大迎角下小振幅振荡三角翼破裂涡的频率特性

张明禄 刘绍辉 吕志咏

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：在风洞和水洞中分别进行了小振幅振荡三角翼的动态测压和热膜测速实验，目的是研究振荡的无量纲频率 n 对于三角翼前缘涡的频率特性的影响. 对风洞中测得的压力数据进行频谱分析，发现 n 值在 0.018～0.036 时，即与三角翼翼面上涡破裂点的振荡频率接近时，会发生耦合现象，使振动能量明显加强；对水洞中测得的速度数据进行频谱分析，则发现 n 在 0.8～1.4 的范围内，即与螺旋波的传播频率接近时，三角翼的振荡会使涡破裂点向后缘移动，延缓了涡的破裂，使螺旋波频率增大.

关 键 词：三角翼；小振幅；振荡；频率

中图分类号：V 211.4

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)04-0439-05

Frequency characteristics of breakdown vortices over delta wings with small amplitude oscillation at the high angle of attack

Zhang Minglu Liu Shaohui Lü Zhiyong

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experiments of dynamic unsteady pressure measurement and hot film velocity measurement with the small amplitude oscillation delta wings were carried out in a water channel and a wind tunnel respectively in order to investigate the influence of the nondimensional oscillation frequency n on the frequency characteristics of leading-edge vortices over delta wings. Power spectral analysis of pressure signal measured in the wind tunnel shows that at $n=0.018\sim0.036$, which is close to the oscillation frequency of vortex breakdown point, resonant phenomenon will happen and oscillatory energy will be largely enhanced. Power spectral analysis of velocity signal measured in the water channel shows that at $n=0.8\sim1.38$, which is close to the propagation frequency of spiral wave, the vortex breakdown point moves towards trailing edge, and therefore breakdown of vortices will be delayed and the dominant frequency will be increased.

Key words: delta wing; small amplitude; oscillation; frequency

近 50 年来，针对三角翼翼面上流动特性的研究已经有很多[1]. 对一个固定的三角翼在大迎角下，涡破裂能产生许多非定常现象. 其中存在 3 种不同的频率模态，分别是剪切层的不稳定性频率，涡破裂点振荡频率和螺旋波的传播频率. 这 3 种频率里，涡破裂点振荡的频率和螺旋波的传播频率是造成机翼抖振的主要原因. 近年来已有很多研究工作转向动态三角翼，研究三角翼做大幅度的俯仰、小幅度滚转振荡和小幅度俯仰振荡等运动[2-4].

本文主要研究三角翼在大迎角下做小振幅振荡运动，在风洞中振荡的频率与破裂点振动频率接近，通过动态测压并对压力数据进行频谱分析，研究三角翼无量纲振动频率 n 对破裂点振动频率的影响；在水洞中使三角翼振荡的频率与破裂涡中螺旋波的传播频率接近，通过热膜测速，对速度

收稿日期：2008-04-11

基金项目：国家自然科学基金资助项目(10572014)；航空科学基金资助项目(06A51036)

作者简介：张明禄(1979－)，男，四川峨眉山人，博士生，zscems@sina.com.

数据进行频谱分析，研究 n 对螺旋波的传播频率的影响.

1 实验设备及模型

1.1 实验设备

动态压力测量实验是在北京航空航天大学D1风洞内进行的，D1风洞为开口回流式风洞，风洞实验段截面为椭圆形，长轴为1.02 m，短轴为0.76 m，实验段长2 m，湍流度小于1%. 实验风速为18.5 m/s，基于根弦长的雷诺数 $Re=4.22\times10^4$. 动态压力测量使用美国Kulite公司出品的XCS-093-2G型微型压力传感器，直径为2 mm，长度为8 mm，传感器具有20 Hz～20 kHz频响范围，实验中涉及的所有准周期脉动频率都位于传感器动态频响范围之内，实验中以2 kHz的频率采集数据. 热膜测量速度的实验是在北京航空航天大学的1.2 m多用途水洞中完成的，水洞为水平回流串联式，实验段高1.2 m，宽1 m，长16 m，湍流度0.45%，截面速度的不均匀度为0.46%. 实验采用的流速为0.3 m/s，基于根弦长的雷诺数 Re 为 9.4×10^4 和 7.1×10^4. 热膜测速使用的是美国TSI公司生产的IFA100/200热线测速设备，以200 Hz的采集频率采集数据.

