

小型飞行器空气动力学*

Thomas J. Muller¹ James D. Delaurier²

¹Hessert Center for Aerospace Research, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana 46556; email: mueller.1@nd.edu,

²Institute for Aerospace Studies, University of Toronto, Downsview, Ontario, Canada M3H 5T6; email: jdd@utias.utoronto.ca

摘要 对小型飞行器设计中涉及的空气动力学问题进行了综述. 描述了雷诺数和展弦比对固定翼飞行器的设计以及飞行性能的影响. 在低雷诺数飞行范围, 翼型上边界层的特性对飞行器的设计尤为关键. 本文讨论了大量有关层流边界层(包括层流分离泡影响)的实验, 作为例子, 列举了几个此飞行雷诺数范围的小型低空无人驾驶飞行器(UAVs). 此外, 对扑动翼推进的理论模型进行了简述; 其范围涵盖了早期的准定常附着流模型, 以及后来计及非定常尾涡、流动分离以及气动弹性等效应的模型. 文中还介绍了那些与理论互补并最终导致扑翼机设计成功的实验.

关键词 低雷诺数, 固定翼, 扑翼, 小型无人驾驶飞行器

1 引言

过去的 25 年中, 小型无人驾驶飞行器(小型 UAVs)的设计和开发得到了越来越多的关注. 其应用包括侦察、通讯中继链接、舰船诱饵及生化或者核物质探测等, 无论遥控型还是自控型小型 UAVs 都极为适合完成此类特殊任务. 小型 UAVs 的性能要求通常包括: 以 20~100 km/h (12~62 mile/h) 的速度长航时飞行; 3~300 m (10~1000 ft) 的巡航高度; 低自重以及全天候的飞行能力. 人们对小型 UAVs 的定义并不十分严格, 通常把展长小于 6 m (20 ft), 质量低于 25 kg (55 lb) 的飞行器都归为此类. 另外, 由于近年来传感器、摄像机以及控制硬件的微型化, 质量低于 80 g (2.8 oz) 且尺度小于 15 cm (6 inch) 的微型飞行器(MAVs)业已研发成型, 并能在一定程度上执行上述特殊任务.

低速和小尺度共同决定了小型飞行器的飞行雷诺数很低(15 000~500 000). 基于机翼弦长的雷诺数定义为巡航速度与弦长的乘积再除以空气动力黏性系数. 图 1 为不同飞行器总重与雷诺数的对应关系, 从中可以看出小型 UAV(包括 MAVs)的飞行雷诺数范围要远低于传统飞行器而更接近于鸟类和航模. 这些飞行器所采用的低雷诺数翼型必须在恶劣环境下仍能保持良好的气动性能, 且对于风切变、阵风以及由降水引起的表面粗糙都不十分敏感. 同时, 最大

限度的降低翼表面积对这类飞行器的封装、携带和预发射操作也是非常重要的.

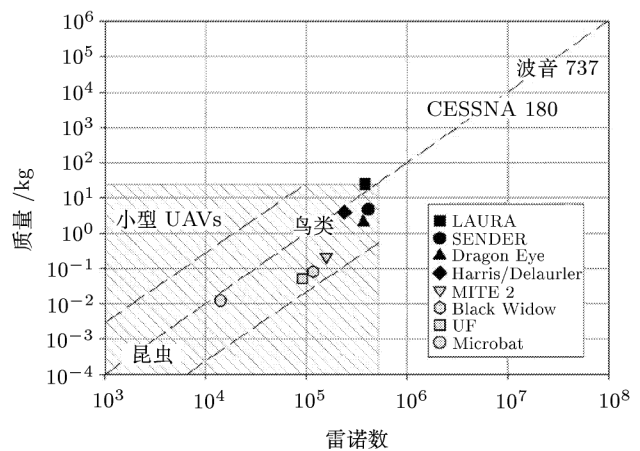


图 1 飞行器质量与雷诺数的关系

尽管人们十分期望小型 UAVs 可以在强风状态下飞行, 但迄今为止仍没有见到探讨该问题的文献. 事实上, 若不包括扑翼飞行器的有关研究, 则可以说: 与小型 UAVs 直接相关的非定常、低雷诺数气动特性的定量研究是在近几年才得到关注的^[1]. 在许多情况下, 由于产权问题, 一些已经完成的风洞实验并没有发表. 尽管如此, 仍有很多有关翼型定常气动特性的实验对小型固定翼 UAVs 的设计具有重要的指导意义. 美国海军研究院(NRL)一直是固定

* Annual Review Fluid Mechanics 惠允版权翻译此文 (Published with kind permission from Annual Review Fluid Mechanics © 2003 by Annual Reviews)

翼小型 UAVs 的设计先驱, 文中提到的许多飞行器皆引自他们发表的文献. 另外, 也出现了不少与扑翼 UAVs 有关的非正常空气动力学方面的研究. 在下面的章节中, 我们将着重描述几种成型的固定翼和扑翼飞行器, 同时介绍与这些飞行器的设计和性能有关的流体力学问题.

2 小型 UAVs 和 MAVs 的范例

图 2 列出了图 1 中所提到的小型 UAVs 和 MAVs 的翼展和质量的对应关系, 其中既包括了固定翼又包括了扑翼飞行器. 虽然在这一范围还有许多其它种类的飞行器, 但是由于资料的匮乏而未能一一列出. 图 2 中尺寸最大的是 LAURA 系列, 这是一种专门用来作舰船诱饵的长航时小型 UAVs^[2~6]. 图 3 列举的 4 种 LAURA 系列飞行器都具有相同的机身、有效载重、起落架和动力推进系统, 其推进系统由活塞发动机和位于机身尾部的推进螺旋桨组成. 它们均为试验机型, 主要用于研究机翼的布局和低雷诺数翼型.

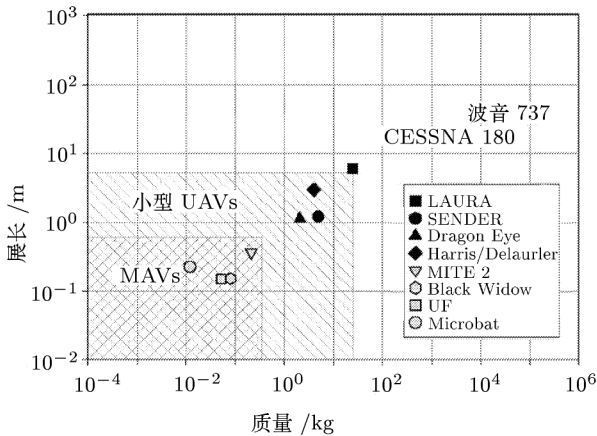


图 2 小型 UAVs 和 MAVs 的展长与质量的对应关系

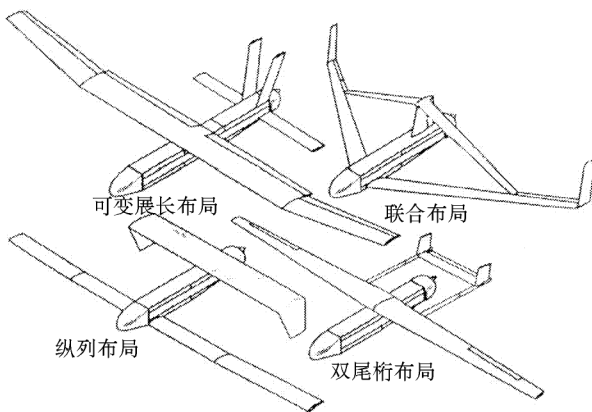


图 3 LAURA 系列的 4 种机翼布局草图

图 4 中的 SENDER 采用了 Selig SD7032 翼型,

装备了全球定位系统 (GPS), 是一种全自控单人便携式 UAV. 设计要求这种电驱飞行器应有适当的尺寸 (以便于用标准储物箱存放)、能携带不同的负载, 并以 91 km/h (56 mile/h) 的巡航速度飞行近 2h^[7]. 虽然这种飞行器已成功地飞行, 但其辅助系统尚未研制完成.

