飞行器动态下俯过程中的负阻力现象

郭 辉 连淇祥
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 利用水洞中动态测力/流动显示一体化实验系统,研究飞行器简易模型等速俯仰过程动态气动特性. 测力天平为三分量内式尾支形式;利用氢气泡方法观测机翼上表面流动,测力和流动显示结果同时记录. 当下俯无量纲角速度 $k \geq 0.11$ 时,观测到正攻角时的负阻力现象. 分析测力和流动显示结果,表明负阻力是下俯过程中上翼面流动由分离向附着恢复过程中的迟滞效应引起的,负阻力的大小与下俯无量纲角速度和下俯起始攻角有直接关系.

关 键 词: 水洞; 流动显示; 动态试验; 气动力
中图分类号: V 211.1$^+$5
文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2004)07-0623-04

Negative drag phenomena of aircraft in dynamic pitching process

Guo Hui Lian Qixiang
(School of Aeronautics Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aerodynamic characteristics of a simplified aircraft model pitching with constant pitch rate were studied in a water tunnel. Dynamic force measurement and flow visualization were made simultaneously. The three-component force measurement balance was internal type and fixed to the sting, and the flow over the wing was visualized by hydrogen bubble method. In the pitch-down process with reduced pitch rate k larger than 0.11, negative drag phenomena were detected at certain positive angles of attack. Analysis of the force measurement and corresponding visualization results show that during the pitching down process, the interaction between the attaching flow of higher speed near leading edge and the stagnating fluid in the separation region causes an increase of pressure on upper surface of the wing, which causes the negative drag at a positive angle of attack. The magnitude of negative drag depends on the reduced pitch rate and the start angle of attack.

Key words: water tunnels; flow visualization; dynamic tests; aerodynamic forces

鉴于动态大攻角气动特性在研究先进飞行器超机动性能、直升机旋翼在机动飞行时的过失速特性、以及和鸟类飞行相关的仿生研究和发展微小型飞行器等方面的意义,从20世纪60年代起,国内外已开展大量相关的研究[1~3]. 这些研究大都关注于升力过冲、滞后效应和动态失速涡等基本现象和特性,关于某些特殊现象,如下俯过程中正攻角时出现的负升力和负阻力现象的文献很少. 在Niven和Galbraith[4]进行的翼型动态下俯实验结果中曾得到负升力特性,而后Green和Galbraith[5]对此现象进行了分析. 实际上,自然界中鸟类和鱼类都是靠动态过程的负阻力提供前进力的.

动态特性研究主要有测力和流动显示2种方法. 其中任一种方法都不足以弄清动态过程复杂的现象和机制. 二者同时实现是最理想的途径,但无论是在风洞还是在水洞中,发展这项技术都有很大困难[3]. 通常的方法是测力和流动显示分别进行,由于通常实验条件(如自由流速等)不同,各自实验结果难以严格对应,给结果分析带来障碍.

收稿日期: 2003-02-28
基金项目: 国家863基金资助项目(863-2-6-5-02)
作者简介: 郭 辉(1967-),男,黑龙江北安人,讲师, ghbuaa@163.net.

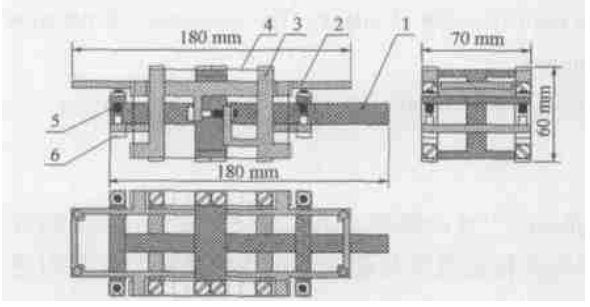
Green 和 Galbraith[5] 遇到同样问题,尽管如此,他们还是对翼型下俯动态过程中的负阻力现象给出了初步解释.

