟失速与尾流共同作用使翼面升力获得提升，虽然延迟失速可以解释昆虫飞行的原因，但不能解释它们在携带载荷时产生超过自身重量 2 倍空气动力的原因。因此还需考虑其他非稳态机制如旋转环量和边界环量等。虽然扑翼运动引起的非定常空气动力学被广泛研究，但是仍有大量涉及翼结构、扑翼运动学、大涡结构和极低雷诺数的问题尚待解决。目前，扑翼飞行器空气动力学性能与鸟类和昆虫相比还有较大差距，原因在于缺少相关设计工具，未研究清楚生物飞行物理机理。因此有必要开展更多实验研究和数值研究对扑翼非定常空气动力学进行研究。

实验为极低雷诺数空气动力学研究方法之一，许多研究机构相继建立多座低速、低湍流度风洞，配备微小力测量高精度传感器。佛罗里达大学<sup>[49]</sup>于 2005

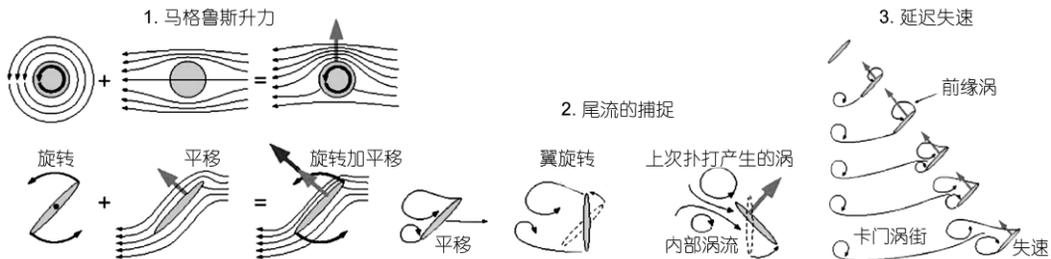


图6 扑翼中的非稳态机制(<http://socrates.berkeley.edu/flymanmd/>)

年建成极低速测量专用风洞. 法国高等航空航天学院<sup>[50]</sup>也于2007年建设低速风洞项目. 极低雷诺数空气动力学实验研究也相继开展. Youngren等<sup>[7]</sup>实验研究了AG38翼型在雷诺数 $1.5 \times 10^4 \sim 6.0 \times 10^4$ 之间气动特性. Sunada<sup>[51]</sup>采用水洞实验研究雷诺数4000下不同翼型的机翼空气动力学特性. Tsuzuki等<sup>[52]</sup>实验研究不同翼型下螺旋桨在雷诺数2000, 4000和8000下的气动性能. Maybury等<sup>[53]</sup>对果蝇和蜻蜓扑翼进行实验仿真, 建立三维自动化模型, 并测量了空气动力. Lentink<sup>[54,55]</sup>在水洞中对扑翼前缘涡进行了实验研究. Deters和Selig<sup>[56]</sup>实验测量众多商业小螺旋桨悬停特性. He等<sup>[57]</sup>设计出一种纳米螺旋桨, 并测试悬停性能. 国内方面, 曾理江等<sup>[58]</sup>测量蜻蜓扑翼运动, 获得扑翼参数变化对气动性能影响. 赵攀峰等<sup>[59]</sup>研制可模拟昆虫二维和三维扑翼运动实验装置. 胡焯等<sup>[60]</sup>在水洞中测量蝴蝶翼形状的固定翼性能, 捕捉了翼尖涡形成. 刘振等<sup>[61]</sup>设计用于测量纳米螺旋桨性能的实验装置, 实验研究微型螺旋桨悬停性能. 实验结果显示, 纳米螺旋桨性能随尺寸减小而迅速下降. 多数极低速空气动力学实验研究或者基于雷诺数相似和几何相似理论, 采用水洞或者油洞进行实验. 或者仅局限于翼型或者翼的空气动力学特征研究, 缺少基于实际情况实验设备, 对飞行器空气动力学特性定量研究较少. 因此通过发展极低速空气动力学实验设备, 开展NAV定性和定量测量, 发展测量NAV流场有效方法, 捕捉NAV中流场复杂结构, 理解流体现象对NAV空气动力学特性影响, 是非常必要的.

