

文章编号: 1000-6893(2007)02-0275-06

微型扑翼飞行器风洞试验初步研究

邵立民, 宋笔锋, 熊超, 杨淑利

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

Experimental Investigation of Flapping-wing MAV in Wind Tunnel

SHAO Li-min, SONG Bi-feng, XIONG Chao, YANG Shu-li

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

摘要: 为了对微型扑翼飞行器空气动力学基本特性进行定量研究, 利用西北工业大学微型飞行器专用风洞对微型扑翼飞行器机翼进行初步风洞吹风试验。试验中进行了扑动频率、风速、迎角、机翼平面形状、翼型弯度对机翼气动特性影响的研究。通过试验得出了微型扑翼飞行器升力、推力产生的基本规律, 为微型扑翼飞行器总体设计和气动设计提供了参考。

关键词: 微型扑翼飞行器; 机翼气动特性; 风洞试验

中图分类号: V211.7 **文献标识码:** A

Abstract: In order to quantitatively investigate the aerodynamics of flapping-wing MAV (Micro Air Vehicle), the wind tunnel test of flapping-wing MAV is performed in special micro air vehicle wind tunnel of NPU (Northwestern Polytechnical University). The effects of flapping frequency, wind velocity, angle of attack, plane shape of wing and cambered aerofoil are investigated. In this experiment the producing rules of lift and thrust are found. The result of experiment can guide the conceptual design and aerodynamic design of the flapping-wing MAV.

Key words: flapping-wing micro air vehicle; wing's aerodynamic characteristics; wind tunnel test

微型扑翼飞行器(FMAV)是20世纪末发展起来的一种模仿鸟类飞行方式的仿生飞行器。与鸟类飞行类似,微型扑翼飞行器仅仅通过机翼扑动就能产生飞行所需的升力和推力,因此气动效率较固定翼飞行器高出很多^[1]。

微型扑翼飞行器的雷诺数范围一般在2 000~100 000之间,在这一范围的流动非常复杂,而且随着机翼的扑动,周围流场属非定常流动,故用传统的空气动力学方法较难做出准确的解释^[2,3]。微型扑翼飞行器空气动力学研究方法一般分计算、风洞试验和外场试飞3种。在这一领域内,迄今还没有合适的计算模型和方法。目前外场飞行试验用的较多,但只能直观观察,无法定量测试。而风洞试验可以在所研究的问题完全相同或大体相同的条件下,进行模拟与观测,因此所得结果较为真实、可靠^[4]。

基于以上原因,西北工业大学航空学院根据微型飞行器的特点建立了中国第一座微型飞行器专用风洞,并利用该风洞对微型扑翼飞行器机翼进行了初步的风洞吹风试验。

1 试验设备与试验模型

(1) 试验风洞及相关测量设备

如图1所示,试验中的风洞为直流闭口式,主要性能指标如下:

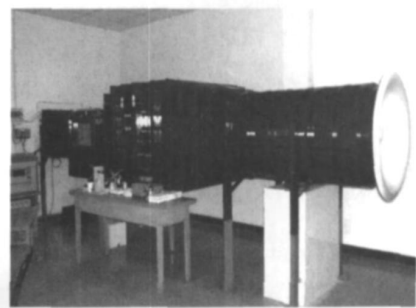


图1 西北工业大学微型飞行器专用风洞

Fig. 1 The MAV wind tunnel of NPU

风洞全长: 6.251 m;

试验段尺寸(长×宽×高): 0.7 m×0.5 m×0.5 m;

试验段4个洞壁各向外扩张0.8°,以消除面层的影响;

试验风速范围: 3 m/s~20.7 m/s;

动压稳定性: 0.004~0.008;

收稿日期: 2005-12-21; 修订日期: 2006-12-04

通讯作者: 宋笔锋 E-mail: bfsong@nwpu.edu.cn.

