阵风发生器流场特性分析与试验验证

刘晓燕 吴志刚 杨 超 楚龙飞

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：为了有效安排试验以及进行数据分析，需要事先获知阵风发生器扰动流场特性.基于某型叶片阵风发生装置，对影响阵风强度及其分布形态的各种因素进行了深入细致的讨论，重点分析了叶片摆角幅值、振荡频率、来流风速以及叶片侧向间距的作用.数值模拟结果显示：上述敏感参数不同程度地影响了中心线各点阵风幅值.侧向阵风速度幅值在叶片下游各截面具有相似的分布形态，且在小攻角范围与叶片摆角幅值保持线性变化.因此选定来流风速和振荡频率后，调节叶片摆角幅值较易获得期望的阵风强度.风洞试验表明：阵风发生器特性分析具有实用价值.

关 键 词：阵风发生器；阵风强度；分布形态；叶片摆角幅值；振荡频率；侧向间距

中图分类号：V 211.47

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2010)07-0803-05

Flow field analysis and experimental investigation on gust generator

Liu Xiaoyan Wu Zhigang Yang Chao Chu Longfei

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

Abstract: It is necessary to obtain the disturbance flow field characteristic of a gust generator beforehand in order to efficiently arrange experiment and analyze data. A variety of factors that had effects on the intensity and distribution of the gust were discussed based on a certain type of gust device, with emphasis on the vane amplitude, the oscillation frequency, the freestream speed, and the vane lateral spacing. The numerical simulation results show that the mentioned sensitive parameters influence gust intensity measured at points on the centerline more or less. The gust peak values at lateral sections downstream from the vanes have similar distribution shape, and vary linearly with the vane oscillation amplitude within a range of small angle of attack. Therefore, the anticipant gust intensity can be achieved expediently by adjusting the vane oscillation amplitude under the selected freestream speed and frequency. The wind tunnel experiment demonstrates that the performance analysis of the gust generator is of practical value.

Key words: gust generator; gust intensity; distribution shape; vane amplitude; oscillation frequency; lateral spacing

阵风模型一般分为两种：离散阵风和连续大气紊流.前者表现为确定性的风速变化，后者则可以看作是一个平稳、连续、各态历经的随机过程.阵风发生器用于在试验中提供预期的阵风剖面[1-2].文献[3]研究了叶栅型阵风装置的叶片布局，当各列叶片运动同相时，风洞中心线上的速度脉动主要发生在侧向，如要获得纵向阵风则中心线两侧的叶片相位须相差180°.此外，叶片振荡幅值和阵风幅值呈现正比关系.文献[4]证实叶片阵风发生器能够在流场中引入二维扰动，且在测试截面保持相位一致.由确定性阵风装置产生的气动力扰动在形态、大小以及时间上保持了重复

收稿日期：2009-06-02

基金项目：国家自然科学基金资助项目(90716006，10902006)

作者简介：刘晓燕 (1978—)，女，内蒙古集宁人，博士生，office_liu2008@126.com.

性.

国内有关阵风发生器的研究较少,本文以某型阵风装置为例,对影响阵风流场特性的关键参数进行研究,以期获得定量或定性的结论来指导试验.

1 设计方案

本文研究的阵风发生器用于阵风减缓的风洞试验.该装置垂直放置于试验模型正前方,由两个间距为 S_L(如未特别指出,$S_L=0.6$ m)沿风洞中心线对称分布的叶片组成,其截面外形采用弦长 $C=0.3$ m 的 NACA0015 翼型,展长为 2 m.两叶片由电机驱动,以相同频率绕截面 1/4 弦长位置作往复偏转,由零位锁死机构确保叶片不偏转时攻角为 0.运动方程可表示为

$$\alpha=\alpha_m\sin(2\pi ft) \tag{1}$$

式中,α_m 为叶片摆角幅值,(°);f 为振荡频率,Hz.