1.2 实验模型

压力测量实验选取前缘后掠角为75°的三角翼模型，模型由厚10 mm的有机玻璃制造，模型上表面为平面，下表面的前缘有45°的倒角. 热膜速度测量选取了后掠角为75°和65°模型，其中75°三角翼弦长330 mm，65°三角翼弦长250 mm（图1）.

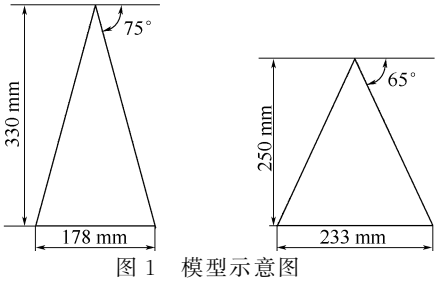


图1 模型示意图

为了实现模型的小振幅振荡运动，专门设计加工了一套运动机构，利用计算机控制步进电机，使三角翼绕1/2根弦长处匀速转动（如图2所示）. 振荡以1°为振幅做匀速往返运动，以中间的迎角为名义角度（比如40°迎角下的振荡运动为39°—41°—39°，起动停止阶段有较大的加速和减速）.

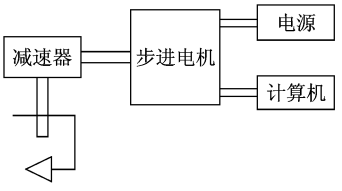


图2 动态机构示意图

2 实验结果和分析

2.1 风洞动态测压与水洞速度测量的结果比较

根据定义 $n=f_fC/U_\infty$（f_f 为机翼强迫振荡频率；U_∞ 为来流速度；C 为三角翼根弦长），受运动机构所限，f_f 只能在一定范围内变化. 在风洞中，由于 U_∞ 不能太低，而 f_f 有限制，因此得到的 n 值比较低，只适合于研究 n 与涡破裂点振动频率接近时的影响；相反，在水洞中由于 U_∞ 相当低，对同样范围的 f_f，可以得到大的 n 值，只适合于研究 n 与破裂涡中螺旋波的传播频率接近时的影响. 图3为75°后掠三角翼 $x/C=0.909$ 处（x 为测量点距离三角翼顶点的弦向位置；x/C 表示测量点在三角翼上的无量纲位置），水洞热膜速度测量和风洞压力测量得到的主频随迎角变化图. 由图3可以看到，热膜测得的主频值比压力测量得到的值偏大一点. 还可以看到虽然在风洞中和水洞中 Re 有差别，但空气中测得压力和水中测得的速度的无量纲频率 $S_t=fC/U_\infty$（f 为三角翼翼面准周期涡流中的准周期气动频率）是基本没有差别的，在文献[5]中可以看到，$x/C=0.9$ 处的压力主频同 $x/C=1.0$ 处的速度主频相同，也说明速度测量得到的主频比压力测量要稍大一些，同时也说明 Re 的影响是十分微小的，水洞中的速度测量和风洞中的压力测量是同样可信的. 此次实验的压力测量结果同以前的压力测量结果相比较，结果基本上是一致的.