数值算法是解决极低雷诺数空气动力学问题另一个有效手段. 开放流体软件XFOil, JavaFoil<sup>[62,63]</sup>采用了快速估算方法, 利用预测转戾方法如 $e^N$ 方法预测LSB位置. 大量验证<sup>[7]</sup>表明, 雷诺数在 $6.0 \times 10^4$ 以上, XFOil能很好捕捉LSB位置, 但当雷诺数低于 $6.0 \times 10^4$ , 甚至小于 $2.0 \times 10^4$ 时, XFOil过早预测分离. 数值模拟技术在极低速空气动力学模拟中获得广泛应用. Lakshminarayan等<sup>[64,65]</sup>采用三维可压Navier-Stokes(N-S)方程、Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型数值研究微型旋翼, 验证流体求解器数值模拟能力. Liu等<sup>[40]</sup>通过基于贴体坐标系下三维N-S方程人工压缩性方法, 根据初始网格和扑动规律进行网格重构, 从而实现了对飞蛾扑动过程中数值计算. Gilmanov等<sup>[66]</sup>基于三维N-S方程有限差分法, 利用静态笛卡尔网

格下的浸入边界法对Dickinson等人设计的机械翼进行数值模拟, 获得一个扑动周期内气动力变化情况. Liang<sup>[67]</sup>通过三维N-S方程有限差分法, 利用笛卡尔网格浸入边界法对果蝇悬停进行数值计算, 数值结果显示在翅膀反转过程中由于翅膀之间相互作用, 使流场涡结构变形, 在上挥和下拍过程中, 果蝇翅膀和身体部位存在失衡力. Kroo等<sup>[68,69]</sup>模拟并优化雷诺数1000到2000下NACA薄翼型. 其他科研工作者开展了大量低速层流分离和层流分离泡研究工作<sup>[70-73]</sup>. 国内孙茂<sup>[74]</sup>数值研究雷诺数在100~4000之间多种昆虫扑翼运动参数对气动力影响, 并捕捉到前缘涡、翼尖涡融合等多种极低速空气动力学现象. 冉景洪等<sup>[75]</sup>数值研究不同最大相对厚度和最大相对厚度位置翼型在雷诺数500, 5000和 $5.0 \times 10^4$ 下空气动力学性能, 结果显示, 较小最大相对厚度值可以获得较大动态升阻比. 众多数值模拟方法能否捕捉极低雷诺数下流场细微特征尚需进一步验证. 现有计算流体力学商用软件如Fluent, ESI-CFD, StartCD并不具备转戾模型, Ansys公司的CFX软件虽然提出了转戾模型, 但是极低雷诺数下转戾能力还有待进一步研究.

#### 4 新型材料应用

为保证飞行器机动性能与飞行性能, 当前MAV多使用小型伺服器或传动器作为控制机构, 但小型伺服器和传动器一般基于电磁力或者小型电机设计. 如MICOR共轴MAV采用了传统螺旋桨控制系统控制飞行器前飞和悬停等. Microfly<sup>[76]</sup>扑翼MAV采用V型舵面控制飞行方向, 拖动舵面的为小型传动器. 传统控制方式和机械装置增加飞行器结构质量, 降低控制系统可靠性. 对NAV而言, 每一毫米尺寸及每一克质量都极其重要, 因此对其材料和结构的设计要求非常高. 近年来, 智能结构与智能材料成为一活跃交叉领域, 它包括材料、结构、传感器、驱动器系统、信息和信号处理、电子和控制等学科<sup>[79]</sup>. 结构由智能材料构成或者表面嵌入传感器, 由控制器处理信息并发出指令, 然后由驱动系统完成所需动作. 与传统结构相比, 智能结构更加紧凑, 部件更少, 重量更轻. 目前, 典型智能材料包括压电材料、磁致伸缩材料、电致伸缩材料、电流变液、磁流变液和可收缩高分子材料、形状记忆合金以及各种复合材料等. 它们可以根据电场、磁场或温度变化改变形状. 例如, 压电材

料(PZT)驱动频率很高,驱动幅度较小,虽然驱动时需要高电压,但电流很小.而形状记忆合金(SMA)具有形状记忆效应和超弹性2种特殊性质,能够产生很大应变(最大约6%~8%),因此与PZT相比具有更大驱动幅度且所需电压比较低.此外,SMA非常坚固,单位体积做功很大(与液压装置接近).另一方面,由于SMA驱动取决于温度变化,因此加热和散热决定了它的驱动频率比较低.