气流紊流度 0.2 % ;
 平均气流偏角 0.2 °
 迎角变化范围: - 4 °~ 22 °;
 迎角控制精度 ±6 。

应变天平为自行研制的 MPT0404 型二分力微量天平,主要性能参数如下:

量程:升力 $Y = \pm 500 \text{ g}$
 阻力 $X = \pm 300 \text{ g}$
 精度:升力均方根误差: ±0.5 g
 升力相对均方根误差: 0.1 %
 阻力均方根误差: ±0.45g
 阻力相对均方根误差: 0.15 %

该天平摒弃常用微力天平的长杆型设计,而采用刚度较大、长度较短的倒 L 型,以防止机翼扑动时,天平发生不必要的振动,影响测量的准确性。

同时,试验中利用 DH3841 型应变放大器的滤波功能对采集信号进行滤波,去除 10 Hz 以上的杂波干扰,以满足扑动频率在 10 Hz 以下的机翼气动力动态测量要求。

(2) 试验模型

试验模型为微型扑翼飞行器样机 PY-8C 的其扑动机构及试验机翼,如图 2。该机翼扑动机构的优良之处在于机翼扑动频率可以在 0 ~ 10 Hz 内以 0.5 Hz 为间隔进行调节,便于进行和扑动频率有关的吹风试验研究。

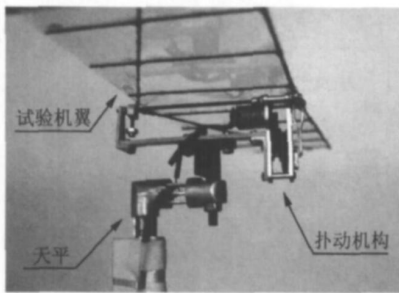


图 2 试验模型

Fig. 2 Experiment model

试验中与扑动机构相配合的机翼平面形状有矩形、梯形、倒梯形、1/4 椭圆形,翼展都为 36 cm,最大弦长都为 7.2 cm,如图 3。

(3) 洞壁及天平支架干扰修正

由于目前扑翼风洞试验还属于全新的领域,洞壁和天平支架干扰修正还只能参考常规固定翼的修正方法,以使所得初步试验结果尽量接近于干净机翼的理想状态,同时又有利于风洞试验的顺利进行。

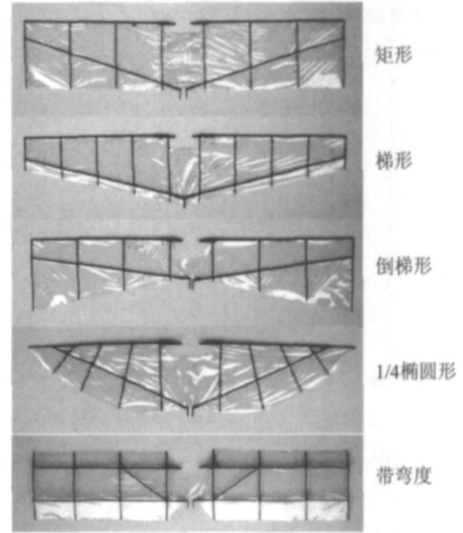


图 3 试验机翼

Fig. 3 Experiment wings

洞壁干扰主要包括阻塞效应干扰和升力效应干扰,根据文献[5,6]所提供的方法对升、阻系数进行如下修正:

$$C_y = C_{yu} (1 - 2) \quad (1)$$

$$C_x = C_{xu} (1 - 2) + \frac{1}{A} [C_{yu} (1 - 2)]^2 \quad (2)$$

$$= 0.74 \frac{V}{A^{3/2}} + \frac{S}{4A} C_{xu} \quad (3)$$

式中: V 为试验模型体积; A 为风洞试验段截面积; S 为模型参考面积; 为翼展与风洞宽度之比、试验段截面形状等因素的因子; C_y, C_x 为修正后的气动力系数; C_{yu}, C_{xu} 为未经修正的气动力系数。

本次试验中, $V = 2.93 \times 10^{-6} \text{ m}^3$, $A = 0.25 \text{ m}^2$, $S = 0.026 \text{ m}^2$, $= 0.168$ 。

支架干扰主要来源于天平支架及扑动机构的气动力对扑翼升力和阻力的影响。因此,在正式试验前对天平支架及安装在其顶端的扑动机构进行了预吹风,测得的升力和阻力干扰量如表 1 和表 2 所示。为了减小试验工作量,可以近似地认为相近模型状态的支架干扰量是相同的^[5]。