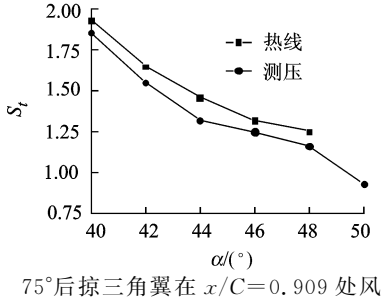


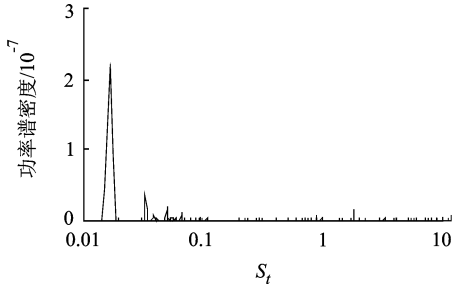
图3 75°后掠三角翼在 $x/C=0.909$ 处风洞测压与水洞测速的主频

2.2 风洞中的动态测压实验及结果分析

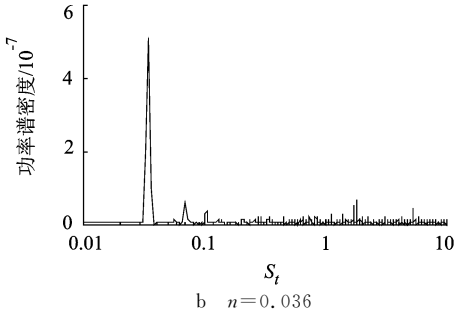
在北京航空航天大学D1风洞中完成了三角翼小振幅振动的动态测压实验，选用75°后掠三

角翼,测压点的位置选取在前缘涡核下方三角翼上翼面中部偏后缘,$x/C=0.636,0.697,0.758$,由于 $n=f_fC/U_\infty$,实验中选取的几种振荡频率为 $f_f=1,1.4,2$ Hz,换算下来 n 值分别为 0.018,0.025,0.036,而涡破裂点的振荡频率 $S_t=0.02\sim0.05$,所选用的 n 值在涡破裂点振荡频率这一范围内,实验主要是研究当外加的振荡频率与涡破裂点振荡频率相近时,是否会产生耦合效应.为了测得破裂点脉动的低频振动,选择迎角为 40°～46°,在此迎角范围内,静态三角翼破裂点正好在三角翼 50%弦长左右,有利于测量.

图 4 是 0°迎角下,75°三角翼在 $x/C=0.636$ 位置测得的动态结果,n 值分别为 0.018 和 0.036.经过傅里叶变换之后,频谱图上能看到无量纲频率 S_t 分别为 0.018 和 0.036,与 2 个 n 值是完全吻合的,也就是说这 2 个低频反映的就是三角翼动态振动的频率.



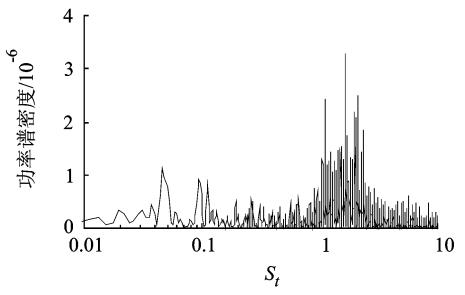
a　$n=0.018$



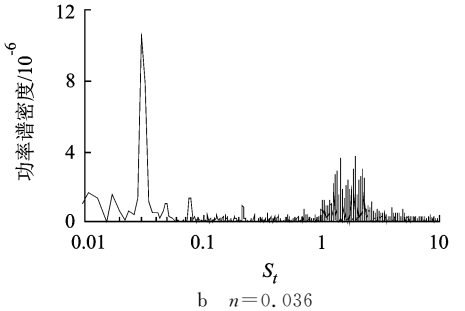
b　$n=0.036$

图 4　75°后掠三角翼 $x/C=0.636$ 处 $\alpha=0°$,$n=0.018$ 和 $n=0.036$ 的频谱图

图 5a 可见,75°后掠三角翼在 46°迎角下,低频也就是涡破裂点的振动频率是十分明显的,对比图 5b 的动态下的频谱图,动态的主频也就是破裂涡中的螺旋波的传播频率无明显变化,但动态下可以看到一个明显的低频信号,此信号与 0°迎角下的动态的低频信号频率完全相同,显然就是动态振动的频率.在 n 值很低(0.018～0.036)三角翼的振动对螺旋波主频基本无影响,而对低频有很强的影响,静态本身的低频被强迫振动所掩盖,整个频谱的低频反映出来的都是强迫振动的频率,破裂点自身的振动频率也就变为强迫振动



a　静态



b　$n=0.036$

图 5　75°后掠三角翼 $x/C=0.636$ 处 $\alpha=46°$,静态和 $n=0.036$ 的频谱图

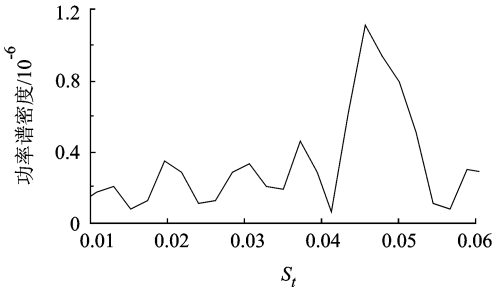
的频率,但功率上有很大的不同.为了研究 n 值与破裂点的振荡频率接近时对其功率谱密度频率的影响,下面重点观察并讨论频谱图的低频部分.