图 4 所展列的 Dragon Eye (又名空中传感系统) 具有几项独特的性能. 这种小型 UAV 可以完全不用工具地组装和拆卸, 并能够被放置在仅 18 cm × 38 cm × 38 cm (7 inch × 15 inch × 15 inch) 的箱子中, 像背包一样随身携带^[8]. 这种自控型飞行器由单人操作, 由 GPS 导航. Dragon Eye 系列也是由电能驱动, 可以在 64 km/h (40 mile/h) 的速度下飞行 (30~60) min. 它还可以使用一些可互换的现存设备, 如日间、低亮度或者红外线的成像系统和鲁棒通讯连接装置. 目前, Dragon Eye 正由 Arro Viroment 公司和 BAI Aerosystems 公司生产.

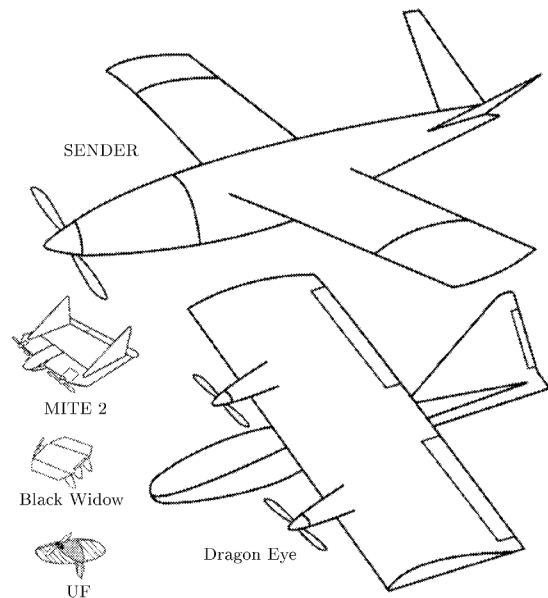


图 4 近期小型固定翼 UAVs 草图

图 4 中的 MITE2 是 MAV 研发系列中专为近战中的短程任务设计的低值、可一次性消耗的隐蔽传感平台, 翼展为 36 cm (14.5 inch) (参阅文 [9]). 它是由电能驱动的双发飞行器, 能够承载有效军用载荷在 32 km/h (20 mile/h) 的速度下飞行约 20 min.

图 4 中尺寸最小却能承载有效载荷的是由 Aero Viroment 公司研制的 Black Widow^[10]. 它由电能驱动, 最大尺寸约 15.2 cm (6 inch), 总重约 20 g (2.8 oz), 能承载彩色摄像机和传送器以 51 km/h (32 mile/h) 的速度飞行近 30 min. 盛装有 Black Widow 的载重箱约 6.8 kg (15 lb), 其中还包括了充气型发射台和一个具有 10 cm (4 inch) 液晶显示器的便携式飞行控制终端.

佛罗里达大学的科研人员将柔性翼概念应用于 MAV 的设计中^[11~13], 所设计的最小飞行器尺度仅为 15.2 cm (6 inch), 总重 52 g (1.8 oz), 用活塞发动机驱动, 可以携带一个摄像机和传送器以 (24~40) km/h (15~25 mile/h) 的速度飞行 15 min (图 4). 他们对翼展大于 25.4 cm (10 inch) 的飞行器的飞行测试表明, 柔性翼在飞行中表现出更为出色的稳定性和可操纵性^[13].

近年来, 人们对小型 UAVs 和 MAVs 的设计兴趣更多集中于机械式扑翼机. 扑翼的一个显著优点是在较小的尺度和重量下可产生足够的升力和推力(参阅文[14, 15]). 为使飞行器达到类似昆虫或鸟类的飞行性能, 科研人员正集中研究这些动物翅膀的动力学特性和非定常空气动力学特性. 鸟类和昆虫充分利用翅膀的气弹变形来提高气动性能, 还通过扑动翅膀在不增加前飞速度的情况下有效地增大雷诺数. 然而, 目前人们对其飞行气动特性的了解仍然有限.

Harris/Delaurier 无线电控制型扑翼机^[16]是作为概念飞行器研制的. 它采用了 Selig 设计的 S1020 翼型, 该翼型在很大的攻角范围内流动都不会发生分离. 扑翼机由活塞发动机驱动, 以 3 Hz 左右的扑动频率在 54 km/h (34 mile/h) 的飞行速度下飞行了近 3 min. 其有效载重约 227 g (8 oz), 有关其非定常气动特性将在以后的章节中详细地阐述(见第 4 节).

Microbat 系列扑翼机则由电能驱动, 总重约 12 g (0.423 oz). 该飞行器的加减速、升降和方向舵均为手控. 其有效载重为零, 曾以 12 Hz 的扑动频率在 19 km/h (12 mile/h) 的速度下飞行 6 min. 有关 Microbat 的设计研究工作, 最早是由 Pornsin-Sirirak 等^[17]在 2000 年发表的.

3 固定翼飞行器的空气动力学特性

对所有的飞行器而言, 气动力由机翼产生, 翼型和翼平面形状对飞行性能有着十分重要的影响. 因此, 在实现稳定性和可操控性的前提下获得最佳气动效率是所有小型 UAVs 设计的根本目标. 飞行器的气动效率取决于机翼的升阻比. 绝大多数小型 UAVs 的设计是在给定巡航速度的前提下尽可能实现最大的航程或航时^[18]. 对于螺旋桨型活塞发动机驱动的飞行器, 其最大航程取决于最大升阻比, Brequet 给出的航程公式如下

$$\text{航程} = \frac{\eta C_L}{c C_D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (1)$$

这里 η 为螺旋桨效率, c 为单位燃料的消耗率, C_L/C_D 为升阻比, W_0 为总重, W_1 为不计燃料的飞行器净重. 可见在巡航状态下, 航程的最大值直接取决于 C_L/C_D 的大小. Brequet 关于螺桨驱动飞

行器的航时公式如下

$$\text{航时} = \frac{\eta C_L^{3/2}}{c C_D} (2\rho S)^{1/2} (W_1^{-1/2} - W_0^{-1/2}) \quad (2)$$

这里 ρ 为空气密度, S 为机翼面积. 为了得到最大航时, 必须使 $C_L^{3/2}/C_D$ 达到最大. 需要指出的是方程 (1) 和 (2) 并不适合计算重量始终保持不变的电能驱动飞行器的航程和航时. 对于电驱飞行器, 设计目标是在给定的飞行条件下尽可能降低电池总的输出电能, 在这种情况下, 航时即为电池总的储备能量与每小时所消耗能量的比值, 航程则为航时与巡航速度的乘积.

对于飞行器, 其阻力可用下面的公式表示

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi(AR)e} \quad (3)$$

这里 C_{D_0} 为零升阻力系数, $\frac{C_L^2}{\pi(AR)e}$ 为伴随升力产生的诱导阻力和部分废阻. 这一方程表明应该尽可能地减小飞行器的任何非升力部分的废阻(包括表面摩擦阻力和压差阻力).