该阵风发生器会在风洞侧向提供正弦形式的扰动阵风 V_y,它反映了阵风装置对流场的扰动程度,其幅值 V_{ymax} 是研究者较为关注的指标参数.α_m,f 以及远方来流风速 U 等都会影响扰动流场特性.试验前根据需用阵风指标确定测试模型与阵风发生器叶片的相对轴向距离 d_1,S_L 以及 α_m 等参数.

2 基础理论

流场的控制方程选用二维非定常 N-S 方程,忽略流体的体力且不考虑外部热传导,在直角坐标系中可写成如下的守恒形式:

$$\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t}+\frac{\partial(\boldsymbol{F}-\boldsymbol{F}_v)}{\partial x}+\frac{\partial(\boldsymbol{G}-\boldsymbol{G}_v)}{\partial y}=0 \tag{2}$$

$$\boldsymbol{U}=[\rho,\rho u,\rho v,\rho E]^T \tag{3}$$

$$\boldsymbol{F}=[\rho(u-u_b),\rho u(u-u_b)+p,\rho v(u-u_b),\rho H(u-u_b)+pu_b]^T \tag{4}$$

$$\boldsymbol{G}=[\rho(v-v_b),\rho u(v-v_b),\rho v(v-v_b)+p,\rho H(v-v_b)+pv_b]^T \tag{5}$$

$$\boldsymbol{F}_v=[0,\tau_{xx},\tau_{xy},k\frac{\partial T}{\partial x}+u\tau_{xx}+v\tau_{xy}]^T \tag{6}$$

$$\boldsymbol{G}_v=[0,\tau_{yx},\tau_{yy},k\frac{\partial T}{\partial y}+u\tau_{yx}+v\tau_{yy}]^T \tag{7}$$

式中,ρ,p,(u,v),T,H,E 分别表示流场的密度、压强、速度在直角坐标系下的两个分量、温度、总焓和总内能;u_b,v_b 为叶片翼型的运动速度分量;τ_{xx},τ_{xy},τ_{yy},τ_{yx} 为粘性应力.对于完全气体有:

$$E=\frac{p}{(\gamma-1)\rho}+\frac{1}{2}(u^2+v^2) \tag{8}$$

式中,γ 为比热比;$H=E+p/\rho$.

由于空气流速较低,所以考虑不可压流动形式,湍流粘性系数由 S-A 一方程湍流模型来确定.利用有限体积法来离散控制方程,在空间上,扩散项用中心差分格式而对流项采用二阶迎风格式,时间积分选择二阶隐式方案,基于 SIMPLE 算法进行流场的数值解算.动网格的更新基于弹簧近似法和局部重构法.求解区域的流场网格见图 1,x 轴与来流方向一致指向下游,y 轴位于水平面内指向上方,风洞测试段宽 3 m.

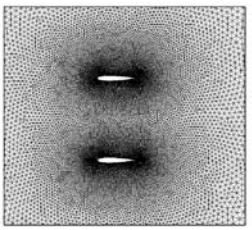


图 1 二维阵风发生器计算模型

3 特性分析

3.1 阵风速度剖面的周期特性

当叶片作周期性俯仰运动时,其下游各点的 y 向阵风速度也呈现出相应的周期变化.图 2 是 $\alpha_m=5°$,$f=5$ Hz,$U=20$ m/s 时流场各侧向截面位置阵风速度峰值的分布情况.下游截面与叶片转轴的 x 向距离表示为弦长的整数倍.由图 2 可知,各截面阵风速度峰值分布形态相似,最大值几乎都出现在 $y=0$ 的中心线上且随距离的增加而减少.试验区域宜选在下游阵风速幅变化平缓的中心线附近.