作为国家"863"研究项目,北航开发了一套用于低速水流中的动态测力技术,结合氢气泡(或染色液)流动显示方法,实现测力和流动显示实验同步进行.本文利用此项技术研究简化飞行器模型等速俯仰过程的动态特性,在测力结果中观测到负阻力现象,结合对应的流动显示结果分析,在 Green 和 Galbraith[5] 的结果基础上,分析了负阻力产生机制,给出下俯无量纲角速度对负阻力特性影响的实验结果.

1 实验设备和方法

实验在北京航空航天大学 1.2 m ×1.0 m 多用途低速水洞中完成,该水洞为水平回流式,实验段截面尺寸 1.2 m ×1.0 m(高 ×宽),最大流速 1 m/s,湍流度 0.27 %～0.45 %,均匀度 0.46 %.

开发研制的水洞(槽)用三分量(升力,阻力和俯仰力矩)测力天平结构见图 1,采用高精度位移传感器作为敏感元件,避开了常用的应变片在水中易受潮,难以绝缘和密封的难题.在水洞(槽)流动显示要求的低流速条件下(通常小于 0.3 m/s)实现模型测力,满足模型上载荷小(流速低)对天平的高灵敏度要求.天平测量精度(静态)小于 1 %.此实验系统已在 1998 年通过"863"专家组验收.

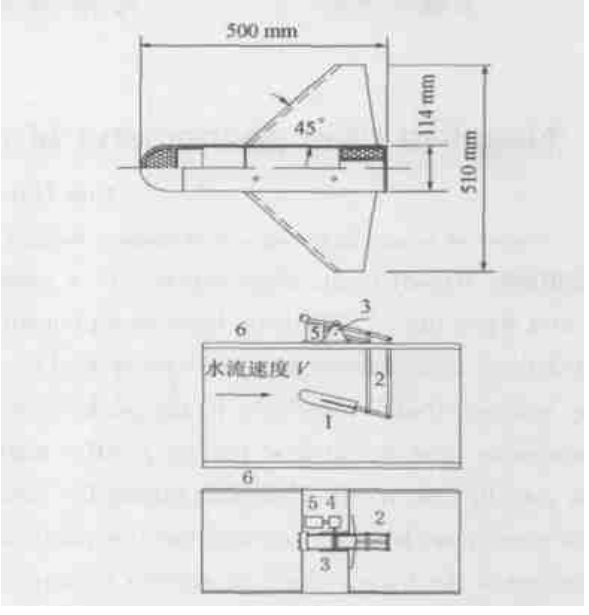


1 —尾支杆;2 —模型安装架;3 —过渡框架;
4 —弹簧钢片;5 —位移传感器;6 —铜螺钉.

图 1 内式三分量天平结构示意图

飞行器简易模型由机身和机翼组成,见图 2.圆柱机身 ϕ114 mm,头部为半圆形,机身总长为 500 mm;机翼为尖前缘平板三角翼,前缘后掠 45°,后缘前掠 10°,展长 510 mm,平均气动弦长 C = 214 mm.模型在水洞中的安装如图 2 所示,采用尾支形式,通过测力天平与平行四连杆变攻角机构连接.计算机控制直流电机驱动变攻角机构实现所要求的动态攻角变化形式.同时,天平输出信号通过 A/D 板由计算机采集.

因为水流速度小,作用在模型上的力的绝对值小,重力和浮力对测量结果影响显著.因此模型材料选用密度接近水的塑料和有机玻璃,并填充泡沫塑料(图 2 模型中所示阴影部分)配平重力和浮力.在等速俯仰运动启动和结束时,角加速度很大,引起模型惯性振动,振动会持续相当长的一段时间甚至于整个过程;振动还可能引起附加的气动力,影响测量结果可靠性.本次实验在启动和结束时,在有效攻角变化范围之外附加 10°过渡攻角,使俯仰角速度由零均匀加速到所需的值或相反过程,有效减弱惯性影响.

