细长三角翼摇滚非定常流动特性[1)]

夏雪湔 刘日之 杨晓峰
(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 对前缘后掠角为 80°的细长三角翼, 迎角为 30°和 40°时不同滚转角下前缘涡的静态特性, 及摇滚过程中的动态旋涡特性进行了流态显示和摄影记录。结果表明: 在相同滚转角下, 静态和动态情况下旋涡特性有相当大的差别; 相对于静态而言翼摇滚过程中存在着旋涡特性的滞后效应; 摇滚过程中旋涡垂向位置的滞后是明显的, 而展向位置的滞后很小; 还发现翼摇滚起始角对旋涡特性有较大影响.

关键词 细长机翼; 非定常流动; 旋涡流动; 翼摇滚; 流动显示
分类号 V 211.15

机翼摇滚的问题是具有细长机翼的现代战斗机飞行中出现的一个必须注意的问题. 细长机翼在达到一定的迎角以后, 由于翼面上复杂的旋涡运动的诱导, 会引起机翼的摇滚现象, 在一些情况下还会出现摇滚振荡及滚转发散等现象, 会给飞行器机动飞行带来操稳方面的困难.

机翼摇滚现象的产生与翼面上旋涡的特性有直接关系[1~5]. 揭示复杂的非定常旋涡特性对于认识细长翼摇滚现象的机理, 以及控制机翼的摇滚现象是极其重要的. 本文对后掠角为 80°的细长三角翼静态旋涡流动及摇滚状态的动态旋涡流动进行了流动显示及分析比较. 并讨论了细长三角翼摇滚过程中的动态旋涡特性.

1 实验设备、模型、装置和方案

翼摇滚流动显示实验是在北京航空航天大学 0.4 m × 0.4 m 水槽中进行的. 相应于根弦长的雷诺数为 1.28×10^4.

对于前缘后掠角为 80°, 前后缘双面削尖的细长三角翼模型, 在 α= 30°和 40°时, 不同滚转角及摇滚过程中的旋涡采用氢气泡法进行了流态显示. 用航空照相枪进行了摄影记录. 摇滚模拟实验通过一套自制的装置完成.

参考了文献[1, 5, 6]的结果, 本实验中翼摇滚的最大摇滚角为

$$\Phi_{max} \approx \pm 37°$$

α= 30°时, 摇滚角与最大摇滚角幅值之比

$$\Phi / \Phi_{max} \approx 1$$

摇滚折算频率

$$k = \omega C / V \approx 0.59$$

α= 40°时,

$$\Phi / \Phi_{max} \approx 0.81 \qquad k \approx 0.69$$

实验中, 水流速为 0.073 m/s, 模型弦长 C= 0.2 m, 故 α= 30°时, 摇滚的角速度取

$$\omega \approx 12.34(°)/s$$

α= 40°时, 取

$$\omega \approx 14.43(°)/s$$

对于 α= 40°的状态, 分别以滚转角为 0°, ±30°作为起始滚转角. 实验中观测并摄影记录了侧视和俯视的旋涡流动特征.

2 试验结果和分析

2.1 不同滚转角下静态旋涡流动特性

图 1(a) 和(b) 给出了 α= 40°时 Φ为- 30°, - 20°, - 10°, 0°, 10°, 20°, 30°时侧视及俯视的流态照片. 从俯视照片上可以明显地看到 Φ< 0°时, 左侧翼面上旋涡已破裂而右侧则未破. 当 Φ> 0°后则右侧翼面上旋涡已破裂, 而左侧未破. 侧视照片上可以判断旋涡的高度. 为了便于对比, 图 2 选择了 α= 40°时, Φ为- 30°, 0°, 30°时的一组照片. 可以看出, Φ= 30°时, 左右两侧翼涡明显不对称, 左侧翼涡出现破裂, 破裂点位于 60% 根弦附近, 且旋涡位置很低, 并靠近根弦. 右侧涡则尚未破裂, 靠近前缘, 且位置较高. 当 Φ= 30°时, 旋涡的形态与位置大体与- 30°的相反. 而 Φ= 0°时, 则左右侧旋涡流动大体对称. 由此不难得出, 在静态时,