增大展弦比 (AR , 其定义为机翼展长的平方与机翼水平投影面积的比值) 或者增大 Oswald 系数 (e) 都可以降低 $\frac{C_L^2}{\pi(AR)e}$, 另外以中等速度飞行也可以降低诱导阻力(即升致阻力). 然而由于最大升阻比对应攻角通常小于最大升力系数的对应攻角, 而 Oswald 系数又不易增大, 所以降低 $\frac{C_L^2}{\pi(AR)e}$ 通常是通过增大 AR 来实现的.

3.1 边界层性能

众所周知, 专为雷诺数(基于弦长)大于 500 000 而设计的翼型在雷诺数低于该值时, 由于边界层的分离其气动性能会随着雷诺数的降低而急剧恶化^[19~21]. 而且, 三维机翼(即有限翼展机翼)的性能, 其由 $(C_L/C_D)_{\max}$ 衡量, 要比翼型的更糟. 由于小型 UAVs 的雷诺数范围为 30 000~500 000, 因此设计高效能的机翼和翼型至关重要.

虽然 Carmichael^[22]对于低雷诺数翼型的评述写于 20 多年之前, 但对于本文探讨低雷诺数范围的翼型绕流, 其仍是个很不错的起点. 下面对 $30\,000 < Re < 500\,000$ 流动区域的讨论就是基于 Carmichael 的工作, 只略作了调整.

(1) $30\,000 < Re < 70\,000$ 是 MAV 设计者和航模制作者都非常感兴趣的雷诺数范围. 由于层流边界层分离及分离剪切层向湍流的转捩, 使得相对厚度较大的翼型(6% 及以上)在这一雷诺数范围内存在升力及阻力的滞后效应, 所以在这一雷诺数范围内翼型的选择极为关键. 当 $Re < 50\,000$ 时, 自由剪切层在发生

层流分离后不能及时的转捩成湍流以再附于翼型表面. 而当分离点到达翼型前缘时, 升力陡然下降, 阻力陡然上升, 翼型发生失速.

(2) 当 $70\,000 < Re < 200\,000$ 时, 翼型上大部分区域仍可保持为层流流动, 因而, 一般来说在这个雷诺数范围的翼型性能都有所提高 (个别仍存在上述分离泡问题的翼型除外). 许多 MAVs 和 UAVs 都在此雷诺数范围飞行.

(3) 当 $Re > 200\,000$ 时, 由于分离泡变短变小, 与之相应的废阻降低, 从而极大地提高了翼型的性能. 鸟类的翱翔、大型无线电控制航模和人力驱动模型飞机等的飞行经验都印证了这一点.

3.2 分离泡

分析层流边界层分离后的流动特性可以对低雷诺数下翼型性能的恶化给出解释. 此恶化主要表现在阻力的增加和升力的降低. 在这种流态下, 翼型上最小压力点下游的边界层通常仍可保持层流流动, 然后分离形成自由剪切层. 当 $Re < 50\,000$ 时, 分离剪切层不会发生再附; 而当 $Re > 50\,000$ 时, 分离剪切层发生转捩. 如果逆压梯度不很大, 流动可通过夹带作用从外流获取足够的能量从而再附于翼型表面, 这就形成一个如图 5 所示的时均回流区^[23]. 由于分离泡的作用相当于边界层的湍流拌线, 因而通常又被称为转捩分离泡. 在低雷诺数情况下, 转捩分离泡几乎占据了翼型表面的 15%~40%, 因而也称其为长泡. 分离泡对翼型的失速特性 (如升力骤减和阻力激增) 有显著影响. 在高雷诺数的情况下, 当有分离泡形成时, 升力将随攻角线性增加, 直至失速发生,

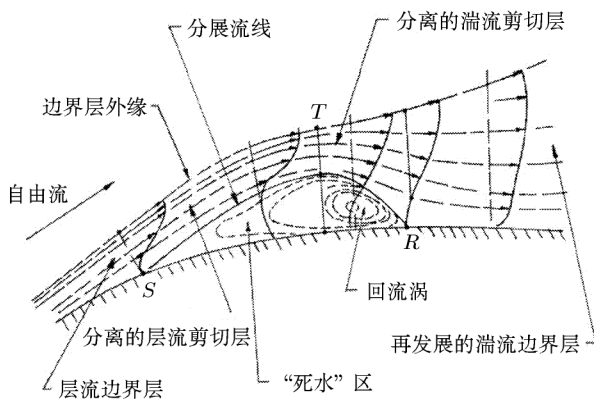


图 5 转捩分离泡的时均特征 (Horton 1968)

这种失速通常称为短泡的破裂. 而在低雷诺数的情况下, 如果有长泡形成, 失速通常发生在长泡扩展到尾缘的时候. 对某些翼型而言, 分离泡的特性是出现迟滞效应的原因之一. 在分离泡顶部, 见图 5 中 T 点 (即流动向湍流转捩的点)^[24,25] 的下游, 流动是非定常的; 而在该点上游, 现有的流动显示和热线实验都

证明存在一个相对稳定的流动区域. 因此, 对于高效低雷诺数翼型的设计, 能够准确预估分离泡的发生和发展是非常重要的.

3.3 大展弦比机翼

在小型 UAVs 的早期设计中, 没有人专门针对具体的 UAV 型号设计特殊的翼型. 设计者们往往采用已有的用于其它用途的翼型. 例如图 3 中 LAURA 系列飞行器就采用了 FX63-137, RF1165FB 和 LA2573A 翼型^[6]. 其中 FX63-137 最初是由 F.X. Wortmann^[26] 专为全尺寸高性能滑翔机设计的. 应用于 LAURA 系列飞行器后, 在巡航速度下其 $C_{L\max} = 1.4$. 而 RF-1165FB (美国海军研究院 R. Foch 设计) 和 LA2573A (波音公司的 R. Liebeck 设计) 的 $C_{L\max}$ 分别为 0.85 和 0.68. 虽然在制造上 FX63-137 比其它两种翼型要困难得多, 但在低雷诺数下 ($Re \leq 100\,000$), 它却有着缓慢失速的特性. 采用 FX63-137 的 LAURA 系列半尺寸模型做了风洞试验, 而全尺寸飞行器做了飞行试验. 风洞实验结果表明最大升阻比在 20~27 之间, 其中联合布局机翼的升阻比最小, 而可变展长机翼布局的升阻比最大. 由于 FX63-137 在低雷诺数范围的出色性能, 人们对这种翼型进行了广泛深入的研究. 除了对其升阻比特性的研究^[26,27], 科研人员还利用 FX63-137 做了下列研究工作: 翼型上的层流分离泡^[24,28] 展弦比为 3.0~5.4 的机翼的性能^[29]; 非定常流动对边界层和分离泡的影响^[25,30,31]. Khan 和 Muller^[32] 还进行了 FX63-137 机翼前缘涡对下游同形翼型影响的实验, 而 Scharpf 和 Muller^[33] 亦对近距串列翼的相互干扰问题进行了研究.

绝大多数的第二代小型 UAVs 都采用了针对其用途而专门设计的翼型. Eppler^[34], Eppler & Somers^[35,36] 以及 Drela^[37] 分别给出了人们常用的两种低雷诺数翼型的设计方法. R. Eppler 可以直接提供最新版本的 Epper 源程序 (Richard Eppler Airfoil Program System: Profile 00). 而 Drela 的源程序 (XFOIL) 也可以通过以下网址获得: <http://raphael.mit.edu/xfoil/>. Selig 和他的合作者采用上述两种设计方法, 为高性能滑翔机、无线电控的航模和小型叶轮设计并测试了大量低雷诺数翼型^[38~42]. 其中许多已被成功应用于小型 UAVs. Selig 系列和其它许多翼型的测试都是在 Re 为 60 000~500 000 的范围内进行的^[39~43], 这些工作成为设计小型 UAVs 良好的起点.