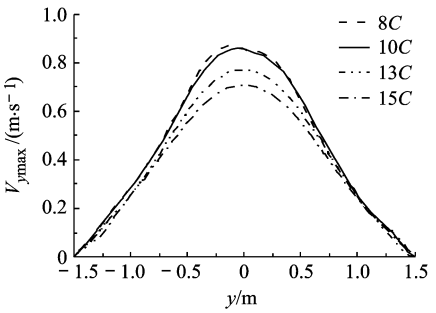


图 2 各截面处阵风速度幅值分布

图 3 给出了中心线各点处 y 向阵风速度的时间历程.假设两空间点相距 s 并且尾涡以速度 U 向前推进,那么其阵风相位相差 fs/U 倍周期.图 4 是 $10C$ 点处的阵风频谱图,由图 4 可知阵风扰动主频与叶片激振频率一致.

3.2 叶片下游中心线上各点的 y 向阵风特性

阵风在中心线各点处可用下式描述:

$$V_y=V_{ymax}(f,U,\alpha_m,d_1,S_L)\sin(2\pi ft+\phi) \tag{9}$$

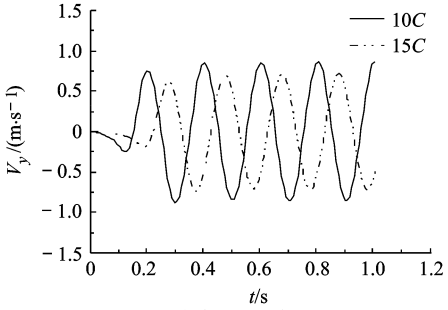


图 3　中心线各点处阵风速度时程变化

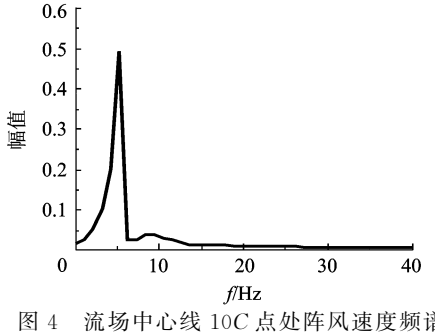


图 4　流场中心线 10C 点处阵风速度频谱图

式中,V_{ymax}是 f,U,α_m,d_1 以及 S_L 的函数. 在确定 d_1 和 S_L 后,α_m,f 以及 U 会共同影响流场的阵风特性. 当固定其中两个变量,改变第 3 个参数时,叶片下游中心线各点阵风幅值会发生相应的变化. 此处选择的基准试验条件为:$\alpha_m=5°$,$f=5$ Hz,$U=20$ m/s;各参数摄动范围分别为 $\alpha_m=3°\sim9°$,$f=3\sim9$ Hz,$U=15\sim35$ m/s.

图 5 表明中心线各点阵风速幅随来流风速的增大而增加,此时尾涡空间传播的速率也在逐步加快,各点的速幅曲线逐渐趋向靠拢. 图 6 描述了上述各点阵风速幅随叶片摆角幅值的变化特性. 正如所预期的,在叶片振荡幅值不大时,速幅几乎单调线性增长,此时叶片表面的气流没有发生严重分离.

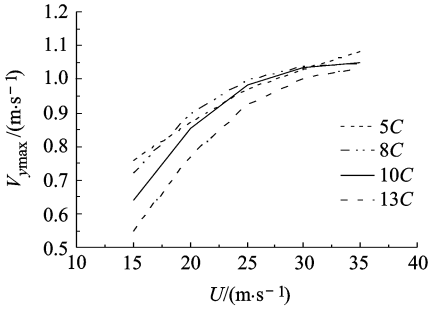


图 5　各点阵风幅值随来流风速的变化

图 7 是各点阵风速幅对频率的响应曲线. 此外,在图 8 中又补充了当叶片摆角幅值分别保持在 5°,7°,风速固定在 14 m/s 时,阵风速幅相对频率的变化趋势,监测点选择 8C 处. 由图 7、图 8 可知,阵风幅值对频率存在极值. 巧合的是,文献[5]研究振动翼获得推力(负阻力)机理时,得出振动频率在 0.7 附近推进效率最高的结论,文献[6]在类似的水动力研究中也得出了一致的结果. 文献[7]在试验中也发现在某些特定频率下,振动翼得到最高的推进效率. 那么,由此推测也许频率对阵风强度也会有类似的影响.