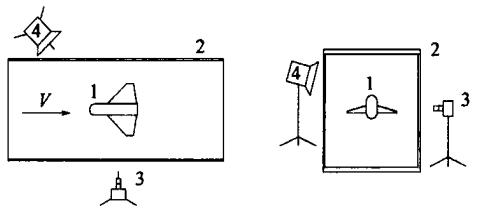


1 —模型;2 —变攻角机构;3 —底板和支座;
4 —变速器;5 —直流电机;6 —水洞.

图 2 模型和实验安装简图

实验内容:模型等速上仰或下俯,动态测力和流动显示同步进行,实验结果同时记录.水流速度 V 分别为 0.068 m/s,0.1 m/s,0.15 m/s;攻角变化范围 α = 0°～40°;过程时间 T 取 2 s,5 s,10 s 和 20 s.对应的无量纲角速度 $k = \omega C/V$,范围为 0.05～1.1,其中 ω 为俯仰角速度.

用于流动显示的铂丝 ϕ20 μm,平行布置于机翼前缘前上方,距前缘约 1 mm,位于机翼前缘分离剪切层中,随之卷起,可得到理想的上翼面流动显示结果.1 000 W 照明灯和航空照相枪(16 桢/s 连续拍照)的布置如图 3,记录靠近相机一侧机翼的上表面流动.



1 —模型;2 —水洞;3 —照相枪;4 —照明灯.

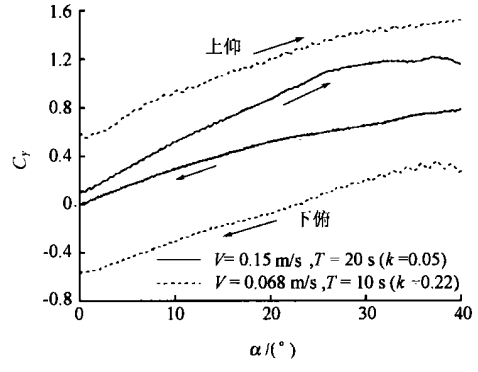
图 3　流动显示实验布置示意图

2　实验结果和分析

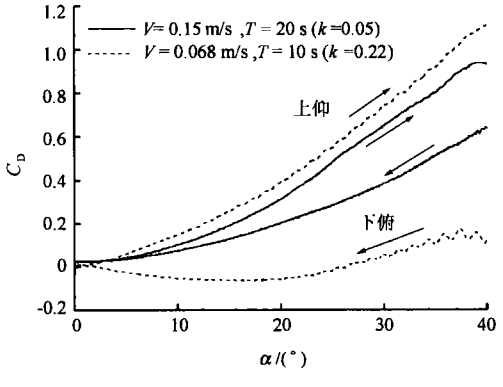
2.1　典型实验结果

用上述动态测力系统进行了多项动态实验,本文着重于有关负阻力实验结果和分析.因为有关的文献很少,而它对于低速机动飞行,如鸟类飞行,有重要意义.

图 4 给出等速俯仰模型典型动态测力实验结果,结果经过平滑处理.注意本文等速上仰和等速下俯是 2 个分别的过程,为便于比较分析,结果在同一张图中给　.　仰时失速现象有典型的迟滞特性.负阻力出现在以较快速度下俯的后期.图 4 中 $k = 0.05$ 时,下俯曲线特征与通常结果没有明显区别;$k = 0.22$ 时,下俯过程 α 仍为正值时,出现负升力和负阻力现象.阻力出现负值的 α 范围约为 2°～26°,最大负阻力发生在 $\alpha = 17°$ 附近.在正攻角时产生负阻力意味着机翼的背风面产生正压力.这是一般飞行时所没有的现象.一般流动是迎风面有驻点,压力最大,所以总是产生正阻力.