3.4 小展弦比机翼

低雷诺数下小展弦比机翼 (即展弦比 $AR < 2.0$ 的机翼) 的气动性能尚未得到太多关注. 以往人们仅对高雷诺数下亚、跨、超音速的三角翼形式小展比机

翼作了广泛的研究,主要着重于大攻角下三角翼或类似三角翼的小展弦比机翼的气动性能。

尽管如此,还是存在一些非三角翼形式的小展弦比机翼的实验资料的,这些研究主要是 20 世纪 30 年代~50 年代进行的。Zimmerman^[44,45], Bartlett 和 Vital^[46] 以及 Wadlin 等^[47] 在 $Re > 500\,000$ 的情况下对小展弦比机翼进行了实验研究。Bollay^[48], Weinig^[49], Bera 和 Suresh^[50], Polhamus^[51,52] 以及 Rajan 和 Shashidhar^[53] 对小展弦比机翼气动特性在理论解和解析解方面进行了一些尝试。最近, Pelletier 和 Mueller^[54] 与 Mueller^[55] 研究了 Re 在 60 000~200 000 下厚度为 2% 的小展弦比矩形平板和具有弯度的机翼的气动性能。这些风洞试验还同时研究了风洞湍流度和后缘形状对气动性能的影响。有关弯度对机翼气动性能影响的进一步研究可参见文 [56]。

在两卷有关升、阻力的丛书中, Hoerner^[57] 和 Hoerner & Borst^[58] 对小展弦比机翼进行了较为完整的分析和综述。Hoerner 对非三角形的小展弦比机翼的理论进行了综述,给出了理论分析及一些关联函数并与当时的实验数据做了对比。尽管 Hoerner 所研究的雷诺数范围高于 MAV 涉及的雷诺数,但 Torres 和 Mueller^[59] 以及 Torres^[60] 都表明其气动理论在 MAV 中应用的可行性。这种理论成功地预测到,有限翼展机翼在产生升力的同时其翼梢会形成反向旋转的旋涡。这些涡会随着攻角的增大而逐渐加强。对于小展弦比机翼,其翼梢涡可能覆盖机翼的大部分面积,从而在很大程度的影响翼的气动性能。一般而言, $AR < 1.5$ 的机翼存在线性和非线性两种升力。线性升力由环绕翼型的环量产生,这与大展弦比机翼产生的升力相同。而非线性升力是由前缘涡在上翼面形成的低压区所产生,这与三角翼在大攻角状态下所产生的涡升力一致。非线性效应升力线斜率随攻角的增大而提高,这也是机翼具有高失速攻角的原因。

4 振翼推进系统的非定常气动力

几乎所有最初的微小飞行器(包括昆虫类,蝙蝠和鸟类)都具有扑动翼。这归因于自然界中肌肉操作方式的局限,机械飞行中并非一定要这样做。事实上,正是将升力和推力两种功能分开的概念,将人们从徒劳的仿生飞行中解脱出来。然而,多年来一些著名研究者对扑翼飞行的理论模化及具体实现始终热情不减;尤其是近来人们对低雷诺数微小飞行器的兴趣,又进一步激励了人们去研讨在这一尺度下扑动翼产生优越气动特性的可能性。

4.1 理论研究

最简单的扑动翼气动模型认为流动是准定常的,即假设流动在翼型运动的每一个时间步里,对于当时的边界条件,都瞬时达到平衡,且包括机翼前缘在内,流动是完全附着的(没有小尺度的局部分离),这样就存在 100% 的前缘吸力。根据 Kutta-Joukowski 定理^[61] 可知:升力矢量是垂直于相对速度的,分解升力可得到其在水平方向的分量,即推力。通过这种模型, Kuechemann 和 von Holst^[62] 在对扑动翼的研究中给出了有限展长机翼在做上下振动运动时推进效率的表达式

$$\eta = \frac{\text{推力} \cdot \text{速度}}{\text{输入功}} = \frac{1}{1 + 2/AR} \quad (4)$$

其中 AR 为机翼的展弦比。这是一种理想化的结果,忽略了流动分离和其它的黏性效应。但由上式知,通过提高 AR 可以使推进效率接近 100%,这为进一步探索扑翼飞行提供了令人鼓舞的开端。

准定常模型的计算简单、直接,并且已被推广到运动较为复杂的情形,例如,由俯仰振荡,上、下振荡及拍动复合而成的运动。这一模型被 Norberg^[63] 和 Ellington 等^[64] 动物学家应用于他们对动物飞行的研究中。而 Betteridge 和 Arder^[65] 在对大展弦比扑动翼推进效率和垂直振荡力的研究中给出了一个更为精致的准定常模型。Jones^[66] 将这一模型进一步拓展,表明优化展向环量分布可能提高推进效率。

准定常模型仅是用于较高的前进比 (λ) 的情况,前进比的定义如下

$$\lambda = \frac{\text{前飞速度}}{\text{弦长} \cdot \text{扑动频率}} = \frac{U}{cf} \quad (5)$$

当然,这一条件与飞行器的飞行力学中用的准定常气动模型的条件是类似的。但是,对于动物和扑翼机的飞行在大多数情况下该条件不能满足。原因在于,即便对于高巡航速度的飞行(最大前进比可达 10 的量级),非定常气动力的影响也较大。

在对做上下和俯仰运动的薄翼的研究中, Garrick^[67] 首次对非定常推力的产生做出了有意义的分析。这是一个建立在 Theodorsen^[68] 的非定常翼型解析解和 von Karman & Burgers^[69] 的推力预估法基础上的线化无黏解。其假设尾涡面与翼型在同一平面上,从而限制了该理论应用在高前进比情况下的准确性。但前缘吸力的作用还是得到清晰地阐明,并给出了机翼前缘吸力的方程。因为假设流动是完全附着的,前缘局部分离削弱前缘吸力的效应并没有考虑在内。但是,在 Garrick 的方程中加上前缘吸力的效应并不准(详见下文)。

通过推导可知,推进效率是折合频率倒数的函

数, 折合频率的倒数为

$$\frac{1}{k} = \frac{2U}{\omega c} = \frac{1}{\pi} \frac{U}{fc} = \frac{\lambda}{\pi} \quad (6)$$

这里 ω 为振荡频率, 单位是弧度 /s, c 为弦长. 对于纯拍动无翻转机翼, 在前进比为 0 时, 推进效率为 50%, 而当前进比超过 45 后, 推进效率则大于 90%.

Fairgrieve & Delaurier^[70] 将 Garrick 的振荡翼型模型拓展到求解非平面尾流、非正弦振荡的周期运动中. 他们工作的出发点是不同时上扑和下扑的运动及扑动速度型不是纯正弦曲线的运动可能在一定程度上提高推力或者推进效率. 然而, 他们研究的例子中, 无一能够比纯简谐运动 (上扑和下扑等时的正弦运动) 有明显的优势; 而且直到前进比低为 6 时, 平面尾流解与固定波形尾流解和随时间变化的波形尾流解仍然十分吻合. Hall & Hall^[71] 对具有固定尾流和自由尾流的翼型的研究也得到了类似的结果.