表 1 不同风速和迎角下的支架升力干扰量/g

Table 1 The interfere of brackets on lift force/g

风速/(m·s ⁻¹)	迎角/(°)					
	-3	0	5	10	15	20
3	-2.0	-0.5	0.1	0.2	0.7	1.0
4	-2.0	-1.0	0.2	0.2	1.2	1.5
6	-2.0	-1.4	0.4	1.4	1.7	2.0
8	-2.7	-2.1	0.9	1.9	2.5	2.4
10	-3.0	-2.4	1.0	2.7	3.6	3.9

表 2 不同风速和迎角下的支架阻力干扰量/g

Table 2 The interfere of bracket on drag force/g

风速/(m·s ⁻¹)	迎角/(°)					
	-3	0	5	10	15	20
3	1.0	1.0	1.5	2.0	2.3	2.8
4	1.4	1.3	2.7	2.8	3.4	3.9
6	3.0	3.1	3.8	4.2	4.9	5.1
8	4.5	4.9	5.6	5.7	6.4	6.9
10	6.9	7.3	7.8	8.0	8.3	9.0

2 试验结果及分析

(1) 机翼扑动时周期性变化的气动力

如图 4,机翼最大瞬时升力达 90 g,是 PY-8C 重量的 2.25 倍,由此可见机翼扑动对气动力的影响还是十分巨大的,只是瞬时最大升力对于微型扑翼飞行器的稳定飞行没有特别意义。图中机翼升力变化曲线接近于正弦曲线,其平均值约 40 g,阻力在 0 附近上下波动,也接近于正弦曲线,其平均值略微小于 0,也就是说此时机翼产生了小的正推力。当扑动频率达到 8 Hz,飞行速度稳定在 6 m/s 时,对应于真实的飞行状态,此时重量 40 g 的 PY-8C 是可以实现稳定飞行的,分析外场成功飞行录像资料也证明了这一推断。

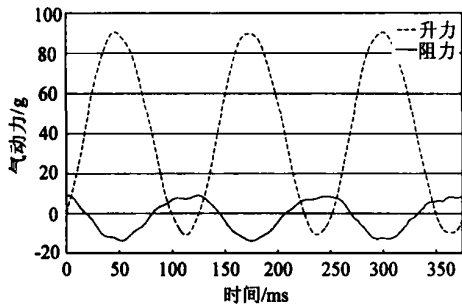


图 4 扑翼周期性变化的气动力

Fig.4 Lift and drag force versus time

从研究方便的角度考虑,为了使试验结果清晰、直观,仅取某一扑动稳定段的若干完整扑动周期的气动力平均值,来表示机翼在某一状态下的升力和阻力。另外需要说明的是:限于目前的试验条件,只能将平行于来流方向的纯推力、型阻和升致阻力等气动力放在一起测量,称为论文中的“阻力”。

(2) 机翼升、阻系数随扑动频率的变化

如图 5,机翼扑动轴与来流 V 的夹角即迎角为 5 时,3 种风速下阻力系数都随扑动频率的增加而呈明确的下降趋势,即扑翼产生的推力在随着扑动频率的增加而增大,但机翼平均升力系

