

文章编号:1674-8190(2013)02-164-06

大攻角地效翼非定常流动实验研究

杨美,杨韡,贾青,杨志刚

(同济大学 上海地面交通工具风洞中心,上海 201804)

摘要: 大攻角地效翼非定常流动研究对大攻角地效翼非定常空气动力特性和流动控制具有重要的意义。对攻角为 18° 的NACA0012地效翼在模型风洞中进行实验,利用三维热线风速仪对地效翼后缘附近尾迹区内测点的速度脉动进行采样,分析不同飞行高度下大攻角地效翼的非定常流动特性。结果表明:地面效应下,大攻角地效翼后缘涡系形成位置后移;随着地效翼高度的降低,非定常流动的脉动频域宽度减小,速度脉动特征频率减小。

关键词: 地面效应;大攻角;非定常流动;涡流;风洞实验

中图分类号: V211

文献标识码: A

Experimental Study on Unsteady Flow of Wing-in-ground Effect at High Angle of Attack

Yang Mei, Yang Wei, Jia Qing, Yang Zhigang

(Shanghai Automotive Wind Tunnel Center, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: Studying on unsteady flow of wing-in-ground effect at high angle of attack is of important significance for the aerodynamic characteristics and control of unsteady flow. Wing-in-ground effect of NACA0012 at angle of attack of 18° was tested in a model wind tunnel. The velocity fluctuations in wake near the trailing edge were captured by 3D CTA. Unsteady flow of wing-in-ground effect in different flight height was analyzed based on the test results. It is shown that vortices near trailing edge of wing in ground effect at high angle of attack are shifted backwards in ground effect. With the decrease of the flight height, both the frequency and the bandwidth of velocity fluctuations are decreased.

Key words: ground effect; high angle of attack; unsteady flow; vortex flow; wind tunnel test

0 引言

当飞机近地面飞行时,升力增大,阻力减小,这种现象称为地面效应。正是地面效应的存在,人们才认识到近地面飞行比自由空间飞行的效率高^[1],所以开始设计利用地面效应的飞行器,即地效飞行器。地效飞行器利用地面效应,能够达到比同级别飞机更高的气动效率,比同级别船舶更快的航速,是一种介于飞机和船舶之间的高速运输工具。自

20世纪60年代起,我国开始了对地效飞行器的研究工作。

地效翼空气动力特性的研究手段一般有理论方法、风洞实验、实艇实验和数值模拟。其中,风洞实验和数值模拟是目前地面效应研究中最主要的两个手段。近年来,随着计算机技术和数值模拟技术的发展,研究者应用数值计算方法对地效翼的定常和非定常空气动力特性做了许多研究工作^[2]。这些研究作为地面效应研究和地效飞行器的开发提供了大量有价值的的数据,但受到数值计算自身缺陷的限制,数值计算结果的准确性和可信度在计算流体力学发展过程中一直备受关注。地面效应的风洞实验多集中于研究地效翼的空气动力特性与飞行高度的关系,几乎没有涉及地面效应下大攻

收稿日期:2013-01-11; 修回日期:2013-03-15

基金项目:国家973计划(2011CB711203)

通信作者:杨美,1133223@tongji.edu.cn

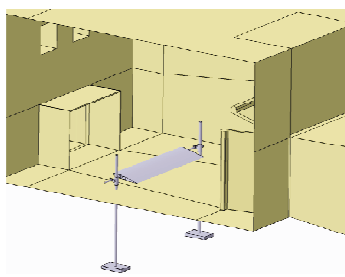
角机翼的非定常流动特性^[3]。

由地效翼的空气动力特性可知,地面效应主要影响地效翼与地面之间及地面附近的流动^[4]。本文以模型风洞为实验平台,利用三维热线风速仪,对攻角为 18°的 NACA0012 地效翼进行实验研究,着重分析地效翼后缘附近涡系的发展与地面效应之间的关系,为大攻角地效翼非定常空气动力特性的研究和流动控制提供可靠的依据。

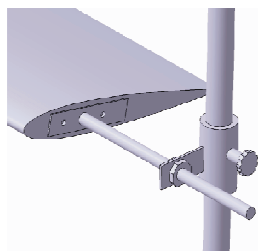
1 实验设置

实验平台为 1 : 15 的气动声学模型风洞。驻室长(L)、宽(W)、高(H)尺寸分别为 1 517、1 185、818 mm,喷口出口尺寸为 0.12 m²,射流长度为 1 160 mm,最大喷口风速为 1 65 km/h。