Garrick 模型也被用于有关扑翼机机翼的研究中^[72]. 其物理模型的基础是, 将机翼分为一个个的“单元”(叶素理论), 作用于每一个单元上的法向力、俯仰力矩和弦向的力 (包括前缘吸力) 与该单元的上、下和俯仰运动有关 (图 6). 图中还包括了以下影响因素: 攻角、弯度、表现质量和局部前缘吸力效应 (由前缘吸力效率参数来给出). 此外, 非定常尾流的作用是通过采用 Jones^[73] 对 Theodorsen 非定常翼型理论在有限机翼上的拓展来计及的. 这就需要做以下假定: 设扑动翼上某一单元上的流动与一作与该单元相

同运动的机翼 (其展弦比与扑动翼的相同) 的相应单元上的流动相同. 该模型的另一个特征是各个单元在挥动周期中允许按 Prouty^[74] 的动态失速准则发生失速. 显然, 这种修正过的叶素理论仍然包含了很大程度的假设. 例如, 机翼上某一部分发生的失速, 是一定要影响其它部分的气动力的, 尾迹的处理也存在类似的问题. 不过, 上述模型是为某扑翼机的设计而建立的, 其需要简洁而便于应用的模型. 随后的风洞实验证明了机翼的性能很接近于理论估计. 作为进一步的评估, Winfield^[75] 将这一模型的结果与非定常尾流模型进行了对比, 两者十分吻合 (参见图 7).

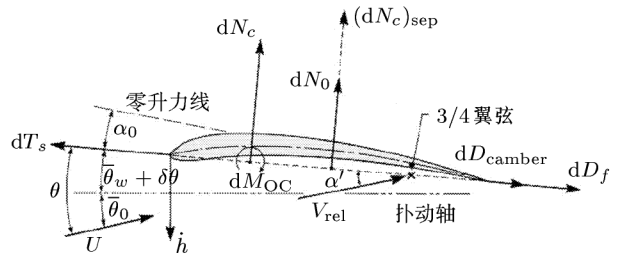


图 6 翼型上的气动力及运动参数

这一模型还被应用于结构变形研究中^[76], 从而可估算机翼拍动时翼的弯、扭变形 (图 8). 通过给定沿翼展方向各剖面的外形、惯性 (质量分布), 弹性的和气动参数, 可以预估升力、推力和弯矩以及扑动扭矩和所需输入动力. 因此, 人们可以进行反复迭代计算, 直至得到一个具有最优飞行性能的机翼^[16].

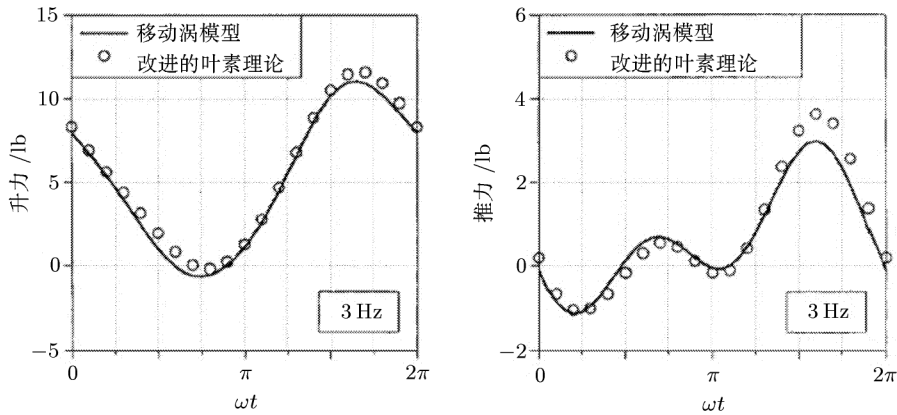


图 7 移动涡模型与叶素理论结果比较

应用于扑翼机上的拍动机翼通过铰链连接在一个刚性中央机翼上, 中央机翼按设计需要做上下往复运动以驱动拍翼 (图 9(a)). 这种设计同时还可以平衡传递到机身的竖直方向的非定常加速度. 上述模型已被拓展^[77], 可包含中央机翼的影响, 从而使整个机翼气动性能都可以被估算出来. 由此得出的推进效率为 54%, 应该看到这个推进效率未计及由于机翼诱导阻力而产生的能量损失, 所以真实的推进效率应该远大于这个数值. 加上这一能量损失后 (这里定义的推

进效率与针对螺旋桨定义的类似), 推进效率为 79%. 对于所研究的模型的尺度而言, 这是个较为合理的数值; 此推进效率还将随扑翼机尺寸增大而增加, 这是由于在较高雷诺数下前缘吸力效应可达 100%. 应该强调的是, 这种机翼的推力主要来自前缘吸力作用. 在这项应用中伊利诺斯大学的 M. Selig 专门设计了一个相对厚度为 15% 的翼型 (S1020), 并采用了扭转机翼, 旨在降低翼型的有效攻角使之在扑动中处于不失速状态. 这种翼型与鸟类和蝙蝠的翼型大不相同,

鸟类和蝙蝠的翼型很薄,有一定的弯度且具有更尖的前缘,其前缘吸力甚小,对它们而言,翅膀的扭转是为了使法向力产生一个水平分量,以作为推力。

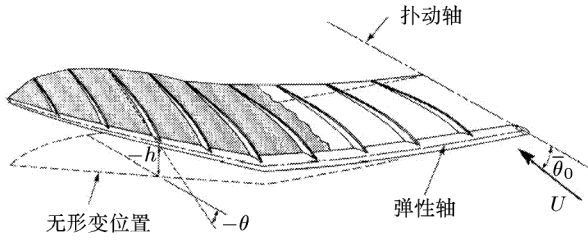


图8 机翼结构形变模型

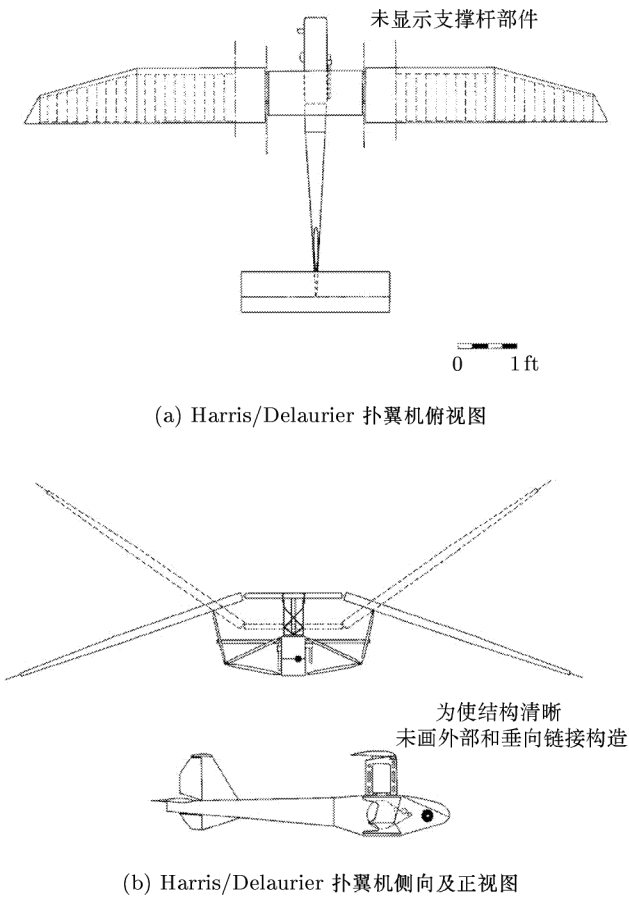


图9

4.2 实验研究

振荡机翼和扑动机翼的实验中,由于惯性力较大,而要测量的推力相对甚小,获取满意的实验数据有相当的挑战性.因此,该问题的在实验研究方面的文献要明显少于理论研究. Archer等^[78]在风洞中研究了绕根部挥动的弹性机翼,测得的推力和推进效率与他们用准定常模型得到的结果基本吻合.然而,要获取足够的实验数据来验证理论解的所有结果仍不大可能.