数并无显著变化。

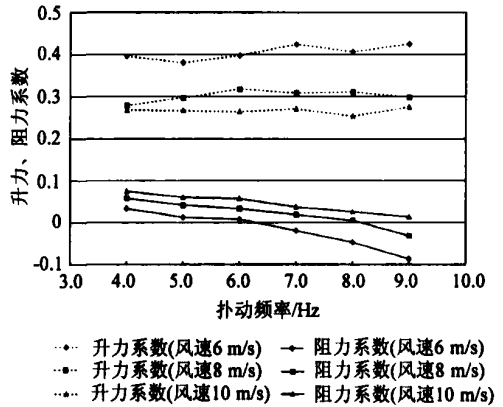


图 5 机翼升、阻系数随扑动频率的变化

Fig.5 Lift and drag coefficients vs flapping frequency

可用图 6 所示的扑翼气动力简化模型来解释扑翼飞行时升力和推力产生的机理。

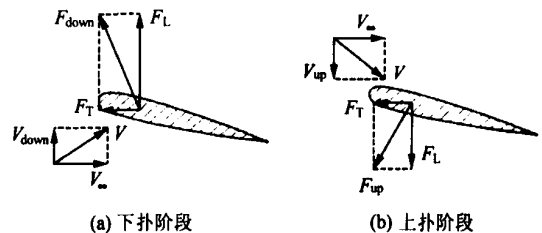


图 6 扑翼气动力简化模型

Fig.6 Simplified flapping wing aerodynamic force model

如图 6(a) 所示,当机翼向下扑动时,除来流速度 V 外,气流相对于机翼有一垂直向上的相对速度 V_{down} ,因此机翼总的相对来流速度为 $V = \sqrt{V^2 + V_{down}^2}$,作用在机翼上的气动力 F_{down} 指向前上方,其在垂直和水平方向的分量 F_L, F_T 即为机翼下扑时的正升力和正推力。

反之,如图 6(b),机翼上扑时,气流相对于机翼有一垂直向下的速度 V_{up} ,机翼总的相对来流速度大小为 $V = \sqrt{V^2 + V_{up}^2}$,这时机翼上的气动力 F_{up} 指向前下方,其在垂直和水平方向的分量 F_L, F_T 即分别为机翼下扑时的负升力和正推力。

增大扑动频率会增大 V_{down} 和 V_{up} ,因此会增大机翼总的气动力 F_{down}, F_{up} 在平行于 V 方向上的分量 F_T ,即扑翼产生的推力。机翼的总阻力是型阻(主要是摩擦阻力和压差阻力)、升致阻力和机翼扑动产生的推力 F_T 共同作用的结果,也就是说机翼扑动产生的推力 F_T 随着扑动频率的增加而增大,同时由于扑动加剧导致机翼表面产生的分离更加剧烈,压差阻力和摩擦阻力都增大,但二者的增量比推力增量小,故机翼总的推力系数

呈现增大趋势。

随着扑动频率的增加,机翼下扑时的正升力显著增大,机翼上扑时的负升力也显著增大^[3],但由于正迎角的影响,机翼下扑产生的正升力要大于上扑产生的负升力,故整个扑动周期的平均升力仍为正值,可见机翼扑动时的平均正升力主要是迎角的作用,因此图5中的升力系数并没有因扑动频率的增加而发生显著变化。

由以上可知迎角是升力产生的决定因素之一,而扑动频率主要影响推力的产生。这一结论以及试验结果与文献[7]的理论计算和试验结果相同。

(3) 机翼升、阻系数随前进比 J 的变化

扑翼飞行的气动力除受风速的影响外还要受到扑动频率的影响,这里用前进比代替风速表征风速与机翼升、阻系数的关系^[8]。前进比 J 为风速与扑翼翼尖运动的平均速度之比,即

$$J = \frac{V}{2 f R} \tag{4}$$

式中: V 为风速; R 为半翼展; f 为扑动频率; θ 为弧度表示的扑动幅度。

如图7,两迎角下的阻力系数随着前进比的增加而增大。当 J 较小时,风速 V 较低,型阻和升致阻力较小,扑动的剧烈程度相对较高,扑翼推力较大,故总的阻力系数是负值。 J 较大时,风速 V 较高,型阻和升致阻力增加较多,扑动的剧烈程度相对减小,扑翼产生的推力变小,故总的阻力系数变大。

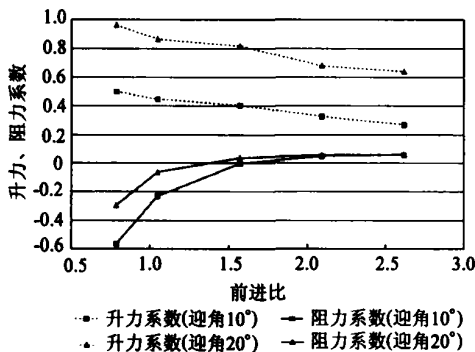


图7 机翼升、阻系数随风速的变化

Fig. 7 Lift and drag coefficients vs wind speed

同时,随着风速的增加,两迎角下的机翼升力系数有所下降,可能的原因是:由于实验机翼刚度不大,增加的风速使机翼发生弦向弯曲变形(实验中也观察到了这种弯曲变形),从而造成机翼的实际迎角减小,故升力系数有所减小。迎角 20° 的机

