

“同翔”号无人机的升阻特性 与纵向静稳定性

Lift/draft Properties and Longitudinal-stability of Unmanned Plane “Tongxiang”

沈海军 李军 张军 朱延娟 张淑杰/

Shen Haijun Li Jun Zhang Jun Zhu Yanjuan Zhang Shujie

(同济大学航空与力学学院, 上海 200092)

(School of Aeronautics & Mechanics, Tongji University, Shanghai 200092, China)

摘要:

介绍了“同翔”号无人机设计的基本情况;采用涡格法气动软件AVL,对“同翔”号飞机的气动特性进行了理论分析,并根据计算结果讨论了该飞机的升阻特性和纵向静稳定性等。研究表明,“同翔”号无人机的气动性能良好,升阻特性及纵向静稳定性满足既定要求。

关键词: 无人机;升阻特性;纵向静稳定性

[Abstract] with one unmanned civil plane as investigated object, the lift, drag and pitching-moment coefficients are calculated by AVL, an eddy-lattice-method based aero-dynamics software. In order to ensure the rationality of the unmanned plane on aero-dynamics properties, the calculated results are further discussed on theory. It is shown by flight-test that the present unmanned plane is successful on design, and is excellent in lift/draft properties and longitudinal-stability as well.

[Keywords] Unmanned Plane; Lift and Draft Properties; Longitudinal-stability

0 引言

无人机指的是一类由动力驱动、机上无人驾驶、可重复使用的航空器。自从1917年英国人成功研制出世界上第一架无人机以来,无人机经过了无人靶机、预编程序控制无人侦察机、指令遥控无人侦察机和复合控制多用途无人机的发展过程。

无人机具有如下的优点:1) 机体灵活性好,体积小、重量轻;2) 可担负多载荷任务并进行远距离、长时间续航;3) 隐身性能好、生存能力强、费用低廉;4) 安全系数高、自主控制能力强。因此,无人机近几十年来越来越受到关注,并在诸多军用和民用飞机领域发挥着重要的作用^[1]。

2010年,课题组开始着手“同翔”号油动无人机的研发。2011年初,课题组成功设计、制作了该飞机,并完成了首次试飞。在本文中,我们采用涡格法气动软件AVL对“同翔”号飞机研制中的升阻特性、纵向静稳定性等进行了理论分析,并根据计算结果讨论了该飞机的相关气动性能。研究表明,“同翔”号无人机的升阻特性及纵向静稳定性是满足要求的。本文对类似无人机的设计与研发具有重要的参考价值。

1 “同翔”号无人机基本情况

参考国内外的无人机,并结合自身的加工条件,课题组给“同翔”号无人机初步制定了如下的设计参数:

1)最大航程 $S \geq 100\text{km}$; 2)巡航速度 $V \approx 70\text{km/h}$; 3)最大平飞速度 $V_{\max} \approx 100\text{km/h}$; 4)起飞滑跑距离 $S_{\text{to}} \leq 25\text{m}$; 5)全机重量 $W \approx 25\text{kg}$; 6)纵向稳定性裕度 ϵ 为10%~15%。

“同翔”号无人飞机的构型采用双尾撑布式布局如图1所示。机翼为上单翼;两个主机翼的外翼为梯形翼,内翼为矩形,翼型均采用低速的NACA2414翼型。主机翼翼展 $l = 3.5\text{m}$,机翼面积为 1.6m^2 ,平均气动弦长约为 0.42m ,展弦比8.4,相对厚度14%,相对弯度2%。主机翼外翼后缘设置有襟翼和副翼,襟翼为简单襟翼,副翼靠近翼梢;它们的展长均为 0.5m ,弦长均为 0.12m 。

“同翔”号飞机的尾翼采用“低平尾——双垂尾”的尾撑式布局,尾力臂取 1.5m 。水平尾翼翼展长 0.7m ,弦长 0.25m ,尾容量取3.76;垂尾高 0.3m ,尾容量0.17;垂尾根部、梢部弦长分别为 0.34m 和 0.2m ;垂尾、平尾翼型均为NACA0010对称翼型,其后方分别布置有方向舵和升降舵。双垂尾之间的距离约为 0.7m 。

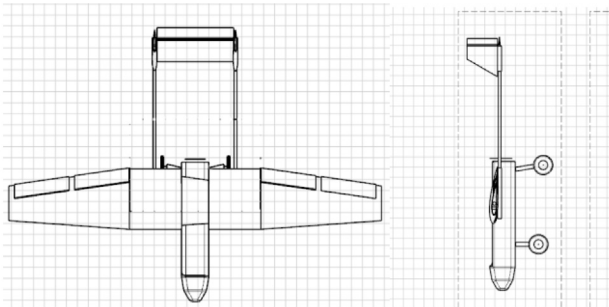


图1 “同翔”号飞机(俯视图和侧视图)