实验模型的弦长 $c=100$ mm,展弦比 $AR=4$,选用 NACA0012 翼型,实验风速为 30 m/s,对应雷诺数 $Re=2 \times 10^5$ (基于弦长),喷口湍流强度为 0.3%。地效翼风洞实验如图 1 所示,特制的台架可以实现高度和角度调节。实验中地效翼攻角固定为 18°;考虑到强地面效应、弱地面效应和自由空间三种流动情况,地效翼飞行高度(h/c)分别取 0.14、0.34 和 1.64, h 为地效翼后缘到地面的距离。本实验采用 Dantec 公司的 55R91 型三维热线探头对地效翼后缘附近的速度进行测量,如图 2 所示。



(a) 模型安置



(b) 模型支架

图 1 地效翼风洞实验

Fig. 1 Wing-in-ground effect wind tunnel test

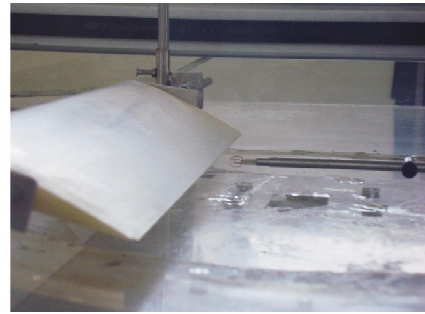


图 2 热线探头速度测量

Fig. 2 Velocity test by hotwire detector

实验中的测点坐标系以机翼作为参考。三维热线探头的尺寸较大,无法测试地效翼后缘点边界层内气流的非定常流动情况。根据实际情况,设定测试点坐标原点位于中心对称面内平行于后缘,距后缘 8 mm 处, x 方向测试点间隔取 10 mm, y 方向测试点间隔取 5 mm,测点布置如图 3 所示。测试点编号为 $x-y$,例如点 30-20 表示 $x=30$ mm、 $y=20$ mm 处测点。本实验选取的采样频率为 10 kHz,采样时间为 10 s。测试范围 x 为 $0 \sim 1c$, y 为 $-0.15c \sim 0.3c$ 。当 $h/c=0.14$ 时,由于实验条件限制,无法测试后缘点以下的测试点,此时 y 方向测试范围取 y 为 $0 \sim 0.3c$ 。

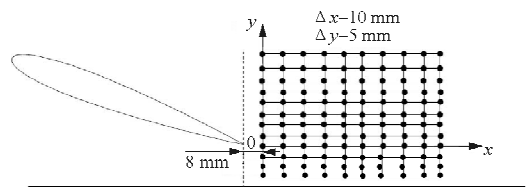
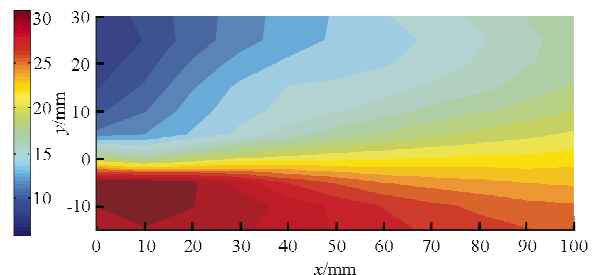