翼升力系数明显大于迎角 10° 的机翼升力系数,这一规律与常规固定翼类似。

虽然,两迎角下的机翼升力系数稍有下降,但升力的增加还是非常显著的。以迎角 20° 的机翼为例,风速 3 m/s 时的升力为 17.2 g,风速 10 m/s 时的升力为 120.5 g,增加了大约 7 倍,由此可见风速对升力的影响还是非常显著的。

(4) 机翼升、阻系数随迎角的变化

如图8,在3种风速下,随着迎角的增大,升力系数增大,阻力系数增大,这一变化规律与常规固定翼类似,主要原因是正的迎角造成机翼上下流动的不对称,机翼上表面流速大于下表面,从而产生正的升力。迎角越大,机翼上下流动的不对称程度越大,升力系数越大。实验中当 α 达到 20° 时,扑翼产生的最大升力已达到 120.5 g,是微型扑翼飞行器 PY-8C 重量的 3 倍,可见迎角对扑翼升力的产生具有决定意义。另一方面,由于迎角增大和机翼扑动,流动分离加剧,压差阻力增大;同时升力系数增大,升致阻力也随之增大,故总的阻力必然随着迎角的增大而增大。

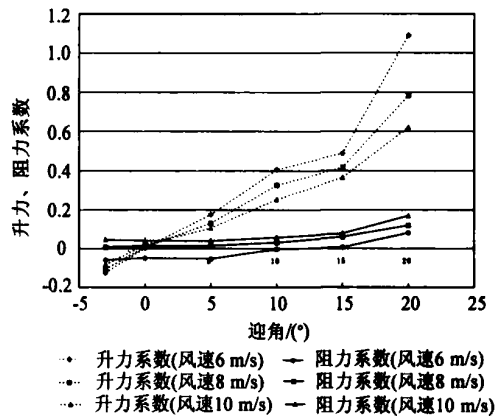


图8 机翼升、阻系数随迎角的变化

Fig. 8 Lift and drag coefficients versus attack angle

(5) 平面形状对机翼升、阻系数的影响

如图9,4种不同平面形状机翼的升力系数都随风速的增加而减小,阻力系数随风速的增加而增大。图中翼尖面积较大的机翼能产生更大的推力,故总的阻力较小,即具有较小的阻力系数。倒梯形机翼阻力系数最小,矩形次之,梯形和 1/4 椭圆形的阻力系数比较接近;翼根面积较大的机翼的升力系数较大,如梯形的升力系数最大,1/4 椭圆形和矩形其次,倒梯形的升力系数最小。

由于扑翼的翼尖部分扑动线速度大于翼根,同时翼尖部分刚度较小,扑动时的弦向弯曲变形较大,这种翼尖部分的变形对推力的产生有利^[9],

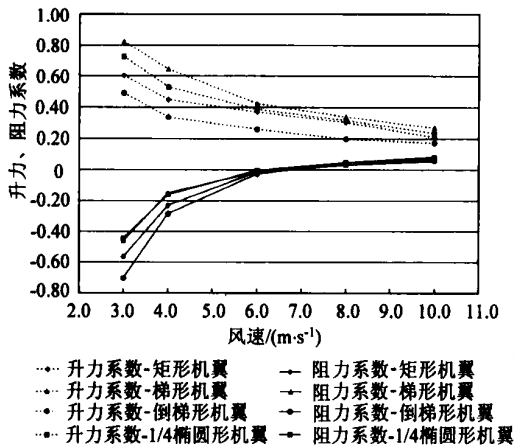


图 9 平面形状对升、阻系数的影响

Fig. 9 Plane shapes effects on lift and drag coefficients

虽然由于扑动造成翼尖部位的流动分离加剧,压差阻力和摩擦阻力都增大,但推力的增大幅度更大,故翼尖面积较大的机翼(如倒梯形机翼)能产生更大的推力,具有较小的阻力系数。另一方面由于翼根部分的弦向刚度较大,变形较小,不会产生降低升力的弦向弯曲变形,同时由于翼根部分靠近机翼中段,机翼三维效应影响较小,因此翼根部分对升力产生有利。梯形机翼的面积主要集中在翼根部分,故具有较大升力系数。因此,扑翼机翼升力的产生主要靠机翼的内翼段,推力的产生主要靠机翼的外翼段,该结论与参考文献[10]中关于鸟类翅膀升力、推力产生部分的结论相同。