智能材料与结构可以广泛用于MAV环境敏感、飞行控制、外形控制等,尤其对扑翼和柔性飞行器具有非常大应用潜力.一些MAV<sup>[78,79]</sup>尝试应用智能材料,但是智能材料与智能结构具有很强的非线性特性、多物理场耦合特性、疲劳寿命等问题,建立精确材料本构模型、结构模型以及进行精确控制仍有很多困难.NAV相对于MAV,对智能材料与结构的使用更加迫切,因此解决智能材料和结构精确建模以及控制问题对NAV设计非常必要.

此外,为了减轻自身结构重量的同时保证结构承受气动载荷能力,可应用复合材料和多功能材料等到NAV设计上.现有MAV已成功应用碳纤维复合材料、电池或雷达多功能材料到机身或机翼制造上.如WASP<sup>[80]</sup>微型固定翼飞行器机翼采用了电池材料,使机翼具有储存能量和产生升力2种功能.减轻NAV质量,研究高性能材料替代传统设计材料,是NAV设计关键问题之一.

## 5 其他关键问题

NAV设计是多学科综合设计问题.除外形选择、极低雷诺数空气动力学和材料研究外,推进系统设计、微机械电子系统(MEMS)设计研究等都是NAV设计的重要部分.

微推进技术包括生物推进系统技术、微型发动机技术、微型电动机技术、燃料电池技术和内燃机技术等.局限于NAV尺寸,空气动力特性随尺寸减小而下降,同时能量系统效率亦呈下降趋势,因此增大推重比对NAV设计意义重大.MIT和英国<sup>[81]</sup>都研制出微型发动机分别可产生13和6.4 g推力,而自身重量小于2 g.燃料电池能量密度为锂电池能量密度的2~4倍,也是提高NAV巡航时间的方法之一.目前燃料电池技术<sup>[82]</sup>已获得长足发展.微型内燃机<sup>[83~84]</sup>亦在不断发展,期望可获得更大推重比.但是这些技术距离实际应用到NAV上仍尚待进一步发展.因此综合尺寸、

重量、效率和可靠性各种因素,研究出优秀推进系统是NAV设计关键之一.

在复杂环境下,还需要NAV自主巡航.而现有MAV机载处理芯片、控制芯片、GPS接收器和陀螺仪等在质量和尺寸上都不能满足NAV要求,需要开展微电子元件研究.

## 6 结论与展望

NAV作为无人飞行系统组成部分具有重大研究价值和意义.NAV受到尺寸和重量限制,给设计带来巨大挑战.本文提出NAV概念,分析NAV设计要求,评述当前NAV概念设计现状.其次,比较不同外形MAV优缺点,并提出2种NAV外形选择方法.几何相似法认为扑翼外形不能满足NAV设计要求,而旋翼外形可以满足设计要求.动量理论结合实验校正方法结论为扑翼外形悬停效率高于旋翼外形,因此扑翼外形更适合NAV设计.经分析认为2种方法获得结论相悖的原因在于,前一种理论扑翼参数是从现有微型扑翼飞行器获得,因此考虑了现有飞行器设计和制造水平,而后一种理论则是从飞行生物参数获得,考虑了飞行生物飞行方式优点.第三,对NAV极低雷诺数空气动力学问题进行分析阐述.分别对极低雷诺数下复杂流体现象,旋翼和扑翼低雷诺数问题,以及当前低雷诺数实验方法和数值方法进行分析 and 探讨,给出实验研究的微型旋翼悬停效率,结果表明微型旋翼悬停效率随雷诺数下降而急剧下降.第四,对NAV材料进行分析讨论,对智能材料以及复合材料应用前景及需要解决问题进行阐述.最后,对NAV设计中推进系统设计和微电子设计等研究问题进行了分析.在此基础上,本文提出NAV研究的主要方向:

(1) 开展NAV选型研究.通过更加完善的方法综合考虑各种外形特点,选择合适的NAV外形.