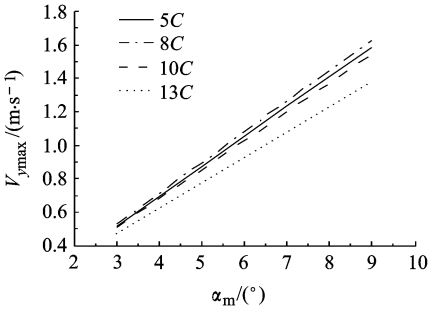


图 6　各点阵风幅值随叶片摆角幅值的变化

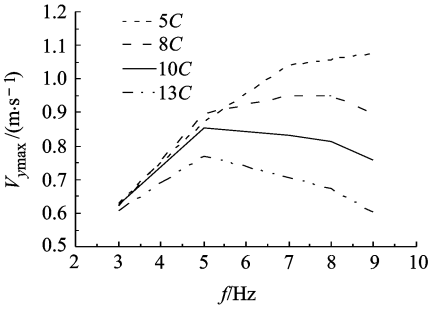


图 7　各点阵风幅值随频率的变化

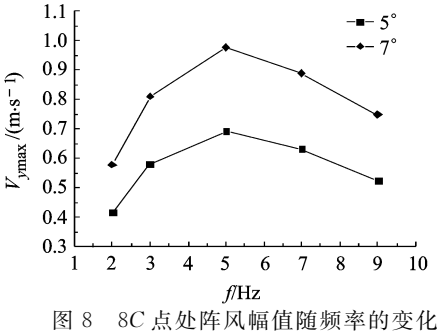


图 8　8C 点处阵风幅值随频率的变化

3.3　阵风速度幅值对多参数变化的响应特性

图 9～图 11 分别给出了固定 α_m,U 或 f 时,阵风幅值相对其余两参数变化的响应曲线(以中心线 10C 点处的阵风幅值特性为例). 由图 9 可见,当 U 增大时,高频的阵风幅值增长较快. 而当选定叶片振荡频率时,阵风幅值随叶片摆角幅值单调线性增加,见图 10. 图 11 说明在一定的来流风速范围内,阵风速幅随攻角几乎呈现较好的线性变化趋势.

3.4　叶片侧向间距对阵风速度幅值的影响

相同流动条件下($\alpha_m=5°$,$f=10$ Hz,$U=20$ m/s),$S_L=0.6$,0.8 和 1.0 m 时,中心线各点阵风幅值特性如图 12 所示. 当 S_L 增大时,速幅呈

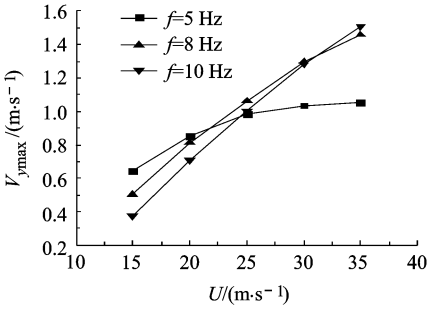


图 9 $\alpha_m=5°$时 10C 点处阵风幅值特性

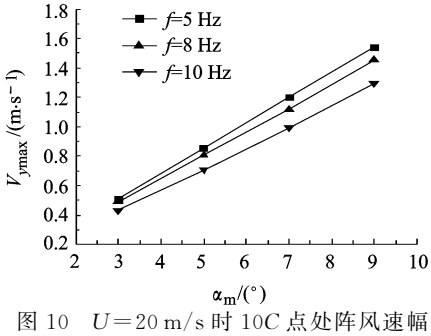


图 10 $U=20$ m/s 时 10C 点处阵风速幅特性

下降趋势.