收稿日期: 1997-03-31 第一作者 女 59岁 教授 100083 北京
1) 航空科学基金资助项目



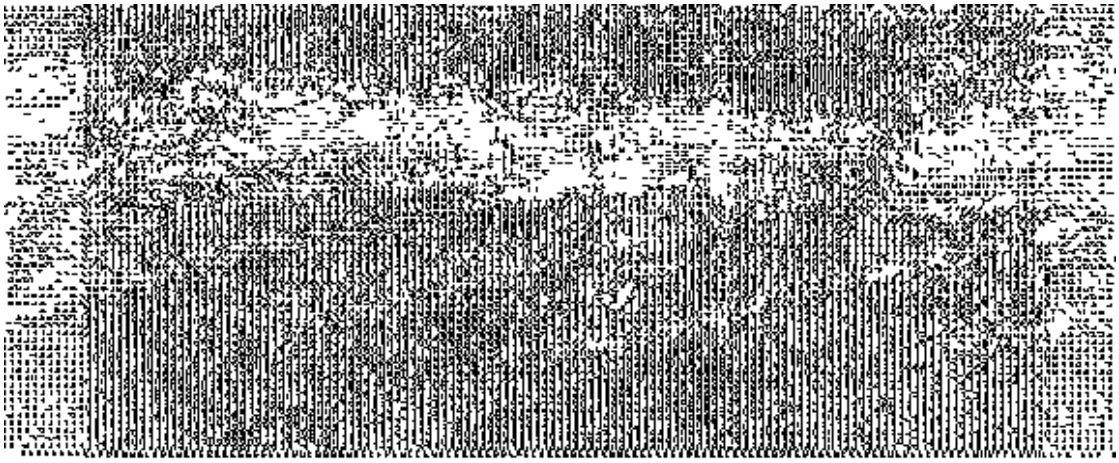
(a) 侧 视(R.V——右侧翼涡; L.V——左侧翼涡)



(b) 俯 视

-30°	-20°	-10°	0°
10°	20°	30°	

图1 α= 40° 静态不同滚转角下空间流态(Λ= 80°)



(R.V——右侧翼涡; L.V——左侧翼涡)

图2 静态时3个滚转角下空间流态的比较(Φ= -30°, 0°, 30°)

当机翼横滚向哪一侧时, 则该侧的翼涡首先呈现破裂, 处于内侧低位, 而另一侧的则在翼面上尚未破裂, 且处于高位. α= 30°及 40°的流态特性基本一致.

2.2　翼摇滚动态旋涡流动特性

我们对 α= 40°时翼摇滚一个周期中, 即从

$$\Phi = -30^\circ \rightarrow 0^\circ \rightarrow +30^\circ \rightarrow 0^\circ \rightarrow -30^\circ$$

的动态旋涡流动的侧视及俯视作了摄影记录, 同样对 α= 30°的动态旋涡流动的侧视及俯视也作了摄影记录(图略). 观察到起始时与静态相同, 但很快就与静态有很大差异. 另外我们还进行了从不同的 Φ角起始作翼摇滚的流态显示. 通过比较主要有以下特征.

1) 滞后现象

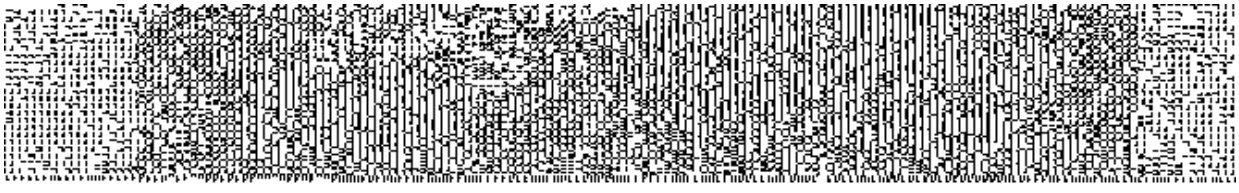
α= 40°时, 先从 $\Phi = -30^\circ$ 作 $\dot{\Phi} > 0$ 摇滚, 到达 $\Phi = 30^\circ$ 时又作 $\dot{\Phi} < 0$ 摇滚. 看到从

$$\Phi = -30^\circ \rightarrow 0^\circ \rightarrow +30^\circ$$

的过程中, 始终是左侧翼涡破裂, 而右侧涡未破. 再从 $\Phi = +30^\circ$ 向 0°返回的过程中, 右侧涡才出现了破裂, 继续摇滚至 $\Phi = -10^\circ$ 左右, 两侧涡趋于对称破裂, 再往 -30°滚转时, 右侧涡又由破裂状态回到未破裂状态. 这种流态特性与静态有显著不同, 这反映了摇滚的动态过程中翼面上的旋涡流动有滞后现象.

2) 摇滚起始角的影响

在 α= 40°时, 分别从 $\Phi = -30^\circ$, 0°及 +30°不同角度起始摇滚. 这三个动态过程中 Φ角第一次达到 30°时旋涡流动, 见图 3. 可以看到, $\Phi = 0^\circ$ 起始时, 两侧翼涡的涡态差异不大, 当摇滚至 $\Phi = +30^\circ$ 时, 涡态与起始有差别, 但变化不甚剧烈(图 3(a)); 对于摇滚起始角为 -30°的情况, 起始时是左侧涡先破, 经过 0°达 +30°时仍然为左侧涡已破, 右侧涡未破的特征(图 3(b)); 而对于摇滚起始角为 +30°的过程, 起始为右侧涡先破, 当摇滚角经过 0°达到 -30°, 又过 0°再次达到 +30°时, 仍然为右侧涡破裂, 左侧涡未破(图 3(c)). 以上三个过程中, 同是摇滚中达到同一滚转角, 但它们的流态有很大差异, 由此, 不难看出摇滚起始角的影响是明显的.



(a)　　(b)　　(c)

图 3　摇滚起始角对空间流态的影响($\Phi = 30^\circ$)

3) 机翼摇滚时旋涡位置

细长三角翼摇滚时旋涡的位置与机翼的前缘后掠角、迎角、滚转角 Φ以及滚转的方向均有关.