图 6a 为 $x/C=0.636$ 位置处 46°静态低频部分的频谱图,图 6b、图 6c、图 6d 依次为 $n=0.018,0.025,0.036$,对图 6 采用三角形近似处理,计算主要低频带的面积,也就是功率.计算得到的相对功率值见表 1(取静态的功率为 1,其它的相对于静态值).可以看到 46°时,$n=0.036$ 的动态功率远远大于 46°静态功率值加上 0°时 $n=0.036$ 的动态功率值,而另外的 2 个频率的功率均比静态低,这是因为无量纲频率为 0.036 的振荡在 0.03～0.05 之间,而无量纲频率为 0.018 和 0.025的振荡,还未到 46°静态的最低低频范围,也就来引起耦合.

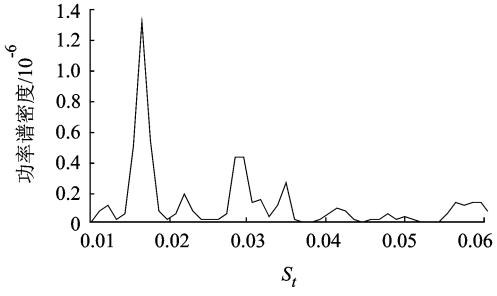
表 1～表 4 是统计了 3 个弦向位置、2 个迎角得到的数据.

从表 2 中可以看到,在迎角 46°及 $x/C=0.697$时,只有 $n=0.036$ 的动态功率值高于静态加 0°的静态值,这和在 $x/C=0.636$ 的状态是相同的,但 $x/C=0.636$ 处的功率值比在 $x/C=0.697$处大很多,这同测量点距离涡破裂点的位置的远近是密切相关的,$x/C=0.758$ 处在 46°下就基本上测不出明显的低频,可测得低频的弦向位置是十分有限的.

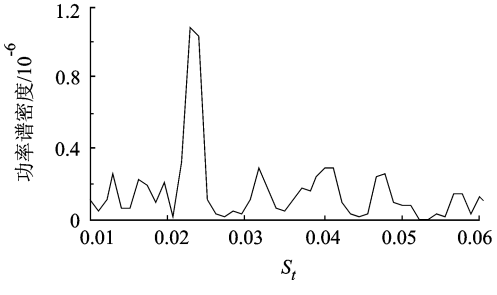
表 3 和表 4 都是动态大于静态加 0°时动态的



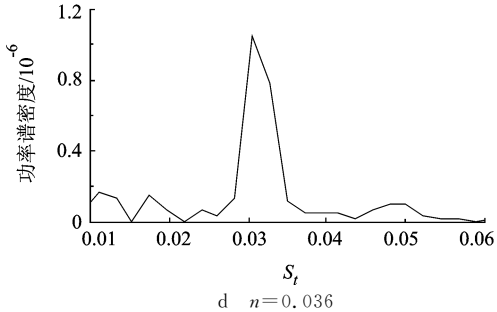
a 静态



b $n=0.018$



c $n=0.025$



d $n=0.036$

图 6 75°后掠三角翼 $x/C=0.636$ 处 $\alpha=46°$，静态和 $n=0.018,0.025,0.036$ 的低频部分频谱图

功率，且 $n=0.025$ 和 0.018 时，$x/C=0.697$ 比 $x/C=0.758$ 位置的功率要大一些，这同 $n=0.036$ 时，$x/C=0.636$ 和 $x/C=0.697$ 的情况是完全相同的.

