

前端襟翼对带涡襟翼的细长翼影响的实验研究

郭文海

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

忻鼎定 庄逢甘

(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京, 100083)

AN EXPERIMENTAL STUDY ON THE EFFECTIVENESS OF APEX-FLAP ON VORTEX-FLAPPED SLENDER WING

Guo Wen-hai

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080)

Xing Ding-ding, Zhuang Feng-gan
(Fluid Mechanics Institute of Beijing University
of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100080)

摘要 为改善带涡襟翼的细长翼的升阻特性, 在其上附加了前端襟翼和后缘襟翼。通过前端涡(前端襟翼上产生)和前缘涡(涡襟翼上产生)相互作用对气动特性影响的研究, 得到能够改善升阻特性的方法。结果表明, 涡的相互作用对涡的产生和发展有很大影响, 因而影响细长翼气动特性。附加前端襟翼和后缘襟翼是必要的。由此得到既能增升又能减阻的前端襟翼偏转角。

关键词 减阻, 涡襟翼, 细长翼, 实验空气动力学

Abstract In order to improve the aerodynamic characteristics of vortex-flapped slender wings, the apex-flap and trailing-edge flaps are added on them. Through studying the interaction between apex vortices and leading-edge vortices, a way is found to improve the aerodynamic characteristics of slender wings. Results show that the vortical interaction has a great influence on vortical production, movement and aerodynamic characteristics of slender wings. By controlling the deflected angle of the apex flap, the drag will be reduced and the lift increased. So the method of employing apex flap and trailing-edge flaps in combination is effective in enhancing the aerodynamic characteristics of slender wings.

Key words drag reduction, vortex flaps, slender wings, experimental aerodynamics

新一代战斗机的战术技术要求机翼薄而细长。其特点是超音速波阻小, 但在亚、跨音速飞行时由于机翼前缘分离; 前缘吸力消失, 阻力将大大增加。此外, 小迎角下升力也有所不足。为克服上述缺点, 采用的办法有: 为减小阻力在翼前缘安装涡襟翼^[1]; 为提高小迎角下的升力, 在翼尖和后缘分别安装前端襟翼和后缘襟翼^[2, 3]。涡襟翼在减阻的同时降低了中小迎角下的升力; 前端襟翼和后缘襟翼增升的同时阻力也随之增加。因此想到, 若两种方案同时使用可互相取长补短, 达到既减阻又增升的目的。为此通过实验对上述方案进行研究, 以期达到对增升和减阻机理的深入了解, 并得到最优组合。

1990年12月10日收到, 1992年6月3日收到修改稿

1 实验简述

选择 74° 后掠三角翼为基本翼，并装有前端襟翼、涡襟翼和后缘襟翼（图1）。涡襟翼固定不动，在垂直前缘方向下偏 30° ，一般认为此时减阻效果比较好^[4]。通过调节前端襟翼偏转角控制前端涡强度。后缘襟翼使用时固定下偏 20° 。