a　升力系数 C_Y

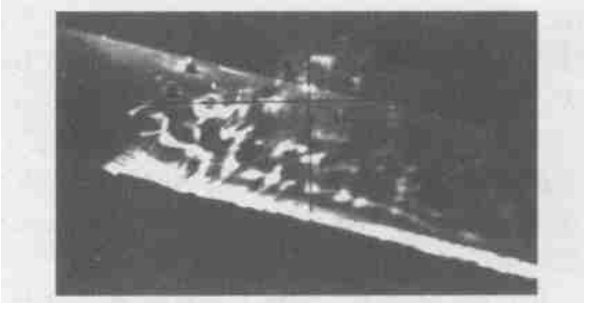


b　阻力系数 C_D

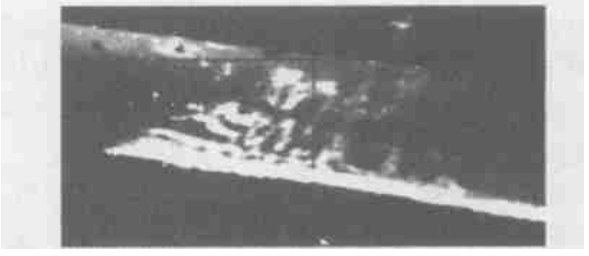
图 4　典型动态测力结果及观测到的负阻力现象

($V = 0.068$ m/s, $T = 10$ s, $k = 0.22$)

图 5 给出 $V = 0.068$ m/s 和 $T = 10$ s 的等速下俯过程中与测力结果同时记录的流动显示照片($\alpha = 15°$ 和 10°),与图 4 中 $k = 0.22$ 情况对应.图中自由流由左向右,模型机身上边界轮廓可辨认出.氢气泡发生线平行于机翼的前缘,在图上为最亮的一条白色线.图上的氢气泡分布在上翼面的分离区内.图 5 反映出下俯过程中上翼面流动由大攻角的完全分离状态向小攻角的附着流恢复过程中,分离区大小及其相对机翼位置的变化.



a　$\alpha = 15°$



b　$\alpha = 10°$

图 5　等速下俯分离区范围变化

($V = 0.068$ m/s, $T = 10$ s, $k = 0.22$)

2.2　机理分析

在一般定常流中机翼为正攻角时,下翼面有驻点,压力较大.上翼面流速大,压力低.所以总是正升力和正阻力.本实验模型在下俯时得到了负阻力.下面的分析将说明负阻力是由机翼从大攻角快速下俯而产生.而且本实验模型的机身很大,所得的负阻力是除去机身正阻力的结果.可见机翼上的负阻力是相当大的,它可能对一般机身较小的飞机的机动飞行有一定影响.了解负阻力的特征对研究动态机动飞行,以及认识鸟类飞行和鱼类游动机理,发展仿生技术和微小型飞行器,都有实际价值和意义.

在等速下俯过程中 α 由大变小,比较图 5 中 $\alpha=15$ 和 $\alpha=10$ 的流动显示结果,可以明显看到上翼面分离区高度的变化,分离区尺寸减小. 分离区的流体可以简单看作是一团滞止流体. 由于动态下俯过程中,机翼前缘部分首先恢复附着流动. 这部分高速附着流遇到分离区滞止流体阻挡,在靠近分离区前形成接近停滞的低速高压区,推动整个分离区的滞止流体向下游移动. 与此同时,来自前缘高速流动的推动又会使分离区滞止流体中压力生高. 分离区滞止流体内部的压力增大和它上游附着流的高压区的出现将产生压向翼面的法向力. 由于此时 α 为正,此附加的法向力分解得到的升力和阻力分量都为负. 当负阻力效应足够强,在总阻力中占主导地位,测力结果中就会表现负阻力. 根据以上分析,下俯 k 越大,分离区滞止流体向下游移动越快,受到的推力越大,负阻力就越大. 另一方面,负阻力是分离区的滞止流体和下俯时出现的附着流共同作用而产生的,分离区大,在滞止流体前的附着流的低速高压区也大,也会增加负阻力,而分离区大小又与下俯起始攻角有直接关系.