(6) 展弦比对机翼阻力系数的影响

如图 10,展弦比分别为 3,4,5 的机翼阻力系数随风速的增加而增大,展弦比 5 的机翼在所有风速下的阻力系数都比其它两个机翼小,尤其是在低速阶段。由于展弦比与升致阻力成反比,展弦比较大,升致阻力较小,机翼总阻力较小;另一方面,展弦比较大机翼的外段刚度较小,弦向弯曲变形较大,能产生更大的推力,故其总的阻力(推

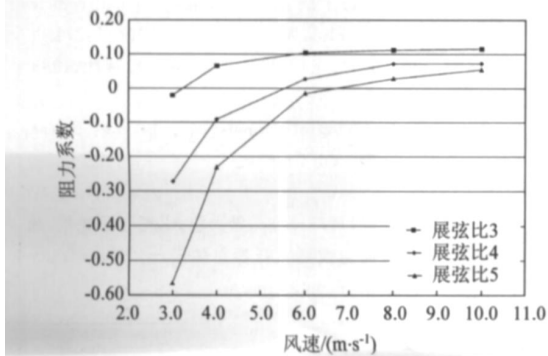


图 10 展弦比对阻力系数的影响

Fig. 10 Wing aspect ratio effects on drag coefficient

力、型阻、升致阻力三者之和)较小,因此展弦比大的机翼具有较小的阻力系数。

以上结论也与文献[11]中的有限展长扑翼推进效率公式

$$= \frac{1}{1 + 2/R_A} \quad (5)$$

相似,式中: 为推进效率; R_A 为展弦比。由式(5)可知通过提高 R_A 可以使推进效率接近 100%。

自然界中长距离迁徙的鸟类,如太平洋金鸻等候鸟,都具有非常强的飞行性能,它们的翅膀都无一例外的具有大的展弦比^[12],这也证明了提高展弦比对扑翼推力的产生具有重要意义。

当然,一味地提高展弦比会受到机翼结构强度、刚度以及扑动惯性力的影响,所以在实际应用中还需权衡考虑。

(7) 翼型弯度对机翼升力、阻力系数的影响

图 11 显示了 10°迎角下具有带弯度翼型机翼和平板机翼的升、阻系数随风速的变化,带弯度翼型机翼的升力系数和阻力系数都比平板机翼大。在低速情况下,带弯度翼型机翼升力系数普遍比平板机翼大 60%以上,主要原因是翼型弯度造成机翼上下流动的不对称,机翼上表面流速大于下表面,从而产生较大的正升力^[4],可见机翼弯度无论对扑翼还是固定翼来说都具有增大升力系数的作用。

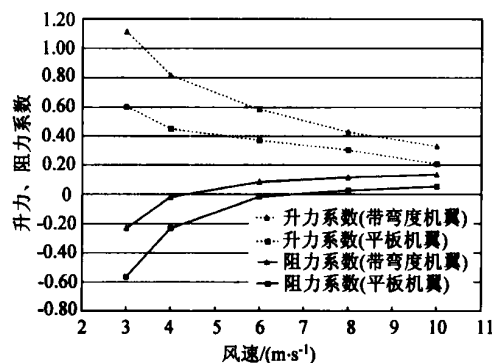


图 11 翼型弯度对升、阻系数的影响

Fig. 11 Airfoil camber effects on lift and drag coefficient

但是,带弯度翼型机翼阻力系数也较平板机翼大,由于翼型弯度,流动分离加剧,摩擦及压差阻力增大,故带弯度翼型机翼型阻较大;同时,由于具有带弯度翼型机翼升力系数较大,升致阻力也较大,因此带弯度翼型机翼总的阻力系数也较平板机翼大。

3 新型机翼的研制与试飞

根据试验结果,确定采用变弯度矩形机翼安装于自行研制的PY-8C微型扑翼飞行器扑动机构上。所谓变弯度矩形机翼就是在机翼外段采用平板翼型,以使机翼外段产生的推力更大;机翼内段采用S1020翼型,以使对升力产生起主要作用的内段机翼产生更大的升力,从而使整个机翼具有较高升力系数。