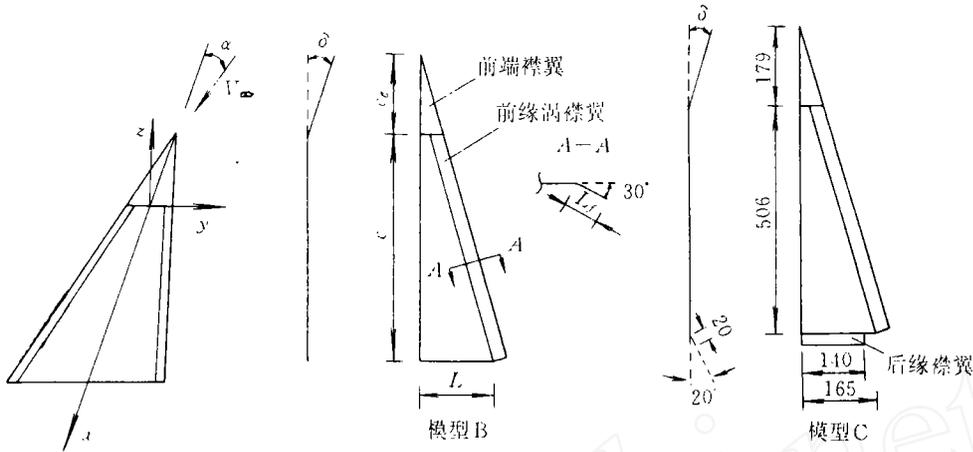


图1 机翼布局和尺寸

实验包括流场显示、空间涡测量、翼面压力测量和气动力测量。流场显示在水槽中进行。采用氢泡示踪和激光片光源技术，得到垂直于机翼纵轴截面上的旋涡流谱。产生氢泡的铂丝固定在涡襟翼前缘。来流速度 $V_\infty = 10\text{cm/s}$ ，机翼迎角 $\alpha = 15^\circ$ ，实验 Re 数为 1.44×10^4 (以翼根弦长为参考长度)。空间涡测量用七孔探头^[4]，它可测量偏离探头轴线角度较大的流场参数，这对旋涡测量很有利。空间涡测量风速 $V_\infty = 19\text{m/s}$ ， $\alpha = 15^\circ$ ， $Re = 9.3 \times 10^5$ 。表面压力测量 $V_\infty = 30\text{m/s}$ ， $Re = 2.94 \times 10^6$ 。用机械式六分力应变天平测量了升、阻力和俯仰力矩， $V_\infty = 25\text{m/s}$ ， $Re = 1.23 \times 10^6$ ， $\alpha = -2^\circ \sim 30^\circ$ 。

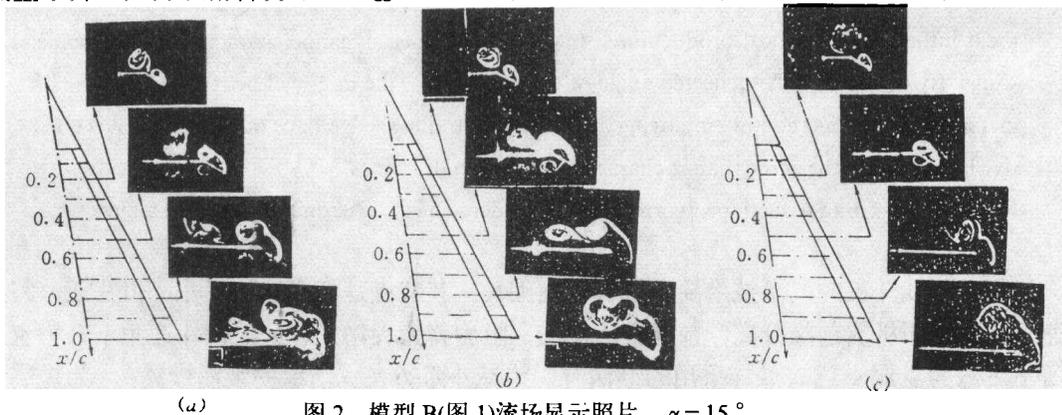


图2 模型B(图1)流场显示照片， $\alpha = 15^\circ$

(a) $\delta = -10^\circ$ (b) $\delta = 0^\circ$ (c) $\delta = 11^\circ$

2 实验结果分析

流场显示及空间涡测量中，着重讨论 $\alpha = 15^\circ$ 情况，这时前缘涡及前端涡都已充分发展并比较稳定，便于分析。

由图2可看到，前端襟翼偏角(δ)不同时，各截面上前端涡和前缘涡基本上是分开的。但两个同转向相互靠近的涡总要发生缠绕，最终可能合并。上述两涡已有相互缠绕的

趋势。旋涡流场具有非定常效应。由于照片只能记录瞬时状态, 因此图 2(b)后缘截面所示两涡碰到一起的状态(未合并)是瞬时的, 实际上它们是时而连在一起时而分开。由于相互诱导, 前端涡越来越低, 前缘涡越来越高。前端涡越强前缘涡越高。另外, 由于前缘涡涡核被抬起, 由前缘卷起的涡面出现弯折。