以上的数据说明在小振幅的动态情况下，只要振动的频率接近于破裂点本身的振动频率，就可以发生耦合共振现象，使振动能量大大加强，而且破裂点的振荡由准周期的非定常运动变成周期的振动；如果动态振动的频率和破裂点自身的振荡频率有一定差别的话，不能引起共振，能量也不能得到加强，但是涡破裂点的振荡会被动态运动所强迫，形成强迫振动，运动也是周期的振荡.

表 1 75°后掠三角翼 $x/C=0.636$ 处的迎角为 46°的动态与静态相对功率值

迎角/(°)	相对功率值			
	静态	$n=0.036$	$n=0.025$	$n=0.018$
46	1	3.33	0.33	0.39
0	0	0.14	0.06	0.06

表 2 75°后掠三角翼 $x/C=0.697$ 处的迎角为 46°的动态与静态相对功率值

迎角/(°)	相对功率值			
	静态	$n=0.036$	$n=0.025$	$n=0.018$
46	1	2.33	1.66	1.66
0	0	0.5	0.67	0.67

表 3 75°后掠三角翼 $x/C=0.697$ 处的迎角为 40°的动态与静态相对功率值

迎角/(°)	相对功率值			
	静态	$n=0.036$	$n=0.025$	$n=0.018$
40	1	1.67	2.5	2.5
0	0	0.13	0.17	0.17

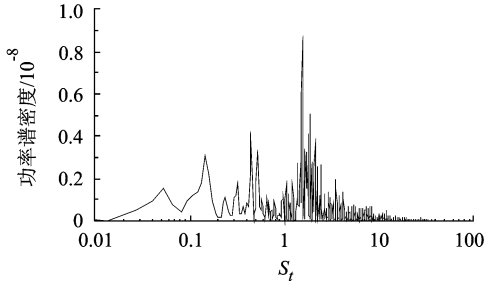
表 4 75°后掠三角翼 $x/C=0.758$ 处的迎角为 40°的动态与静态相对功率值

迎角/(°)	相对功率值			
	静态	$n=0.036$	$n=0.025$	$n=0.018$
40	1	1.8	2	2
0	0	0.6	0.7	0.7

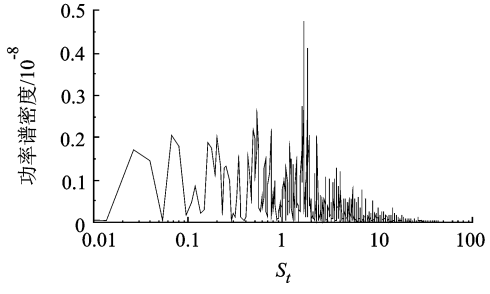
2.3 水洞中的速度测量实验及结果分析

在水洞中进行了 75°和 65°后掠三角翼的小振幅振动上翼面热膜测速实验，选用的流速为 0.3 m/s. 实验中选取的几种运动周期为 $T=1.5$，1，0.8 s，换算下来 n 值分别为 0.73，1.1，1.38，而三角翼绕流中的 $S_t=fC/U_\infty$ 中 0.8～4 为螺旋波的传播频率范围，所选的 n 值在螺旋波的传播频率这一范围内，主要研究振动的无量纲频率与三角翼前缘涡的螺旋波传播频率接近时对流场的影响. 为了测得清晰的主频，在以前静态热膜测速的实验基础上选择了测量效果明显的迎角，位置选在三角翼后缘，热膜探针距三角翼上翼面 15 mm.

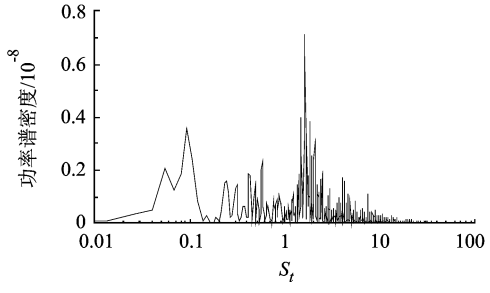
由图 7 可以看到 75°后掠三角翼在 $x/C=0.909$处测得 40°迎角时的静态主频大致为 1.55，而动态的主频依次为 1.72，1.62，1.8. 可以看到动态情况下主频都比静态主频大，且 $n=1.38$ 时主频最大. 由文献[6]的流动显示实验可知，在涡流破裂区，三角翼的小振幅振荡可以引起前缘涡的破裂点的位置移动. 涡破裂点位置与无量纲频率 n 有很大关系. 当 $n>1$ 的时候，在整个运动周期内，破裂点的位置几乎都是往下游移动的. 而上面的 3 个周期的无量纲频率分别是 0.73，1.1，