PY-8C翼展36 cm,弦长7.5 cm,质量40 g,最大扑动频率10 Hz,最长飞行时间10 min以上,飞行实况如图12所示。



图12 PY-8C飞行实况

Fig.12 PY-8C flying

外场试飞结果也表明变弯度矩形机翼是升力特性和阻力(推力)特性都比较均衡的机翼,具有较大的升力系数和较高的升阻比,可以很好的满足飞行性能的要求,从而也证明了进行风洞吹风试验对研制性能先进的扑翼飞行器具有重大的现实意义。

4 结论

研究表明,通过风洞试验定量的研究微型扑翼飞行器机翼的空气动力学特性是一个可行的途径,比较符合外场飞行试验的实际情况。

风速和迎角对扑翼升力的产生具有决定意义,扑动频率主要影响推力的产生,以克服空气阻力来维持一定的飞行速度。

平面形状和弯度对扑翼的升阻特性影响显著,选择合适的机翼平面形状和翼型弯度可以得到较好的升力和推力特性,进而大幅度的提高扑翼飞行器的留空时间和有效载荷。

另外,研究瞬时气动力与机翼扑动角度、扑动角速度的关系是今后应该重点研究的内容。需要解决的主要问题是机翼扑动角度和扑动角速度的测量以及与气动力实时对应的测量问题。

参 考 文 献

[1] McMichael J M, Francis M S. Micro air vehicles-toward a

new dimension in flight [R]. US, DARPA/ TTO Report, 1997.

[2] 崔尔杰. 生物运动仿生力学与智能微型飞行器[J]. 力学与实践, 2004, 2(4): 3-4.

Cui E J. Biomimetics of flying animals and intelligent micro air vehicle[J]. Mechanics and Practice, 2004, 2(4): 3-4. (in Chinese)

[3] 白存儒. 微型扑翼机风洞试验探索性研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(9): 37-38.

Bai C R. Micro-flapping wing design and test for aerodynamic properties[J]. Mechanical Science and Technology, 2003, 17(9): 37-38. (in Chinese)

[4] 陈再新, 刘福长, 鲍国华. 空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993: 2-3.

Chen Z X, Liu F C, Bao G H. Aerodynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993, 2-3. (in Chinese)

[5] 王铁成, 郝忠祥. 空气动力学实验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986: 140-163.

Wang T C, Xi Z X. Experimental technology of aeronautics[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1986. 140-163. (in Chinese)

[6] 王勋年, 孙正荣. 低速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 336-339.

Wang X N, Sun Z R. Test of the low speed wind tunnel [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002. 336-339. (in Chinese)

[7] DeLaurier J D, Harris J M. A study of an efficient ornithopter wing[J]. Aeronautical Journal, 1993, 97(5): 153-162.

[8] 胡宇群. 微型飞行器中的若干动力学问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.

Hu Y Q. Study of some problems of dynamics of MAV [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)

[9] 曾锐, 昂海松, 梅源. 柔性扑翼的气动特性研究[J]. 应用力学学报, 2005, 22(1): 1-7.

Zeng R, Ang H S, Mei Y. Aerodynamic computation of flexible flapping-wing[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2005, 22(1): 1-7. (in Chinese)

[10] The Diagram Group. 空中动物[M]. 上海: 上海科学技术文献出版社, 2006: 46-49.

The Diagram Group. Animals in the air[M]. Shanghai: Shanghai Press of Scientific and Technological Literature, 2006. 46-49. (in Chinese)

[11] Muller T J, Delaurier J D. Aerodynamics of small vehicles [J]. Annual Review Fluid Mechanics, 2003, 35(2): 274.

[12] C.J. 彭尼奎克. 动物的飞行[M]. 北京: 科学出版社, 1985. 60-61.

Pannycuick C J. Flying of animals[M]. Beijing: Science Press, 1985. 60-61. (in Chinese)

作者简介:



邵立民(1979-) 男天津人, 博士研究生, 研究方向为微型飞行器总体设计。E-mail: shaolimin@people.com.cn

(责任编辑: 刘振国)