从实验结果可见,下俯 k 是影响负阻力大小的主要参数. 本次实验 k 的范围为 0.05～1.1,当 $k\leq 0.1$ 时,测力结果中没有观测到负阻力现象. $k\geq 0.11$ 时,负阻力出现. 图 6 给出最大负阻力系数 $-C_{Dmin}$ 与 k 的关系. 不同 k 值出现负阻力的 α 范围以及最大负阻力对应的 α(* 表示) 见图 7.

两图中数据都有明显分散,可能归因于分离区有湍流性质,它的形状、大小都有一定不重复性,对负阻力产生影响. 但从图 6 中可以看出 k 值影响的总趋势:随 k 值增大 $-C_{Dmin}$ 增大,与上面的理论分析结果一致;同时出现负阻力的 α 范围及最大负阻力对应的 α 也有相同的变化规律(见图 7).

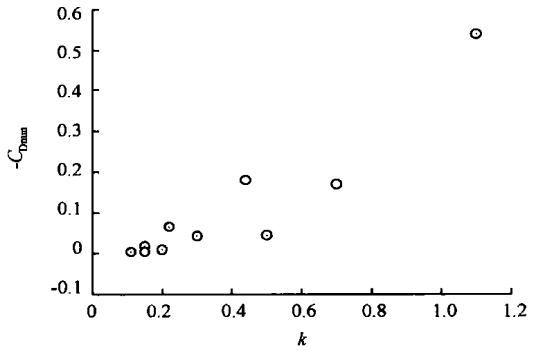


图 6 $-C_{Dmin}$ 与 k 的关系

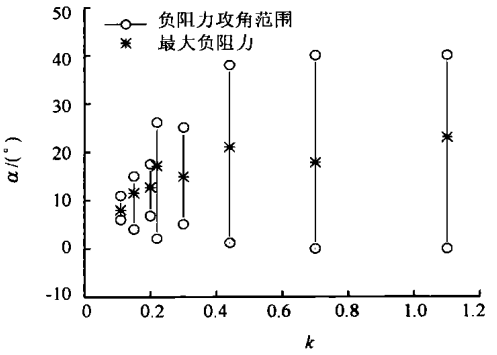


图 7 等速下俯过程负阻力出现的 α 范围和最大负阻力对应的 α

3 结 论

水洞中测力和流动显示一体化实验技术为研究动态、非定常流动特性和机理提供了一种理想的研究手段. 本次实验利用此技术观测到模型动态俯仰过程中的负阻力现象,并对负阻力现象的产生条件和机理进行分析. 主要结论:

1) 负阻力产生的必要条件:下俯大无量纲角速度,本次实验中 $k\geq 0.11$;起始于大攻角,在上翼面有大区域分离.

2) 动态下俯,由于时间延迟效应,引起前缘高速来流"推动"翼面分离区内低速流体,使得上翼面压强增大导致负阻力.

3) 下俯速度大(迟滞效应强),起始攻角大(分离区大),都使负阻力增大.

参考文献 (References)

[1] Ericsson L E. Dynamic stall of pitching airfoils and delta wings, similarities and differences[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(3): 603～605

[2] Doligalski T L, Smith C R, Walker J D A. Vortex interactions with walls[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1994, 26: 573～616

[3] 连淇祥. 空气动力学动态实验技术的一些进展和问题[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(1): 1～7
Lian Qixiang. Some problems in the experimental techniques of unsteady aerodynamics[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(1): 1～7(in Chinese)

[4] Niven A J, Galbraith R A McD. Experiments on the establishment of fully attached airfoil flow from the full stalled condition during ramp-down motions[A]. Proceeding of the 17th International Congress of the Aeronautical Sciences[C]. Washington DC: AIAA, 1990. 653～662

[5] Green R B, Galbraith R A McD. Dynamic recovery to fully attached aerofoil flow from deep stall [J]. AIAA Journal, 1995, 33(8): 1433～1440