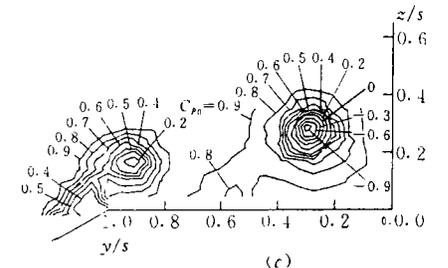
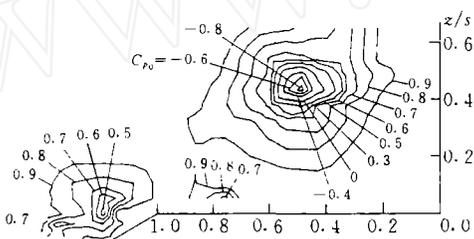
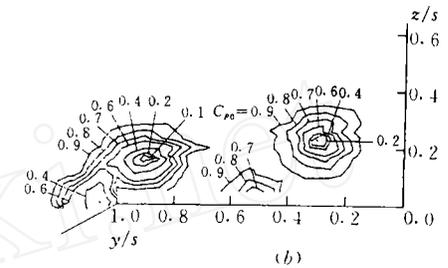
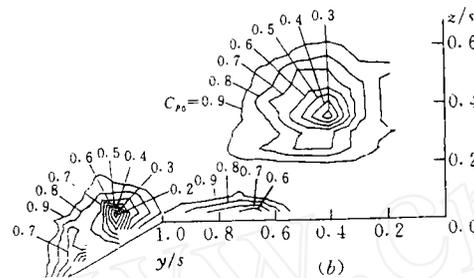
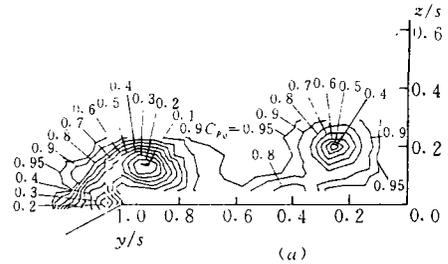
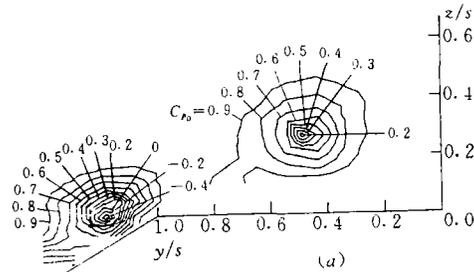


图3 模型B $x/c=0.5$ 截面上流场总压分布
(a) $\delta=-9^\circ, \alpha=15.5^\circ$ (b) $\delta=-0.4^\circ, \alpha=15^\circ$ (c) $\delta=10.3^\circ, \alpha=15.5^\circ$

图4 模型B $x/c=1.0$ 截面上流场总压分布
(a) $\delta=-9.4^\circ, \alpha=15^\circ$ (b) $\delta=-0.4^\circ, \alpha=15^\circ$ (c) $\delta=10^\circ, \alpha=15^\circ$

图 3 和图 4 给出垂直于来流截面上的总压系数($C_{p_0} = (p_0 - p_\infty) / q_\infty$)分布。可从总压系数分布定性地判断涡强。一般说来, 涡越强涡区的剪切速度梯度越大; 粘性损耗增加, 总压系数越小。此外, 等压线所围区域的大小也与旋涡总强度有一定关系, 因总强度应是所占区域涡量的总和。从图 3 可见 δ 越大前端涡越强、位置越高, 同时前缘涡越弱。后者使涡襟翼的减阻作用减弱。若将前端涡对前缘涡的作用抽象成图 5 的形式, 由于前缘处上下翼面剪切速度差决定前缘涡强度, 当前端涡较强且较高时, 涡襟翼上方气流受到向外诱导, 使上述剪切速度差减小, 也就使当地前缘涡的强度减小。该现象在机翼前半段比较明显, 随着向后缘靠近, 前端涡在前缘涡诱导下位置降低, 上述效应减弱。 $x/c=1$ 截面上前缘涡强度在不同 δ 下差别变小 (图 4)。

图 6 是沿展向压力分布, $\delta=-10^\circ$ 时涡襟翼上具有较高的吸力; 随 δ 增大吸力减小。在机翼内侧情况相反, δ 越大吸力越高。涡诱导产生的负压与涡强度有关; 也与涡距翼面的距离有关。所以涡的位置与强度的变化直接影响翼面压力分布。由于涡襟翼以减阻