图 3 测点布置

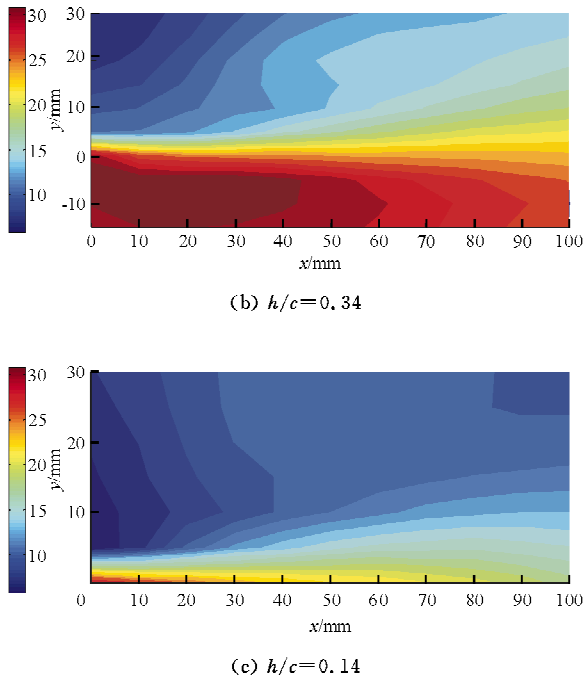
Fig. 3 Arrangement of test points

2 实验结果与分析

三维热线风速仪测量所得的瞬时速度取统计平均量,得到流场内气流沿流向 v_x 方向的速度分布如图 4 所示。



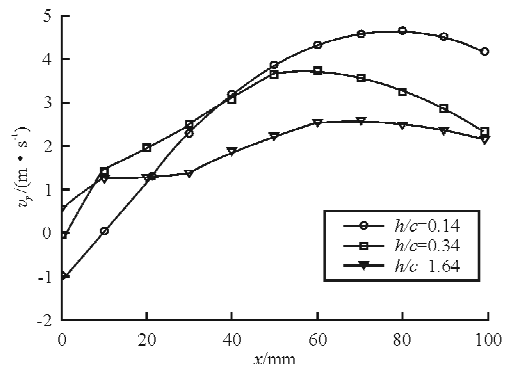
(a) $h/c=1.64$

图4 v_x 平均速度Fig. 4 Mean velocity of v_x

从图4可以看出,机翼上翼面尾迹气流速度较小,甚至出现负速度,流动出现大分离。在大攻角下,地效翼与地面之间形成收缩流道,气流在流经地效翼下方前受阻塞效应影响,迅速减速,压力增大。而后缘之后的压力较小,因此气流加速流过后缘。地效翼高度越低,后缘下方气流的平均速度越大,机翼上翼面气流的分离区域越大,分离点位置越靠前。比较图4(a)和图4(b),流场中可以捕捉到由于射流而形成的剪切层。当地效翼的高度较高时,射流的强度较弱。当地效翼的高度较低时,射流强度较强,几乎是水平喷出,影响范围增大。由于实验条件的限制,地效翼高度 $h/c=0.14$ 时,近地面流动无法测量,但可观察到地效翼后缘附近的剪切层很明显,而且几乎沿水平方向发展到 $x=100$ mm 的位置(图4(c))。

自后缘沿水平方向上速度分量 v_y 的平均速度分布如图5所示。在较高的飞行高度下,地面效应较弱或者可忽略,机翼后缘形成的射流强度较弱。射流剪切层内存在纵向的卷吸效应,射流沿主流方向(x 向)的速度逐渐衰减,剪切层内纵向(y 向)速度分量逐渐加大,形成大的涡流。随着飞行高度的降低($h/c=0.34$),后缘射流强度增加,此时地面对流动的限制作用较弱,剪切层内的卷吸现象逐渐明

显,纵向流动变得较为显著,因此翼型后缘纵向速度分量较 $h/c=1.64$ 有所增加。在较低的飞行高度下($h/c=0.14$),由于地面对气流的限制以及较大的射流强度的影响,射流几乎是沿着平行于地面的方向直线发展。在机翼后缘附近,射流沿主流方向的衰减过程较缓慢,剪切层内纵向速度较小,且纵向速度分量的增加较 $h/c=1.64$ 时缓慢得多,因此机翼后缘的纵向速度分量小于 $h/c=1.64$ 时的纵向速度分量。

图5 v_y 平均速度($y=0$ mm)Fig. 5 Mean velocity of v_y at $y=0$ mm

为研究流场内气流的非定常流动特性,通过公式(1)计算流场内脉动速度的均方根值。

$$U_{rms} = \left[\frac{1}{N-1} \sum_1^N (U_i - U_{mean})^2 \right]^{0.5} \quad (1)$$