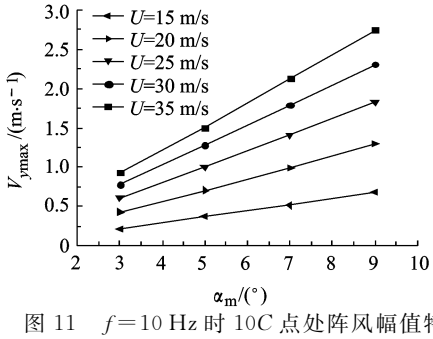


图 11 $f=10$ Hz 时 10C 点处阵风幅值特性

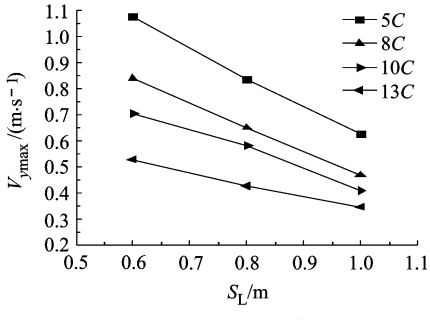


图 12 中心线各点阵风幅值随叶片间距变化

4 试验验证

阵风发生器为框架结构安装,包括两条平行地轨、左右立柱和上下横梁.测试机翼模型半展长 1.8 m,试验风洞为北京航天空气动力研究院 FD-09 低速风洞,如图 13 所示.本次试验旨在验证阵风减缓控制律的实施效果,试验条件:$U=8\sim16$ m/s,$f=2\sim5$ Hz,$\alpha_m=7°$,$S_L=0.6$ m.确定 $d_1\approx8C$,此位置既消除了距阵风发生器太近而带来的不利干扰,也保证了阵风幅值足够大时对驱动电机的要求不至于太高,同时此处阵风在 y 向能保持范围较大的均匀幅值分布,这主要考虑到试验机翼模型的弹性变形或是振动会使其偏离 $y=0$ 的中心位置.



图 13 阵风发生器与测试机翼的实物模型

由于风洞不具备热线风速仪等流场测量设备,仅在模型翼尖安装加速度传感器,故通过其他方法对实际扰动进行量化确定.弹性机翼可视为一个单输入单输出系统,侧向阵风为输入,翼尖加速度为输出.基于系统的动力学特性由试验测得的加速度反推扰动输入值,将其与设计时所参考的 CFD(Computational Fluid Dynamics)仿真数据进行了比较,EST(Estimation)表示由试验反推获得的阵风幅值.图 14 反映了 $f=5$ Hz 时阵风幅值相对 U 的变化,而图 15 对应了 $U=14$ m/s 时阵风幅值随频率的变化.出于模型及试验安全考虑,对于 $U=16$ m/s 时的较高频率未进行相应试验.

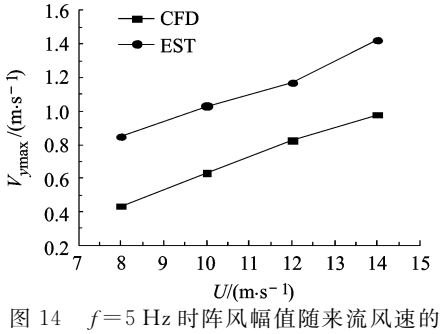


图 14 $f=5$ Hz 时阵风幅值随来流风速的变化

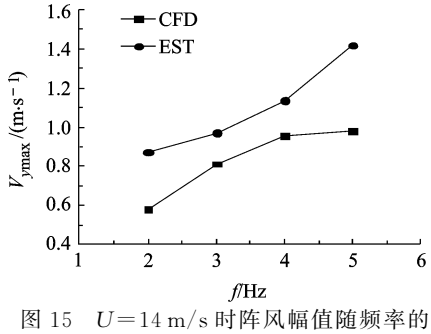


图 15 $U=14$ m/s 时阵风幅值随频率的变化

CFD 模拟与试验曲线在趋势上较为一致,但试验反推数据略高于 CFD 值,究其原因可能基于

以下几个方面:加速度响应数据取自叶尖部位,洞壁对流场产生了一定的干扰,三维效应较为显著,机翼中部的阵风流场相对而言更多地表现出二维特征,此处没有放置传感器,阵风在展向是基于一维假设的;其次,实物模型与仿真有限元模型的模态振型存在差距,输入的阵风采用面元法来计算振动响应,未考虑真实机翼的几何外形及粘性效应;另外出于安全起见,试验机翼加装了防护绳,其影响也是不容忽视的;最后,鉴于试验关注侧向阵风作用,故本文将阵风发生器简化为二维模型,如要做更为精细的研究可采用三维模型.