(2) 开展极低雷诺数空气动力学机理研究.建立适于NAV研究实验设备和数值理论方法,研究极低雷诺数空气动力学,揭示极低雷诺数下非定常效应和各种非稳态机制,建立NAV设计方法和工具,设计出空气动力学性能优秀的NAV.

(3) 开展NAV材料的研究.研究智能材料、智能结构和复合材料特性,发展出适于不同用途智能材料,并应用到纳米飞行上,制造出质量轻,性能高的微型控制和外形控制系统,减轻NAV总体质量.

(4) 开展微推进系统研究和微电子技术研究. 发展新型推进技术, 研究重量轻、尺寸小、效率高和可靠性高的 NAV 推进系统. 研究微小型自动驾驶仪和接收器等, 开展相关的数据传送和自主导航方法研究.

**致谢** 感谢国家留学基金委对论文工作的支持, 感谢法国航空航天大学空气动力学实验室和西北工业大学航天学院飞行动力学和弹性教研室各位老师、同事对本文工作提出的各种意见和给予的帮助.

## 参考文献

- 1 Loegering G, Diego S. Global hawk—A new tool for airborne remote sensing. In: AIAA 1st Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles, 2002 May 20—23, Portsmouth, Virginia, USA. AIAA E-library, 2002. 3458
- 2 Walby E, Logan M, Perry J. Global hawk support to homeland security operations. In: AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit, 2004 September 20—23, Chicago, Illinois, USA. AIAA E-library, 2004. 6378
- 3 Pines D J, Bohorquez F. Challenges facing future micro-air-vehicle development. *J Aircraft*, 2006, 43: 290—305
- 4 Grasmeyer J M, Keennon M T. Development of the black widow micro air vehicle. In: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001 January 8—11, Nevada, USA. AIAA E-library, 2001. 127
- 5 Abate G. The Role of MAVs in Future Military Missions. Technical Report, 2009 European Micro Air Vehicle Workshop and Competition. 2009
- 6 Pines D J. 06-06 Proposer Information Pamphlet (PI) for Defense Advanced Research Project Agency (DARPA) Defense Sciences Office (DSO) Nano Air Vehicle (NAV) Program. Technical Report, DARPA DSO. 2005
- 7 Youngren H, Kroninger C, Chang M, et al. Low Reynolds number testing of the AG38 airfoil for the SAMARAI nano air vehicle. In: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008 January 7—10, Reno, Nevada. AIAA E-library, 2008. 417
- 8 Pines D J. Challenges Facing Small Scale Flight. Technical Report, University of Maryland. 2007
- 9 Steltz E, Avadhanula S, Fearing R S. High lift force with 275 Hz wing beat in MFI. In: Proceeding of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2007 Oct. 29—Nov. 2, San Diego, CA, USA. IEEE Press, 2007. 3987—3992
- 10 Wood R J. Liftoff of a 60mg flapping-wing MAV. In: Proceeding of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2007 Oct. 29—Nov. 2, San Diego, CA, USA. IEEE Press, 2007. 1889—1894
- 11 肖永利, 张琛. 基于 2 mm 微马达的微型直升机设计与研制. *高技术通讯*, 2001: 79—81
- 12 Bohorquez F, Samuel P, Sirohi J, et al. Design, analysis and hover performance of a rotary wing micro air vehicle. *J Amer Helicopter Soc*, 2003, 48: 80—89
- 13 Pornsin-Sirirak T N, Lee S W, Nassef H, et al. MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter. In: Proceedings of the 13th IEEE Annual International Conference on MEMS, 2000 Jan. 23—27, Miyazaki, Japan. IEEE Press, 2000. 779—804
- 14 Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. I. The quasi-steady analysis. *Phil Trans R Soc Lond B*, 1984, 305: 1—15
- 15 Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. II. Morphological parameters. *Phil Trans R Soc Lond B*, 1984, 305: 17—40
- 16 Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. III. Kinematics. *Phil Trans R Soc Lond B*, 1984, 305: 41—78
- 17 Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. IV. Aerodynamic mechanisms. *Phil Trans R Soc Lond B*, 1984, 305: 79—113
- 18 Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. V. A vortex theory. *Phil Trans R Soc Lond B*, 1984, 305: 115—144
- 19 Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. VI. Lift and power requirements. *Phil Trans R Soc Lond B*, 1984, 305: 145—181
- 20 Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles. *Progress Aerospace Sci*, 1999, 35: 455—505
- 21 Liu T. Comparative scaling of flapping- and fixed-wing flyers. *AIAA J*, 2006, 44: 24—33
- 22 Raney D L, Slominski E C. Mechanization and control concepts for biologically inspired micro air vehicles. *J Aircraft*, 2004, 41: 1257—1265
- 23 Supaero O. Demo. In: Proceedings of the 3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicle and 7th European Micro Air vehicle conference and Flight competition, 2007 Sep. 9—11, Toulouse. Toulouse: ISAE Press, 2007. 1—250
- 24 Woods M I, Henderson J F, Lock G D. Energy requirements for the flight of micro air vehicles. *Aeronaut J*, 2001, 105: 135—149
- 25 Lasek M, Pietrucha J, Sibilski K, et al. The comparative evaluation of power requirements for fixed, rotary and flapping wing micro air vehicles. In: 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006 Sep. 3—8, Hamburg. Hamburg: ICAS Press, 2006. 1—9
- 26 Leishman J G. Principles of Helicopter Aerodynamics. 2nd ed. New York: Cambridge University Press, 2000. 450
- 27 Kira Azuma. The biokinetics of Flying and Swimming. 2nd ed. New York: AIAA Publisher, 2006. 124
- 28 Larrabee E E. Practical design of minimum induced loss propellers. SAE paper (Technical Report), 790585, Soc Auto Engr. 1979
- 29 Adkins C N. Design of optimum propellers. *J Propulsion Pwr*, 1994, 10: 676—682
- 30 Shyy W, Lian Y S, Tang J, et al. Low Re Number Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers. New York: Cambridge University Press, 2008. 225