Fejtek & Nehera^[79]也在风洞中研究了一个绕根部挥动的刚性机翼,其剖面为有弯度的厚翼.尽管这

一装置可以有任意的安装角,但在周期性扑动中攻角不能变化.他测量了瞬时的推力和升力(不包括推动效率),得到的推力为负值,原因可能是拍动周期中流动分离的影响(如果在拍动中攻角可按一定方式变化,则可以抑制分离).实验结果和准定常理论模型的结果对比不十分吻合.

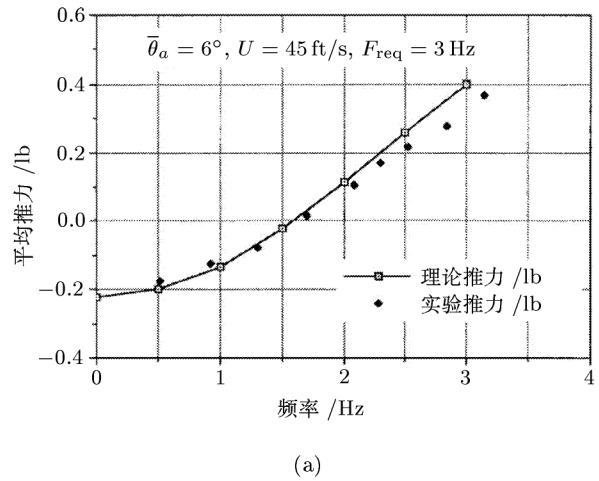
Delaunier & Harris^[14]随后对一个刚性机翼做了风洞实验,其 $AR = 4$,翼型为 NACA0012.上、下振荡和俯仰振荡皆为正弦函数

$$h = h_0 \sin \omega t, \quad \theta = \theta_0 \sin(\omega t + \delta) \quad (7)$$

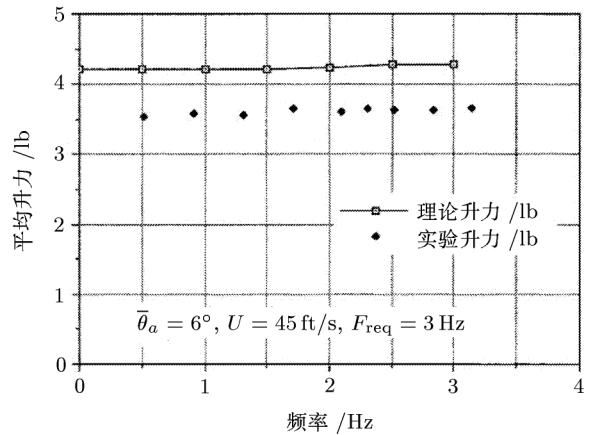
这里, $h_0 = 0.625c$; $\theta_0 = 0.0, 5.7^\circ, 8.4^\circ, 12.1^\circ$; $\delta = 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ, 105^\circ, 120^\circ$.当 $\theta_0 = 0.0$ 时,折合频率 k 为 $0.045 \sim 0.16$; θ_0 为其它值时, k 为 $0.07 \sim 0.16$.平均推力系数 \bar{C}_T 由下式定义

$$\bar{C}_T = \frac{\text{平均推力}}{[(\rho/2)U^2 S (2h_{\max}/c)^2]} \quad (8)$$

这里 h_{\max} 为翼型上任意一点在垂直方向的最大振幅. \bar{C}_T 对于 k 几乎呈线性变化,最大 $\bar{C}_T (\approx 0.023)$ 出现在 $\theta_0 = 12.1^\circ$ 和相角 δ 在 $60^\circ \sim 90^\circ$ 之间时.但是由于实验设备的限制,仍不能测量推进效率.



(a)



(b)

图10 扑翼机的各项性能

人们还对上述扑翼机的一些备选机翼进行了实验 (Delaurier^[75]). 在这些实验中, 实验段顶部安装了悬线平台, 机翼被连接在这个载有电动马达的平台上, 由马达驱动其挥动. 这种安装方式使机翼在平行于实验段上部的方向是自由的. 平台还装备了标准应力测量器以获得升力、推力和机翼的转动力矩.

已被扑翼机所采用的 Mark-8 设计是最为成功的机翼设计 (见图 9(b)). 图 10 给出了该机翼的风洞实验数据与理论估算值的对比, 二者的平均推力非常相近. 不过, 升力的实验值比估算的结果要大一些, 其原因可能在于翼根处的壁面效应. 有趣的是无论理论估算还是实验结果, 平均升力在不同挥动频率下都基本保持常数. 这一点对于扑翼机如何配平, 以便有飞行稳定性是十分重要的. 换言之, 对于这类机翼, 其尾翼面积和静稳定裕度的标准可以汲取固定翼飞行器的成熟经验.

扑翼机的飞行试验验证了机翼的风洞实验结果 (图 11), 其飞行稳定性和操作性都相当出色. 总之, 扑翼机的飞行性能与预估结果十分接近.

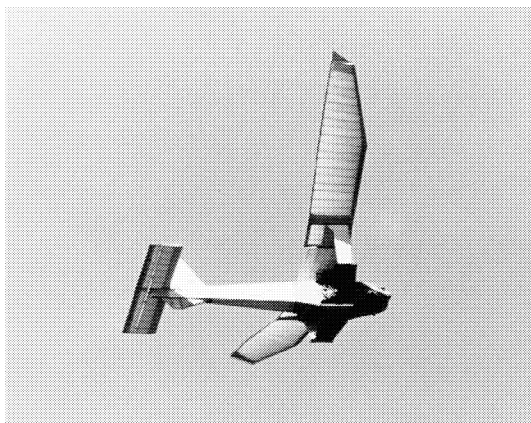


图 11 飞行中的扑翼机

5 结论

固定翼飞行器的气动性能与雷诺数和展弦比有很大关系. 现有的翼型设计通过控制翼型边界层状态以降低层流分离泡产生的负面效应, 在 Re 低至 200 000 时也可以给出性能较好的翼型. 当 $AR < 1.5$ 时, 由翼尖涡引起的非线性升力起主导作用, 尤其是在大攻角情况下尤为突出. 因此, MAVs 的巡航攻角将高于大展弦比的飞行器. 从本文所述的小型固定翼式 UAVs 和 MAVs 可以看出, 人们已经有足够的经验来设计高性能的小型飞行器.

针对设计的扑翼理论可用于确定扑翼机的机翼布局. 但应指出, 如果能在保留局部流动的分流特性的同时减少“叶素法”的局限性, 该理论将得到很大程度上的完善. 另外, 这一理论仍局限于平面尾流

和附着流假设, 从而只能用于高前进比运动的飞行器. 这种假设对于作低速和悬停飞行的飞行器是不适用的, 在这些状态下, 尾流为非平面流, 且脱落的前缘涡对于推进效率和升力影响显著. 这些也恰恰是当前人们在 MAVs 设计中关注的焦点. 纵观飞行的历史, 我们的看法是: 要在微尺度上取得优良飞行性能, 应向动物借鉴, 即仿生学是解决问题的关键.

致谢 作者非常感谢美国海军研究院的 A. Cross, R. Foch, J. Kellogg; 空间环境研究院的 J. Grasmeyer 和佛罗里达大学的 P. Ifju 与 W. Shyy 在筹备这篇论文时所提供的帮助. 同时, 我们对加拿大自然科学与工程研究中心的支持一并致谢.