5　结　论

1) 叶片下游各侧向截面 y 向阵风幅值的分布形态相似,最大幅值几乎都出现在 $y=0$ 的中心线上且随距离的增加而降低. 试验区域宜选在下游阵风速幅变化平缓的中心线附近.

2) 中心线上各观测点处的 y 向阵风以相同的频率作周期性脉动,其幅值与相位各有不同. 阵风幅值对单个参数的响应特性表现相似.

3) 阵风幅值与叶片摆角幅值在小攻角范围内接近线性关系,当选定来流风速或振荡频率时,调节叶片振幅能获得预期的阵风剖面.

4) 叶片侧向间距会显著影响阵风强度,y 向阵风幅值随间距的增加而单调减小.

5) 经由风洞试验表明本文进行的阵风发生器特性研究具有一定的工程实用价值,能够服务于工程试验.

参考文献(References)

[1] Ricci S, Scotti A. Wind tunnel testing of an active controlled wing under gust excitation[R]. AIAA-2008-1727, 2008

[2] Silva W A, Vartio E, Shimko A, et al. Development of aeroservoelastic analytical models and gust load alleviation control laws of a sensorcraft wind-tunnel model using measured data [R]. AIAA-2006-1935, 2006

[3] Buell D A. An experimental investigation of the velocity fluctuations behind oscillating vanes[R]. NASA TN D-5543, 1969

[4] Grissom D L, Devenport W J. Development and testing of a deterministic disturbance generator[R]. AIAA-2004-2956, 2004

[5] Wang Z J. Vortex shedding and frequency selection in flapping flight[J]. J Fluid Mech, 2000, 410: 323－341

[6] 宋红军,王肇,尹协振. 二维翼型非定常运动数值模拟[J]. 水动力学研究与进展, 2004, 19(A): 896－903
Song Hongjun, Wang Zhao, Yin Xiezhen. Numerical simulation on unsteady motion of 2D airfoil[J]. Journal of Hydrodynamics, 2004, 19(A): 896－903(in Chinese)

[7] Anderson J M, Streitlien K, Barrett D S, et al. Oscillating foils of high propulsive efficiency[J]. J Fluid Mech, 1998, 360: 41－72

(编　辑:李　晶)

(上接第 802 页)

参考文献(References)

[1] Leitner J. Helicopter nonlinear control using adaptive feedback linearization[D]. US: Georgia Institute of Technology, 1995

[2] 王辉,徐锦法,高正. 基于神经网络的无人直升机姿态控制系统设计[J]. 航空学报, 2005, 26(6): 670－674
Wang Hui, Xun Jinfa, Gao Zheng. Design of attitude control system based on neural network to unmanned helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6): 670－674(in Chinese)

[3] Nakwan K, Anthony J C. Adaptive output feedback for altitude control of an unmanned helicopter using rotor RPM [R]. AIAA-2004-5323, 2004

[4] 宋彦国, 张呈林. 直升机内回路姿态模糊控制[J]. 航空学报, 2003, 24(4): 365－369
Song Yanguo, Zhang Chenglin. Synthesis of helicopter inner fuzzy attitude control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(4): 365－369(in Chinese)

[5] Zhao Jia, Chen Shenggong, Shen Gongzhang. Novel control scheme for helicopter flight: Fuzzy immune adaptive model inversion control [C]//Wook HK. Proceedings of IFAC World Congress 2008. Korea: IFAC, 2008: 15046－15051

[6] Johnson E N, Kannan S. Adaptive flight control for an autonomous unmanned helicopter[R]. AIAA-2002-4439, 2002

(编　辑:赵海容)