图 4 为本文的试验结果, 是在 α= 40°时, 沿弦向 50% 截面上旋涡的垂向位置, 纵坐标值为垂直于来流方向的高度除以根弦长的相对高度. 图 4 中标注的 1 左侧动态, 1 右侧动态即为动态过程中从 $\Phi = -30^\circ$ 至 $\Phi = 30^\circ$ 时左、右侧涡的高度, 即 $\dot{\Phi} > 0$ 时的结果. 2 左侧动态, 2 右侧动态则为动态过程中从 $\Phi = 30^\circ$ 返回到 $\Phi = -30^\circ$ 时($\dot{\Phi} < 0$)的结果.

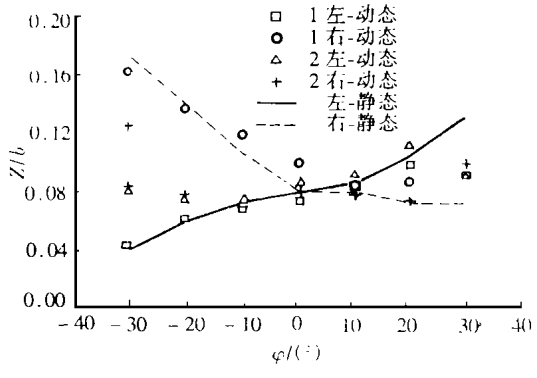


图 4　翼摇滚过程中旋涡垂向位置

从图 4 可以看出, 在摇滚起始时, 旋涡垂向位置与静态很接近, 摇滚以后, 就出现一定差距, 且差距在不断增加, 似乎右侧的差距更大一些. 右侧旋涡的垂向位置滞后现象更严重些.

图 5 为 α= 40°时沿弦向 50% 截面处的旋涡展向位置, 以半展长的无量纲值给出. 与静态相比较, 差异较小, 这表明翼摇滚时旋涡的展向位置无明显的滞后现象.

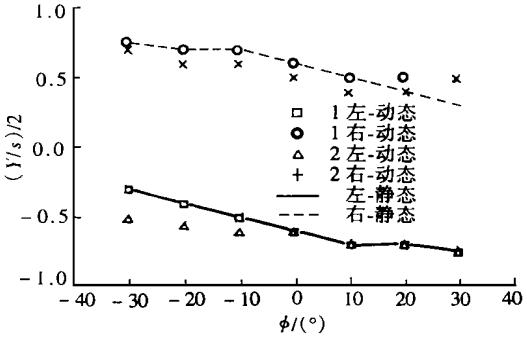


图5 翼摇滚过程中旋涡展向位置

3 结束语

对于前缘后掠角为80°的细长三角翼的静态及翼摇滚模拟实验的结果表明:

1) 不同滚转角下,静态翼面上的旋涡主要特征是当机翼滚转在哪一侧时,该侧翼面上的旋涡先呈现破裂,旋涡位置较低,而另一侧的旋涡尚未破裂,且位置较高.

2) 与静态相比较,机翼在摇滚过程中,翼面上旋涡形态的变化存在滞后现象.

3) 摇滚过程中,旋涡位置的变化有下列特征:涡的展向位置与静态相比无明显滞后现象,而垂向位置滞后现象较严重.

4) 摇滚起始角对于摇滚过程中翼面上旋涡的特征影响显著.

参考文献

1 Ericsson L E. Challenges in high-alpha vehicle dynamics. Prog Aerospace Sci, 1995, 31: 291~334

2 Ericsson L E. The fluid mechanics of slender wing rock. J Aircraft, 1984, 21(5): 322~328

3 Jun Y W, Nelson R C. Leading-edge vortex dynamics on a slender oscillating wing. J Aircraft, 1988, 25(9): 815~819

4 Arena J, Nelson. A discrete vortex model for predicting wing rock of slender wings. AIAA 92-4497 CP, 1992

5 Ng T T, Malcolm G N, Lewis L C. Experimental study of vortex flows over delta wings in wingrock motion. J Aircraft, 1992, 29(4): 598~603

6 Levin, Katz, Lerin L, Katz J. Self-induced roll oscillations of low-aspect-ratio rectangular wings. J Aircraft, 1992, 29(4): 698~702

Unsteady Flow Behaviour of a Slender Delta Wing Rock

Xia Xuejian Liu Rizhi Yang Xiaofeng

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract The flow visualization of vortex behaviour for the two conditions of static and dynamic during wing rock motion was conducted and photograph records were taken for a slender delta wing in a various roll angle at $\alpha = 30^\circ$ and 40°. Results indicated that the vortex behaviour was quite different at the same roll angle between static and dynamic conditions. The time lag effects of vortex behaviour during wing rock comparing with static condition was observed. The time lag of vertical positions of vortices was apparent during wing rock motion, whereas the time lag was not significant for spanwise positions of vortices. The effect of starting angle of wing rock on the vortex behaviour was considerable.

Key words slender wings; norr-steady folw; vortex flow; wing rock; flow visualization