式中: U_i 为测点的瞬时脉动速度; U_{mean} 为测点脉动速度的平均值; N 为采样次数。

流场内速度 v_x 的脉动量的均方根值如图6所示。地效翼后缘与地面之间狭窄的流道内部速度脉动最小,接近于零。从后缘到距离 $1c$ 的范围内,在剪切层上方速度脉动较大,形成涡系,这个涡是由于地效翼后缘下方的高速气流和上方的低速气流的开尔文-亥姆霍兹不稳定性现象造成的。当地效翼高度较高时,射流强度较弱,涡系在距离后缘较近的位置形成。而当地效翼高度较低时,地效翼后缘与地面之间的射流强度较强,涡系在距离后缘较远的位置形成。当 $h/c=1.64$, 涡系形成的位置大约位于 $x=20$ mm; 当 $h/c=0.34$ 涡系在 $x=40$ mm 的位置开始形成; 而当 $h/c=0.14$, 涡系形成的位置大约距后缘 60 mm。当地效翼飞行高度较低时,后缘涡系的速度脉动较强。

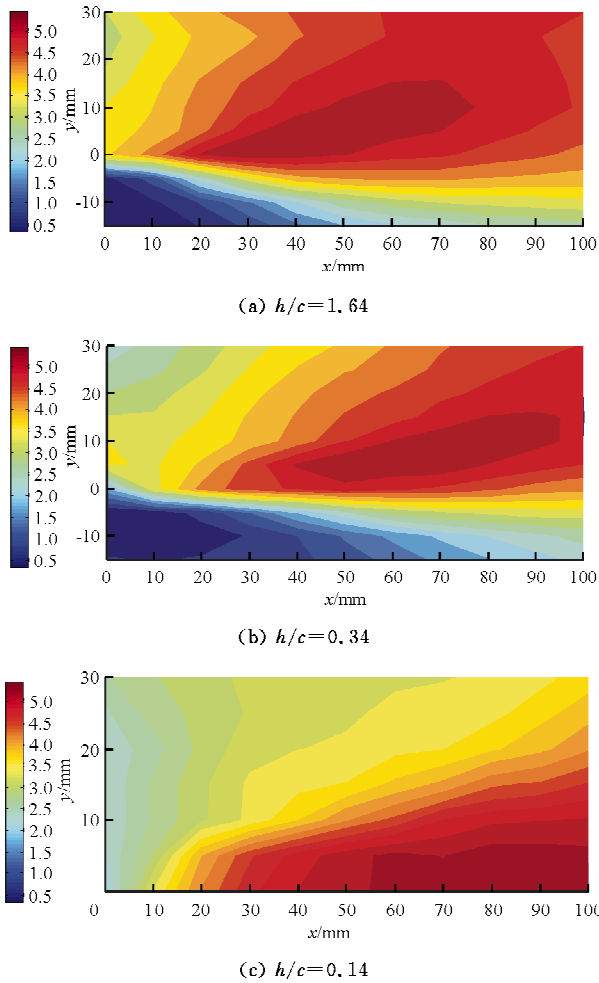


图 6 v_x 均方根值

Fig. 6 Root-mean-square (RMS) of v_x

为了更好地研究流场中气流的非定常流动特性,对沿地效翼后缘水平方向上的测点的速度脉动进行频域分析。不同地效翼飞行高度下各测点 v_x 速度脉动的自功率谱密度 PSD 分布如图 7~图 9 所示。实验中支架造成的非定常脉动频率在 5 Hz 左右,风洞喷口及驻室结构造成的非定常脉动频率一般在 20~30 Hz^[5],本文对这一频段的脉动不做分析。