“同翔”号机身大致是以0.25m正方形为底，高为1.3m的长方体。机头有金字塔状的整流罩，机身后方安装有5.5马力的推进式螺旋桨发动机，发动机的型号为DLE55CC单缸汽油机，螺旋桨为23×8的豪克木制反桨。飞机的尾撑为两根直径2.5cm，壁厚约1mm的碳纤维管，一对尾撑将平尾、垂尾和机翼连接起来。

“同翔”号采用前三点式起落架，前后起落架都是安装在机身加强框上，主轮距为51cm，高为31cm。前轮转向、方向舵、升降舵均由相应的舵机驱动。舵机为FUTABA数字舵机，型号均为BLS252。图2为“同翔”号无人机样机。机身、机翼、操纵面、尾翼等均为桐木、轻木或层板等木制结构。前起落架支柱为钢制，主起落架为碳纤维复材。



图2 “同翔”号飞机实物图

2 “同翔”号飞机气动性能分析

2.1 涡格法与AVL软件

涡格法是计算空气动力学有限基本解中常用的一种方法^[2]，尽管存在阻力估算误差大、不能给出失速迎角等缺点，但其物理概念清楚，计算方法简便，已经在无人机，特别是无人机初步设计中取得广泛应用^[3]。涡格法通常将机翼沿展向分成许多列、沿弦向分成许多行，这样就把机翼分成许多网络，在每个网络中，放置一个可压缩的后掠马蹄涡，此涡的附着涡和网络的1/4弦线相重合，二条自由涡分别从1/4弦线的两端沿自由流方向拖至无穷远处。在3/4弦线的中点配置一个控制点，在此点上计算各个网络内放置的马蹄涡对此网络的诱导速度。在该点处，要求流线倾斜以抵消该处迎角（包括翼型弯度）所产生的效应来满足边界条件，即在该点处满足气

流不穿透机翼的边界条件。用求解矩阵的方法计算出满足切向流动的环量值；用Kutta—Joukowski定理来计算每一格子产生的压力分布，由此便可求得飞机升力、阻力、俯仰力矩等气动力特性。

基于上述涡格法，麻省理工学院的Mark Drela教授开发了AVL (Aerodynamic vortex lattice) 软件^[4]，用来计算小型机翼无人机的空气动力性能。AVL是涡格法模型的一种扩展，已被广泛应用于无人机空气动力学分析、结果修正、动态稳定性分析及构型改进等。虽然涡格法不是一种计算气动特性的新方法，但AVL程序只需输入很少的参数就能描述复杂无人机的气动外形，进而得出所需的气动特性。

2.2 “同翔”号飞机气动性能

图3显示了“同翔”号飞机的AVL模型。经过模拟、计算，图4 (a) 给出了相应的AVL计算的飞机升力系数曲线，即升力系数 C_L 随迎角 α 的变化曲线。

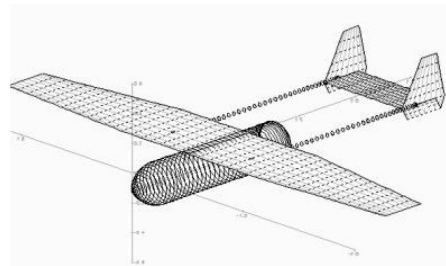


图3 “同翔”号飞机AVL气动模型

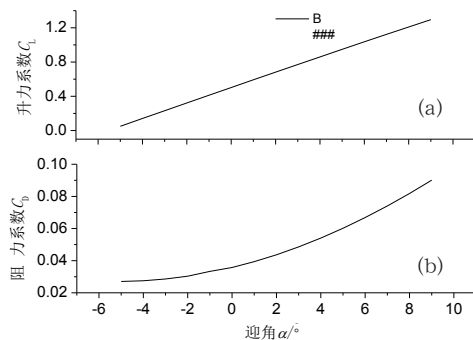


图4 “同翔”号升力 (a) 与阻力 (b) 系数曲线

由图4 (a) 可以看出，飞机的升力系数随着迎角增大而增大。在小迎角飞行状态下，全机的升力系数存在 $C_L = C_L^\alpha(\alpha - \alpha_0)$ 的线性表达式，其中 C_L^α 为全机升力线斜率， α_0 为零升迎角。经过线性拟合，飞机的升力系数曲线大致为：

$$C_L = 0.089(\alpha + 5.62) \quad (1)$$

由公式(1)可知全机的升力线斜率： $C_L^\alpha = 0.089/^\circ$ ，飞机零升力迎角为 -5.62° 。

借助翼型气动软件Profili^[5]，我们可以轻易得知“同

翔”号主机翼翼型(NACA2414)的失速迎角为 13° 。假定全机的失速迎角也为 13° ，根据公式(1)可以得到“同翔”号飞机的最大升力系数，约为1.64。

图4(b)给出了AVL计算的飞机阻力系数曲线。由图4(b)可以看到，在零升迎角到失速迎角范围内，即迎角 $\alpha \in -5.62^\circ \sim 13^\circ$ 范围内，飞机的阻力系数随着迎角增大而增大。二次拟合该阻力曲线后，阻力系数大致满足以下公式：