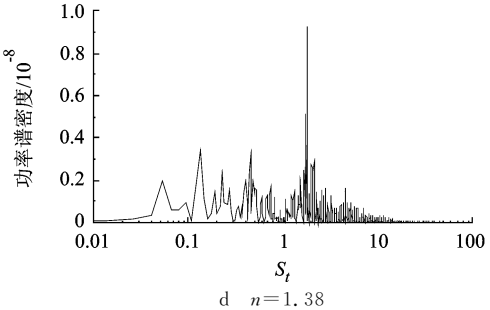
a　静态



b　$n=0.73$



c　$n=1.1$



d　$n=1.38$

图 7　75°后掠三角翼 $x/C=0.909$ 处 $\alpha=40°$,静态和 $n=0.73,1.1,1.38$ 的频谱图

1.38,可以看到所有 n 值下主频均大过静态值,而对于三角翼翼面上的前缘涡主频,如果测量点位置不变,涡破裂点越靠近后缘测得的主频值越大[7].动态下主频增大说明涡破裂点的确是向后缘移动了,涡破裂被延缓了,这和流动显示实验的结论是完全一致的.对于 $x/C=0.818$ 位置,40°迎

角静态的主频为2.05,振荡的无量纲频率$n=0.73,1.1,1.38$ 的动态运动,主频依次为 2.36,2.43,2.44,也都比静态的主频大.

65°后掠三角翼的实验结果显示,在 $x/C=0.84$处测得 28°迎角时的静态主频值为 1.53,$n=0.83$ 时主频为 1.58,$n=1.04$ 时主频为 1.7.这 2 个 n 值下的主频值都大于静态的主频值,同 75°后掠三角翼得到的结论一致.

3　结　论

三角翼强迫振荡的无量纲频率 n 对三角翼翼面上破裂涡流中存在的频率的影响是很大的.当 n 值很小时对涡流中的高频部分无影响,但当 $n=0.018\sim0.036$ 与三角翼翼面上涡破裂点的振动频率接近时,会发生耦合现象,使振动能量明显加强,而且破裂点的振动由准周期的非定常运动变成周期的振动;当 n 值在 0.8～1.4 的范围内,与破裂涡中螺旋波的传播频率接近时,三角翼的振荡使涡破裂点向后缘移动,延缓了涡的破裂,使主频增大.

参考文献(References)

[1] Gursul I. Review of unsteady vortex flows over delta wings [R]. AIAA Paper 2003-3942, 2003

[2] Menke M, Gursul I. Self-excited oscillations of vortex breakdown location over delta wings[R]. AIAA Paper 97-744, 1997

[3] Fraser B, Coton F N, Green R B, et al. An analysis of high resolution pressure signals on an oscillating delta wing[R]. AIAA Paper 2003-225, 2003

[4] Ericsson L E. Delta wing vortex dynamics in high rate oscillation in pitch[R]. AIAA Paper 97-0327, 1997

[5] Gursul I, Xie Wensheng. Buffeting flows over delta wings [J]. AIAA Journal, 1999, 37(1):58－66

[6] 刘绍辉,张明禄,吕志咏.上仰及小振幅振荡三角翼流动显示研究[J].实验流体力学,2008,22(3):14－18
Liu Shaohui, Zhang Minglu, Lü Zhiyong. Investigation of flow characteristics of delta wings pitching up and pitching oscillation with small amplitude[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(3):14－18(in Chinese)

[7] 张明禄,祝立国,吕志咏.三角翼前缘涡破裂点脉动的实验分析[J].北京航空航天大学学报,2006,32(6):635－638
Zhang Minglu, Zhu Liguo, Lü Zhiyong. Experimental analysis on oscillations of vortex breakdown location over delta wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(6):635－638(in Chinese)

(责任编辑:文丽芳)