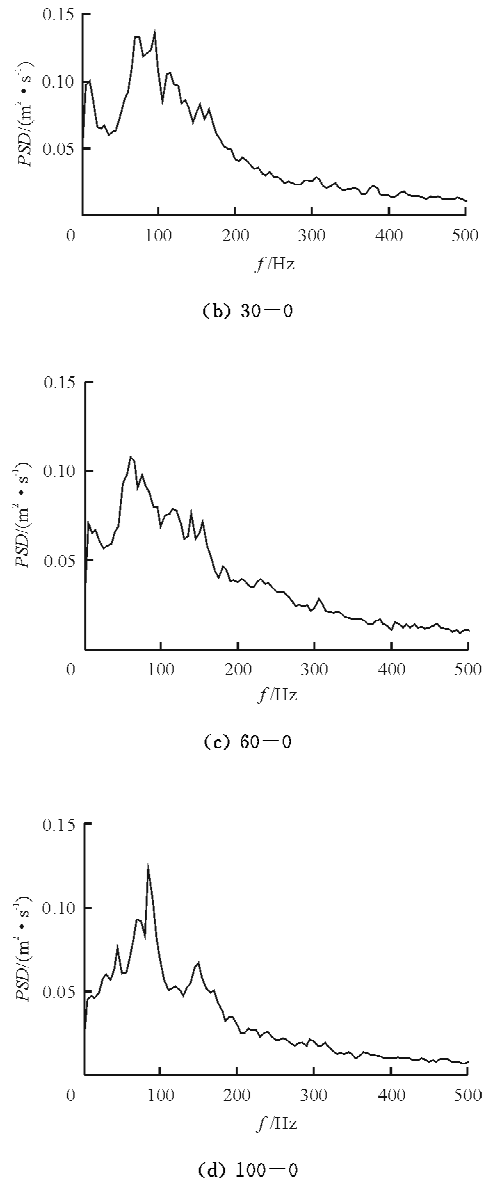
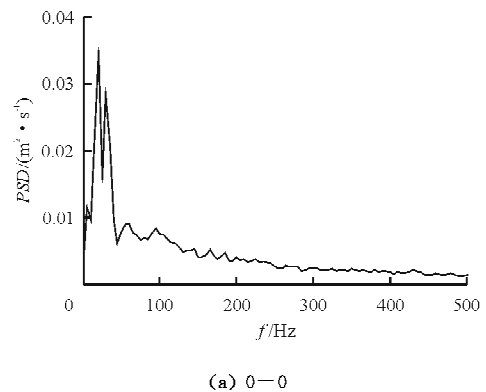
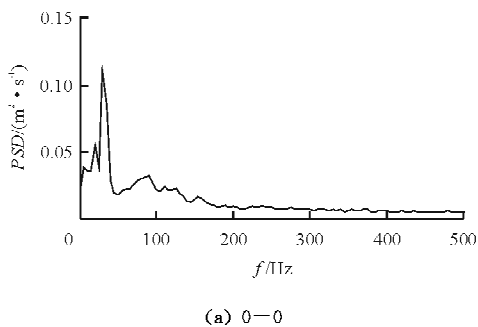
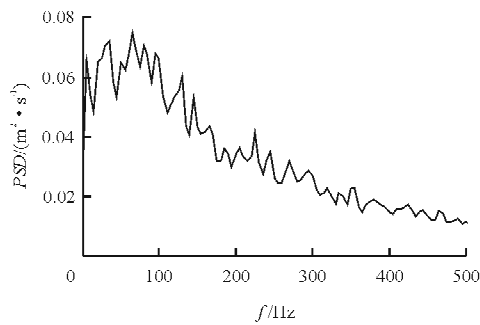


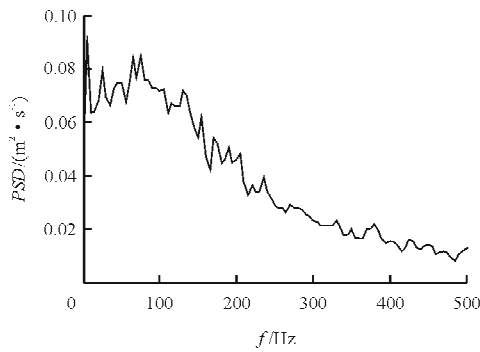
图 7 $h/c=1.64$ 时测点的 v_x 功率谱密度

Fig. 7 Power spectral density of v_x at different points($h/c=1.64$)