- 31 Koch L D. Design and Performance Calculations of a Propeller for Very High Altitude Flight. Technical Report, NASA/TM-1998-206637. 1998
- 32 Bohorquez, F. Rotor hover performance and system design of an efficient coaxial rotary wing micro air vehicle. Doctor Dissertation. MD: University of Maryland, 2007
- 33 Ellington C P. The novel aerodynamics of insect flight: Applications to micro-air vehicles. *J Exptl Biol*, 1999, 202: 3439—3448
- 34 Dickinson M H, Lehmann F O, Sane S. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Science*, 1999, 284: 1954—1960
- 35 Dickinson M H, Lehmann F O, Chan W P. The control of mechanical power in insect flight. *Amer Zoologist*, 1998, 38: 718—728
- 36 Sanjay S P, Dickinson M H. The control of flight force by a flapping wing: lift and drag production. *J Exptl Biol*, 2001, 204: 2607—2626
- 37 Dickinson M H. Solving the mysteries of insect flight. *Sci Amer*, 2000, 284: 49—57
- 38 Liu H, Ellington C P, Kawachi K. A computational study of hawkmoth hovering. *J Exptl Biol*, 1998, 201: 461—477
- 39 Platzer M, Jones K D. Flapping wing aerodynamics-progress and challenges. In: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006 January 9—12, Reno, Nevada, USA. AIAA E-library 2006. 500
- 40 Liu H, Kawachi K. A numerical study of insect flight. *J Comp Phys*, 1998, 146: 124—156
- 41 Ramamurti R, Sandberg W C. A three-dimensional computational study of the aerodynamic mechanisms of insect flight. *J Exp Biol*, 2002, 205: 1507—1518
- 42 Lian Y, Shyy W. Aerodynamics of low Reynolds number plunging airfoil under gusty environment. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007 January 8—11, Reno, Nevada, USA. AIAA E-library 2007. 71
- 43 Ellington C P, Van den Berg C, Willmott A P, et al. Leading edge vortices in insect flight. *Nature*, 1996, 384: 626—630
- 44 Van den Berg C, Ellington C P. The three-dimensional leading-edge vortex of a 'hovering' model hawkmoth. *Phil Trans R Soc Lond*, 1997, B (352): 329—340
- 45 Srygley R B, Thomas A L R. Unconventional lift-generating mechanisms in free-flying butterflies. *Nature*, 2002, 420: 660—664
- 46 Thomas A L R, Taylor G K, Srygley R B, et al. Dragonfly flight: free-flight and tethered flow visualizations reveal diverse array of unsteady lift-generating mechanisms, controlled primarily via angle of attack. *J Exptl Biol*, 2004, 207: 4299—4323
- 47 Birch J M, Dickinson M H. Spanwise flow and the attachment of the leading-edge vortex on insect wings. *Nature*, 2001, 412: 729—733
- 48 Zbikowski R. On aerodynamic modeling of an insect-like flapping wing in hover for micro air vehicles. *Phil Trans R Soc Lond A*, 2002, 360: 273—290
- 49 Albertani R, Khambatta P, Hart A, et al. Validation of a low Reynolds number aerodynamic characterization facility. In: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009 January 5—8, Orlando, Florida, USA. AIAA E-library 2009. 880
- 50 Liu Z, Albertani R, Moschetta J-M, et al. An experimental and computational evaluation of small micro coaxial rotor in hover. 2010, *J Aircraft*, doi: 10.2514/1.C031068
- 51 Sunada S, Yasuda T, Yasuda K, et al. Comparison of wing characteristics at an ultralow Reynolds number. *J Aircraft*, 2002, 39: 331—338
- 52 Tsuzuki N, Sato S, Abe T. Design guidelines of rotary wings in hover for insect-scale micro air vehicle applications. *J Aircraft*, 2002, 44: 252—263
- 53 Maybury W J, Lehmann F O. The fluid dynamics of flight control by kinematic phase lag variation between two robotic insect wings. *J Exptl Biol*, 2004, 207: 4707—4726
- 54 Lentink D, Dickinson M H. Rotational accelerations stabilize leading edge vortices on revolving fly wings. *J Exptl Biol*, 2009, 212: 2705—2719
- 55 Lentink D, Dickinson M H. Biofluid dynamic scaling of flapping, spinning and translating fins and wings. *J Exptl Biol*, 2009, 212: 2691—2704
- 56 Deters R W, Selig M S. Static testing of micro propellers. In: 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008 August 18—21, Honolulu, Hawaii, USA. AIAA E-library 2008. 6246
- 57 He R, Sato S. Design of a single-motor nano aerial vehicle with a gearless torque-canceling mechanism. In: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008 January 7—10, Reno, Nevada. AIAA E-library 2008. 1417
- 58 Wang H, Zeng L, Liu H, et al. Measuring wing kinematics, flight trajectory, and body attitude during forward flight and turning maneuvers in dragonflies. *J Exptl Biol*, 2003, 206: 745—757
- 59 赵攀峰, 刘春阳, 杨基明. 一种扑翼运动的模型实验及流场测量方法. *实验力学*, 2004, 19: 408—414
- 60 胡焯, 王晋军, 张攀峰, 等. 天堂鸟翼风蝶平板模型绕流特性研究. *科学通报*, 2009, 54: 1026—1031
- 61 Liu Z, Moschetta J M, Chapman N, et al. Design of test benches for the hovering performance of nano-rotors. *Int J MAV*, 2010, 2: 17—32
- 62 Dreila M, Youngren H. XFOIL 6.94 User Guide, MIT Aero and Astro, 2001
- 63 Hepperle M. Javafoil User Guide Version 1.5, Mh-aerotoools, 2007
- 64 Lakshminarayan V K, Bush B L, Duraisamy K, et al. Computational investigation of micro hovering rotor aerodynamics. In: 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006 Jun. 5—8, San Francisco, USA. AIAA E-library, 2006. 2819
- 65 Schroeder E J, Baeder J D. Using computational fluid dynamics for micro-Air vehicle airfoil validation and prediction. In: 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2005 Jun. 6—9, Toronto, Ontario, Canada. AIAA E-library, 2005. 4814
- 66 Gilmanov A, Sotiropoulos F. A hybrid cartesian/immersed boundary method for simulating flows with 3D, geometrically complex, moving bodies. *J Comput Phys*, 2005, 207: 457—492