$$C_D = 0.0003\alpha^2 + 0.0033\alpha + 0.0358 \quad (2)$$

图5给出了AVL计算的“同翔”号飞机的极曲线和升阻比曲线。对图5的极曲线和升阻比曲线进行分析，可以得到飞机的最大升阻比，约为15.8。该升阻比对应于图4

(a)升力系数曲线上的巡航迎角以及最佳巡航时升力系数分别为 2.02° 和0.7。根据飞机重量设计参数25kg及飞机升力公式可进一步求得飞机的巡航速度，经计算约为19.17km/s。该值与笔者设计要求的巡航速度19.44km/s十分吻合。可见，本次设计的无人机升阻特性是满足要求的。

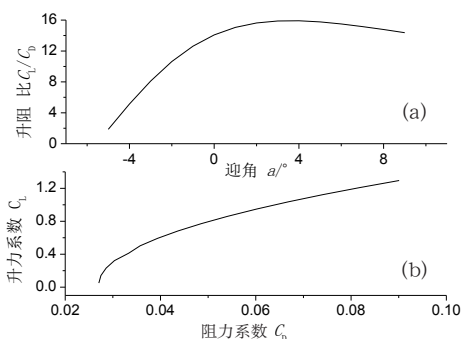


图5 升阻比曲线(a)与极曲线(b)

2.3 低头力矩与纵向静稳定性

图6(a)给出了AVL计算的“同翔”号飞机俯仰力矩系数($C_m - \alpha$)曲线。由图6(a)以及图4(a)，我们可以绘制出图6(b)的飞机俯仰力矩-升力系数曲线，即 $C_m - C_L$ 曲线。

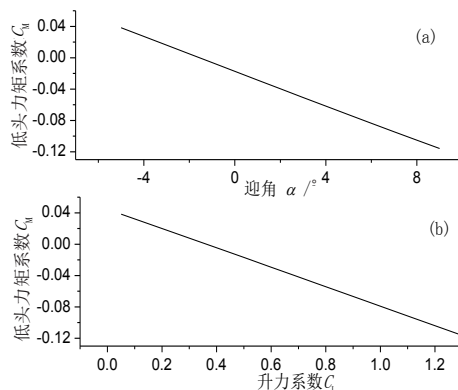


图6 低头力矩系数(a)与力矩-升力系数曲线(b)

从图6(b)可以看出，在迎角不大的情况下，飞机低头力矩系数 C_m 近似为 C_L 的线性函数，可表示为：

$$C_m = C_{m0} + C_m^{C_L} \cdot C_L \quad (3)$$

式中， C_{m0} 为零升力低头力矩系数； $C_m^{C_L}$ 为曲线的斜率，其绝对值为飞机的纵向静稳定裕度。对图6(b)的曲线进行线性拟合后可知： $C_{m0} = 0.0449$ ， $C_m^{C_L} = -0.124$ 。

纵向静稳定裕度 $C_m^{C_L}$ 通常被用来度量飞机纵向的静稳定性^[6]。一般来说， $C_m^{C_L}$ 为负，就表示该飞机纵向是静稳定的。本次同翔号的 $C_m^{C_L} = -0.124$ ，小于0，这说明全机的气动中心在飞机的重心之后，飞机是纵向稳定的；同时，飞机静稳定裕度 $|C_m^{C_L}|$ 为12.4%，满足设计要求中给定的飞机静稳定裕度范围10%~15%。

3 结论

借助本文的分析数据，2011年6月，课题组顺利完成了“同翔”号无人机的设计与制作，并于上海浦东新区某工业园内进行首飞。试飞前，课题组给飞机添加了约1kg的配重，并对飞机的重心稍作调整。飞机启动后，一跃而起，见图7。“同翔”号在空中飞行数十分钟后，徐徐降落，试飞圆满成功。试飞结果再次证明，“同翔”号飞机的气动性能是满足要求的。



图7 同翔号无人机起飞瞬间

参考文献:

- [1] 魏瑞轩,李学仁. 无人机系统及作战使用[M].北京: 国防工业出版社,2007.
- [2] 余雄庆. 多学科设计优化算法及其在飞机设计的应用研究[D].南京: 南京航空航天大学博士学位论文,1999: 61-80.
- [3] 张超颖. “同翔”号小型电动无人机研制—气动与性能分析[D].上海: 同济大学本科生毕业论文,2011.
- [4] Drela, Mark and Youngren, Harold. AVL 3.26 User Primer[EB/OL].2006-5-8, http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/avl_doc.txt, [accessed 2011-10].
- [5] Profili [EB/OL]. 2011-11-30. <http://www.profil2.com/eng/default.htm>, [accessed 2011-11].
- [6] 方振平. 飞机飞行动力学[M].北京: 北京航空航天大学出版社,2005: 32-35.