为主要目的, $\delta = -10^\circ$ 时使涡襟翼的减阻效果更好。在其它迎角和截面处的压力分布有类似结果。

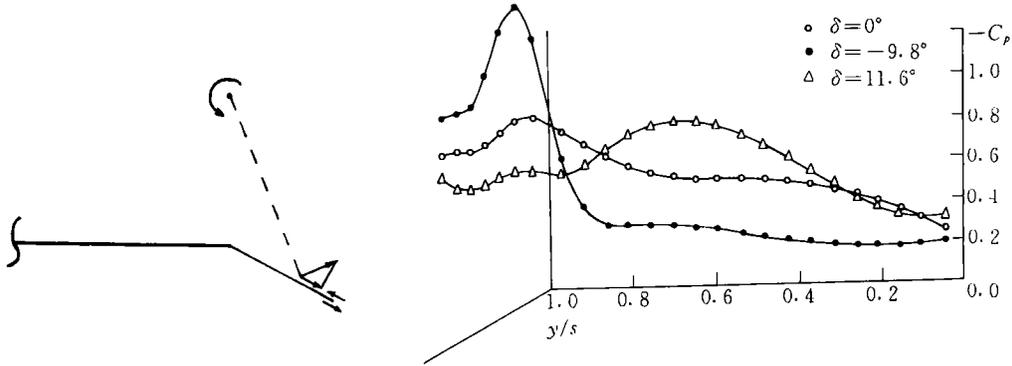


图 5 前端涡对前缘涡强影响的示意图

图 6 模型 B 展向翼面压力分布, $\alpha = 15^\circ, x/c = 0.5$

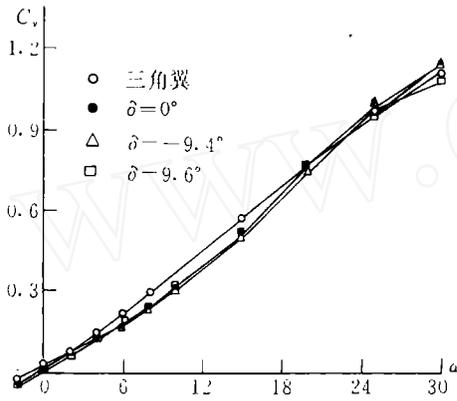


图 7 模型 B 升力曲线随 δ 的变化

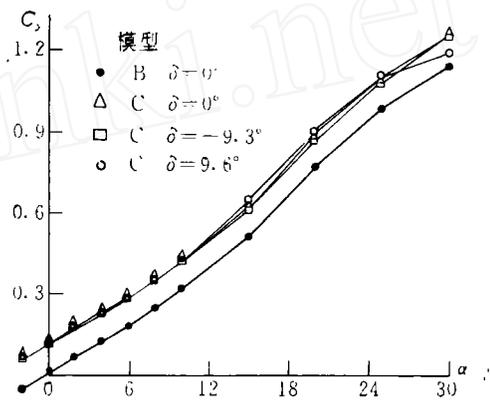
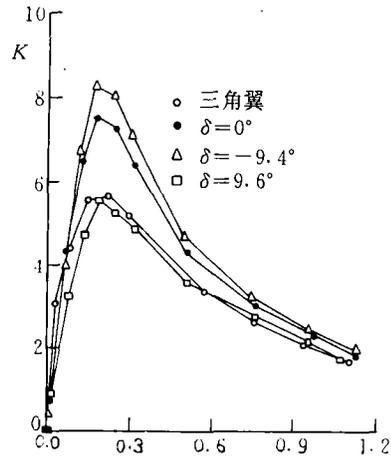


图 8 模型 C 与模型 B 的升力曲线

图 7 是模型 B 升力曲线随 δ 的变化, δ 变化 ($-10^\circ \sim 10^\circ$) 时升力曲线变化很小。 δ 增加时前端涡虽增强, 但前缘涡和主翼面上的载荷将减弱, 因此总升力变化不大。可见, 单纯靠偏转前端襟翼来增加升力效果不好。图 8 是带后缘襟翼的升力曲线, 增升效果明显。此时前端襟翼的作用在于下偏时产生抬头力矩以平衡后缘襟翼产生的低头力矩。图 9 给出模型 B 的升阻比 K 随 δ 的变化。 $\delta = -9.4^\circ$ 时升阻比最大, $\delta = 9.6^\circ$ 时升阻比与三角翼近似。这和前面讲到的 $\delta = -10^\circ$ 时前缘涡较弱且位置较低使涡襟翼的减阻作用增强的结论相符。

图 9 模型 B 升阻力比随 δ 的变化

参 考 文 献

- 1 Dhanvanda M R. Leading-edge Vortex Flaps for Enhanced Subsonic Aerodynamics of Slender Wings. ICAS-80-13.5, 1980.
- 2 Thomas A, Dhanvanda M R. Force and Moment Measurement on a 74 Degree Delta Wing with Apex Flap (Data Report), NASA CR-166081.
- 3 Marchman J F, Grantz A C. Trailing-edge Flap Influence on Leading-edge Vortex Flap Aerodynamics, AIAA 82-0128, 1982.
- 4 张自强. 涡襟翼低速性能的实验研究. 北京航空航天大学硕士论文, 1985.