- 67 Liang Z X, Dong H B. Unsteady aerodynamics and wing kinematics effect in hovering insect flight. *J Exptl Biol*, 2002, 205: 55—70
- 68 Kroo I. The Mesicopter: A miniature rotorcraft concept. Technical Report, University of Stanford. 2000
- 69 Kroo I, Kunz P. Meso-scale flight and miniature rotorcraft Development. In: Mueller T J, ed. Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications. Reston: AIAA publisher, 2001. 503—517
- 70 Meara M M, Mueller T J. Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers. *AIAA J*, 1987, 25: 1033—1041
- 71 Pauley L, Moin P, Reynolds W. The structure of two-dimensional separation. *J Fl Mech*, 1990, 220: 397—411
- 72 Pauley L, Lin J C. Low Reynolds number separation on an airfoil. *AIAA J*, 1996, 34: 1570—1577
- 73 Tatini M, Zhong X. Numerical study of unsteady low-Reynolds-number separation bubbles using a new high order scheme. In: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001 Jan. 8—11, Nevada, USA. AIAA E-library 2001. 2712
- 74 Sun M, Du G. Lift and power requirement of hovering insect flight. *Acta Mech Sin*, 2003, 19: 458—469
- 75 冉景洪, 刘子强, 白鹏. 相对厚度对低雷诺数流动中翼型动态气动特性的影响. *空气动力学学报*, 2008, 26: 178—185
- 76 Clercq K M, Kat R, Remes B. Flow visualization and force measurements on a hovering flapping-wing MAV 'DelFly II'. In: 39th AIAA Fluid Dynamics Conference 2009 June 22—25, San Antonio, Texas, USA. AIAA E-library 2009. 4035
- 77 Candhi M V, Thompson B S. Smart Material and Smart Structures. London: Chapman and Hall Press, 1992
- 78 Schafroth D, Bouabdallah S, Barmes C, et al. From the test benches to the first prototype of the muFly micro helicopter. *J Intell Robo Syst*, 2009, 54: 245—260
- 79 Kim J, Koratkar N. Effect of unsteady blade pitching motion on aerodynamic performance of microrotorcraft. *J Aircraft*, 2005, 42: 874—881
- 80 刘玉仁, 陈明璟, 张甲林. 无人机的的发展分析. *舰船电子工程*, 2008, 28: 63—66
- 81 Cadou C, Sookdeo T, Moulton N, et al. Performance scaling and measurement for hydrocarbon-fueled engines with mass less than 1 kg. In: AIAA 1st Technical Conference and Workshop on Unmanned Aerospace Vehicles, 2002 May 20—23, Portsmouth, Virginia, USA. AIAA E-library 2002. 3448
- 82 Cadou C P, Moulton N, Menon S. Performance measurement and scaling in small internal combustion engines. In: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003 January 6—9, Reno Nevada. AIAA E-library 2003. 897
- 83 Fu K, Knobloch A J, Martinez F, et al. Design and experimental results of small-scale rotary engines. In: Proceedings of the 2001 (IMECE), ASME, 2001. 295—302
- 84 Chigier N, Gemci T. A review of micro propulsion technology. In: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003 January 6—9, Reno Nevada, USA. AIAA E-library 2003. 670