参考文献

- 1 Broeren A P, Bragg M B. Unsteady stalling characteristics of thin airfoils at low Reynolds number. In: Mueller T J, ed. Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications. Reston, VA: AIAA, 2001. 191~213
- 2 Cross A. Captive carry testing of remotely piloted vehicles. In: Mueller T J, ed. Low Reynolds Number Aerodynamics. Germany: Springer-Verlag, 1989. 394~406
- 3 Evangelista R, McGhee R J, Walker B S. Correlation of theory to wind-tunnel data at Reynolds numbers below 500 000. In: Mueller T J, ed. Low Reynolds Number Aerodynamics, Germany: Springer-Verlag, 1989. 146~160
- 4 Foch R J, Toot P L. Flight testing Navy low Reynolds number (LRN) unmanned aircraft. In: Mueller T J, ed. Low Reynolds Number Aerodynamics, Germany: Springer-Verlag, 1989. 407~417
- 5 Siddiqi S, Evangelista R, Kwa T S. The design of a low Reynolds number RPV. In: Mueller T J, ed. Low Reynolds Number Aerodynamics, Germany: Springer-Verlag, 1989. 381~393
- 6 Foch R J, Ailinger K G. Low Reynolds number, long endurance aircraft design. AIAA, Aerosp Design Conf, AIAA, Irvine, CA, 1992. 92~263
- 7 Foch R J. A low cost airobotic platform. In: Proc AUVSI, Florida. Arlington V A: Assoc Unmanned Veh Syst Int, 1996. 863~868
- 8 Foch R J, Dahlburg J P, McMains J W, Bovais C S, Caruthers S L, et al. Dragon Eye, an airborne sensor system for small units. In: Proc Unmanned Systems. Florida. St Louis, MO: Mira CD-Rom Publ, 2000. 1~13
- 9 Kellogg J, Bovais C, Dahlburg J, Foch R, Gardner J, et al. The NRL Mite air vehicle. In: Proc Int Conf Unmanned Air Veh Syst, 16th, Bristol, UK, Bristol, UK: Univ. Bristol, 2001. 1~14
- 10 Grasmeyer J M, Keennon M T. Development of the Black Widow micro-air vehicle. In: Mueller T J, ed. Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications. Reston, VA: AIAA, 2001, 519~535
- 11 Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles. *Progr Aerosp Sci*, 1999, 35: 455~505
- 12 Levin O, Shyy W. Optimization of a low Reynolds number airfoil with flexible membrane. *Comput Model Eng Sci*, 2001, 2: 523~536
- 13 Ifju P G, Jenkins D A, Ettinger S, Lian Y, Shyy W, et al. Flexible-wing-based micro air vehicles. In: AIAA Aerosp

- Sci Meet Exhibit, 40th, Reno, AIAA 2002-0705, Virginia: AIAA, 2002. 1~13
- 14 DeLaurier J D, Harris J M. Experimental study of oscillating-wing propulsion. *J Aircr*, 1982, 19: 368~373
 - 15 Kellogg J, Bovais C, Cylinder D, Dahlburg J, Foch R, et al. Non-conventional aerodynamics for MAVs. In: Proc Int Conf Unmanned Air Veh Syst, 16th, Bristol, UK, Bristol, UK. Univ Bristol, 2001. 1~12
 - 16 DeLaurier J D, Harris J M. A study of mechanical flapping wing flight. *Aeronaut J*, 1993, 97: 277~286
 - 17 Pornsin-Sirirak T N, Lee S W, Nassef H, Grasmeyer J, Tai Y C, et al. MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter. In: Int Conf Micro Electro Mech Syst, IEEE, 18th, Miyazaki, Japan, 2000
 - 18 Anderson J D. Introduction to Flight. Boston: McGraw-Hill, 2000. 766
 - 19 McMasters J H, Henderson M L. Low-speed single-element airfoil synthesis. *Tech Soar*, 1980, 6: 1~21
 - 20 Lissaman P B S. Low-Reynolds-number airfoils. *Annu Rev Fluid Mech*, 1983, 15: 223~39
 - 21 Mueller T J. Low Reynolds number vehicles. In: Reshotko E, ed. Advisory Group for Aerospace Research and Development AGARD-AG-288. Essex: Spec Print Serv Ltd, 1985. 69
 - 22 Carmichael B H. Low Reynolds number airfoil survey. Vol 1. NASA CR 165803, 1981
 - 23 Horton H P. Laminar separation bubbles in two and three-dimensional incompressible flow. [PhD thesis]. Univ London, UK, 1968
 - 24 Brendel M, Mueller T J. Boundary layer measurements on an airfoil at low Reynolds numbers. *AIAA J Aircr*, 1988, 25: 612~617
 - 25 Brendel M, Mueller T J. Transition phenomenon on airfoils operating at low chord Reynolds numbers in steady and unsteady flows. In: Cebeci T, ed. Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows IV. Berlin: Springer-Verlag, 1990. 333~344
 - 26 Althaus D, Wortmann F X. Stuttgarter Profilkatalog I. Braunschweig, Ger: E Hunold, 1981
 - 27 Althaus D. Profilpolaren fuer den Modellflug. Germany: CF Mueller, 1980. 176
 - 28 Fitzgerald E J, Mueller T J. Measurements in a separation bubble on an airfoil using laser velocimetry. *AIAA J*, 1990, 28: 584~592
 - 29 Bastedo W G Jr, Mueller T J. The span wise variation of laminar separation bubbles on finite wings at low Reynolds numbers. *AIAA J Flight*, 1986, 23: 687~694
 - 30 Brendel M, Mueller T J. Boundary layer measurements on an airfoil at a low Reynolds number in an oscillating free stream. *AIAA J*, 1988, 26: 257~263
 - 31 Ellsworth R H, Mueller T J. Airfoil boundary layer measurements at low Re in an accelerating flow from a nonzero velocity. *Exp Fluids*, 1991, 11: 368~374
 - 32 Khan F A, Mueller T J. Tip vortex/airfoil interaction for a low Reynolds number canard wing configuration. *AIAA J Aircr*, 1991, 28: 181~186
 - 33 Scharpf D F, Mueller T J. Experimental study of a low Reynolds number tandem airfoil configuration. *AIAA J Aircr*, 1992, 29: 231~236
 - 34 Eppler R. Airfoil Design and Data. Berlin: Springer-Verlag, 1990. 562
 - 35 Eppler R, Somers D M. A computer program for the design and analysis of low-speed airfoils. NASA-TM-80210, 1980
 - 36 Eppler R, Somers D M. A computer program for the design and analysis of low-speed airfoils. Suppl. NASA-TM-80210, 1980
 - 37 Drela M. An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. In: Mueller T J, ed. Low Reynolds Number Aerodynamics, Germany: Springer-Verlag, 1989. 1~12
 - 38 Selig M S, Maughmer M D. Generalized multipoint inverse airfoil design. *AIAA J*, 1992. 30: 2618~2625
 - 39 Selig M S, Donovan J F, Fraser D B. Airfoils at Low Speeds, 149. Virginia Beach: HA Stokely. 1989. 62~63
 - 40 Selig M S, Guglielmo J J, Broeren A P, Giguere P. Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol 1. Virginia Beach: SoarTech Publ, 1995. 292
 - 41 Selig M S, Lyon C A, Giguere P, Ninham C P, Guglielmo J J. Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol 2. Virginia Beach: SoarTech Publ, 1996
 - 42 Selig M S, Gopalathnam A, Giguere P, Lyon C A. Systematic airfoil design studies at low Reynolds numbers. *Broeren & Bragg*, 2001, 143~167
 - 43 Lyon C A, Broeren A P, Giguere P, Gopalathnam A, Selig M S. Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 3. Virginia Beach: SoarTech Publ, 1997. 417
 - 44 Zimmerman C H. Characteristics of Clark Y airfoils of small aspect ratios. NACA Tech Rep TR, 1932. 431
 - 45 Zimmerman C H. Characteristics of several airfoils of low aspect ratio. NACA Tech Note, 1935. 539
 - 46 Bartlett G E, Vidal R J. Experimental investigation of influence of edge shape on the aerodynamic characteristics of low aspect ratio wings at low speed. *J Aeronaut Sci*, 1944, 22: 517~533
 - 47 Wadlin K L, Ramsen J A, Vaughan V L Jr. The hydrodynamic characteristics of modified rectangular flat plates having aspect ratios of 1.00, 0.25, and 0.125 and operating near a free water surface. NACA Tech Rep TR, 1955. 1246
 - 48 Bollay W. A non-linear wing-theory and its application to rectangular wings of small aspect ratio. *Z Angew Math Mech*, 1938, 19: 21~35
 - 49 Weinig F. Lift and drag of wings with small span. NACA Tech. Rep, TM-1151, 1947
 - 50 Bera R K, Suresh G. Comments on the Lawrence equation for low-aspect-ratio wings. *J Aircr*, 1989, 26: 883~885
 - 51 Polhamus E C. A concept of the vortex lift of sharp-edge delta wings based on a leading-edge-suction analogy. NASA Tech Res TND-3767, 1966
 - 52 Polhamus E C. Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge-suction analogy. *J Aircr*, 197, 18: 193~199
 - 53 Rajan S C, Shashidhar S. Exact leading-term solution for low aspect ratio wings. *J Aircr*, 1997, 34: 571~573
 - 54 Pelletier A, Mueller T J. Low Reynolds number aerodynamics of low-aspect-ratio, thin/flat/cambered plate wings. *J Aircr*, 2000, 37: 825~832
 - 55 Mueller T J. Aerodynamic measurements at low Reynolds numbers for fixed wing micro-air vehicles.: In Development and Operation of UAVs for Military and Civil Applications. Quebec: Can Commun Group Inc, 2000. 302
 - 56 Brown C A. The effect of camber on thin plate low aspect ratio wings at low Reynolds numbers: [MS Thesis]. Univ Notre Dame, Notre Dame, IN, 2001
 - 57 Hoerner S F. Fluid-Dynamic Drag. Brick Town, NJ: Hoerner Fluid Mech, 1965
 - 58 Hoerner S F, Borst H V. Fluid-Dynamic Lift. Brick Town, NJ: Hoerner Fluid Mech, 1975
 - 59 Torres G E, Mueller T J. Aerodynamic characteristics of low aspect ratio wings at low Reynolds numbers. In: Mueller T