## A review on conceptual design of nano air vehicles

LIU Zhen<sup>1, 2</sup>, XU Min<sup>1</sup>, MOSCHETTA Jean-Marc<sup>2</sup> & YANG SiBin<sup>1</sup>

<sup>1</sup> College of astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

<sup>2</sup> Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, University of Toulouse, Toulouse 31054, France

Nano Air Vehicle (NAV) is a new conceptual controllable unmanned air vehicle with dimension less than 7.5 cm, payload greater than 2 grams which can hover and fly at low speed. As one of important parts of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) system, NAV is capable of conducting surveillance, reconnaissance or releasing payload in a narrow space with high values in military and civil application. In this paper, the conception of NAV and recent development of NAV in several institutes are introduced. Successively, the key theories and techniques involved by NAV design are analyzed. Methods aiming at the selection of NAV's concept are proposed. And the ultra-low Reynolds number aerodynamics and the flow characteristics of rotary-wing concept and flapping-wing concept at ultra-low  $Re$  are discussed and analyzed. The experimental and computational studies at ultra-low  $Re$  are reviewed. Furthermore, the application of new materials on NAVs is discussed. Finally, the perspective of applying micro-propulsion and micro-electronics technologies on the design of NAV is discussed.

**nano air vehicle, concept design, rotary-wing, flapping-wing, ultra-low Reynolds number aerodynamics, smart material**

doi: 10.1360/972010-469