- J, ed. Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications. Reston, VA: AIAA, 2001. 115~141
- 60 Torres G E. Aerodynamics of low aspect ratio wings at low Reynolds numbers with applications to micro air vehicle design and optimization: [PhD thesis]. Univ Notre Dame, Notre Dame, IN, 2002. 250
- 61 Kuethe A M, Chow C-Y. Irrotational incompressible flow about two-dimensional bodies. In: Foundations of Aerodynamics. New York: Wiley & Sons, 1998. 104~110
- 62 Kuechemann D, von Holst E. Aerodynamics of animal flight. *Luftwissen*, 1941, 9: 277~282
- 63 Norberg U M. Evolution of vertebrate flight: an aerodynamic model for the transition from gliding to active flight. *Am Nat*, 1985, 126: 303~327
- 64 Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. I. The quasi-steady analysis. *Philos Trans R Soc London Ser A*, 1984, 305: 1~15
- 65 Betteridge D S, Archer R D. A study of the mechanics of flapping wings. *Aeronaut Q*, 1974, 25: 129~142
- 66 Jones R T. Wing flapping with minimum energy. NASA TMJ 81174, 1980
- 67 Garrick I E. Propulsion of a flapping and oscillating airfoil. NACA Tech Rep, 1936. 567
- 68 Theodorsen T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. NACA Tech Rep, 1935. 496
- 69 von Karman T, Burgers J M. Problems of non-uniform and of curvilinear motion. In: Durand W F, ed. Aerodynamic Theory: A General Review of Progress. Vol. II: General Aerodynamic Theory, Perfect Fluids. Berlin: Julius Springer, 1935. 304~310
- 70 Fairgrieve J D, DeLaurier J D. Propulsive performance of two-dimensional thin airfoils undergoing large-amplitude pitch and plunge oscillations. Univ of Toronto Inst Aerosp Studies Tech Note 226, 1982
- 71 Hall K C, Hall S R. A rational engineering analysis of the efficiency of flapping flight. In: Mueller T J, ed. Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, Progress in Aeronautics and Astronautics. Reston, VA: AIAA, 2001. 249~274
- 72 DeLaurier J D. An aerodynamic model for flapping-wing flight. *Aeronaut J*, 1993, 97: 125~130
- 73 Jones R T. The unsteady lift of a wing of finite aspect ratio. NACA Tech Rep, 1940. 681
- 74 Prouty R W. Airfoils for rotor blades. In: Helicopter Performance, Stability, and Control. Boston: PWS Eng, 1986. 397~409
- 75 Winfield J F. A three-dimensional unsteady aerodynamic model with applications to flapping-wing propulsion: [MA Thesis]. Univ. Toronto Ins. Aerosp Stud, Toronto, 1990. 180
- 76 DeLaurier J D. The development of an efficient ornithopter wing. *Aeronaut J*, 1993, 97: 153~162
- 77 DeLaurier J D. An ornithopter wing design. *Can Aeronaut Space J*, 1994, 40: 10~18
- 78 Archer R D, Sapuppo J, Betteridge D S. Propulsion characteristics of flapping wings. *Aeronaut J*, 1979, 83: 355~371
- 79 Fejtek I, Nehara J. Experimental study of flapping wing lift and propulsion. *Aeronaut J*, 1980, 84: 28~33
(北京航空航天大学流体所 于鑫 孙茂译自
Aerodynamics of small vehicle. *Annu Rev Fluid Mech*,
2003, 35: 89~111, 孙茂校)

AERODYNAMICS OF SMALL VEHICLES

Thomas J Mueller¹ James D DeLaurier²

¹Hessert Center for Aerospace Research, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana 46556; email: mueller.1@nd.edu

²Institute for Aerospace Studies, University of Toronto, Downsview, Ontario, Canada M3H 5T6; email: jdd@utias.utoronto.ca

Abstract In this review we describe the aerodynamic problems that must be addressed in order to design a successful small aerial vehicle. The effects of Reynolds number and aspect ratio (AR) on the design and performance of fixed-wing vehicles are described. The boundary-layer behavior on airfoils is especially important in the design of vehicles in this flight regime. The results of a number of experimental boundary-layer studies, including the influence of laminar separation bubbles, are discussed. Several examples of small unmanned aerial vehicles (UAVs) in this regime are described. Also, a brief survey of analytical models for oscillating and flapping-wing propulsion is presented. These range from the earliest examples where quasi-steady, attached flow is assumed, to those that account for the unsteady shed vortex wake as well as flow separation and aeroelastic behavior of a flapping wing. Experiments that complemented the analysis and led to the design of a successful ornithopter are also described.

Keywords low Reynolds number, fixed wing, flapping wing, small unmanned vehicles