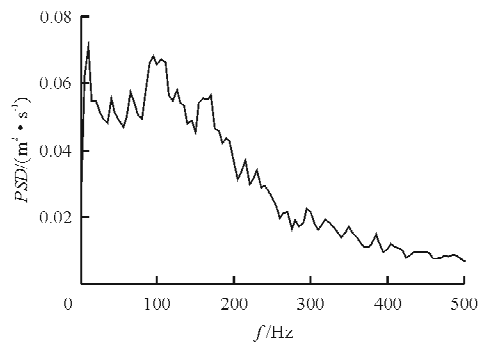




(b) 30-0



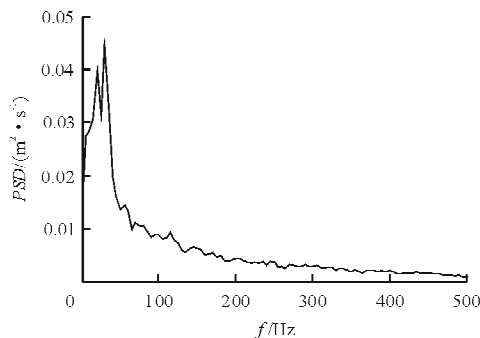
(c) 60-0



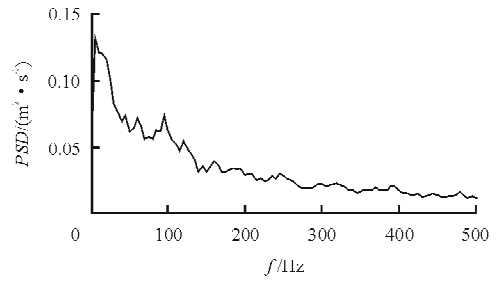
(d) 100-0

图 8 $h/c=0.34$ 时测点的 v_x 功率谱密度

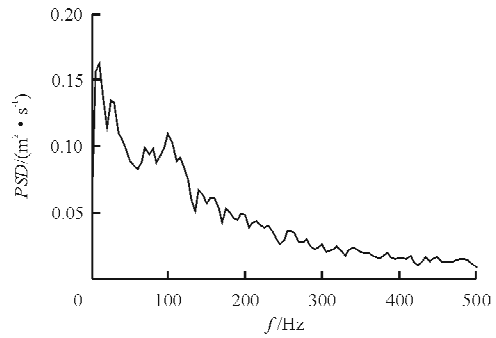
Fig. 8 Power spectral density of v_x at different points($h/c=0.34$)



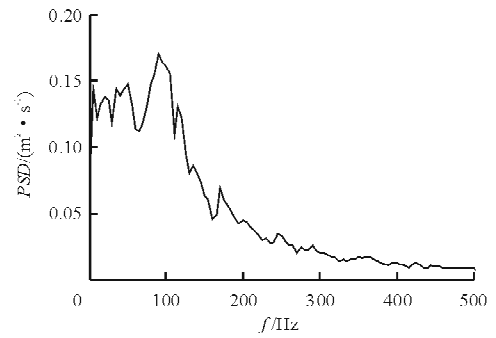
(a) 0-0



(b) 30-0



(c) 60-0



(d) 100-0

图 9 $h/c=0.14$ 时测点的 v_x 功率谱密度

Fig. 9 Power spectral density of v_x at different points($h/c=0.14$)

从图 7~图 9 可以看出,地效翼尾迹区域速度脉动峰值出现的频域范围较宽,约为 0~200 Hz。当地效翼高度为 $h/c=1.64$ 时,地面效应对地效翼的影响可以忽略。

从图 7 可以看出:当高度为 $h/c=1.64$ 时,流场的速度脉动有比较清晰的峰值出现;在 $x=100$ mm 处捕捉的速度脉动峰值频率为 95 Hz 和 165 Hz,脉动特征与文献[6]中自由空间大攻角机翼的非定常流动特征相吻合。

从图 8 可以看出:地效翼高度降低至 $h/c=0.34$ 时,地效翼后缘尾迹内速度脉动峰值降低,在 $x=30$ mm 位置处流动的非定常脉动现象已经很

显著,但涡系的结构还未形成;从 $x=100\text{ mm}$ 位置的速度脉动情况可以看出,非定常流动以宽频脉动为主,无明显的峰值出现,速度脉动能量分布在 $0\sim 200\text{ Hz}$ 之间。

从图9可以看出:当高度为 $h/c=0.14$ 时,在 $x=30\text{ mm}$ 的位置流动的非定常特性逐渐显现出来,特征频率分布在 100 Hz 左右;在 $x=100\text{ mm}$ 的位置速度脉动出现峰值,其特征频率为 100 Hz ,非定常脉动能量主要集中在 $0\sim 120\text{ Hz}$ 之间。

在较高的高度下,绕地效翼气流的非定常流动不受地面效应的影响,流场的非定常脉动特性清晰。在较低的高度下,地效翼后缘附近流动沿流向从杂乱的非定常湍流脉动到较为有序的涡系运动的发展过程缓慢,剪切层内能量较大,卷吸效应较强,更多的湍流被卷吸到涡系中,因此在较低的飞行高度下涡脱落的特征频率低于在自由空间下的特征频率。

3 结 论

(1) 大攻角地效翼后缘涡系形成位置与飞行高度有关。地效翼越低,后缘涡系位置距离后缘越远。

(2) 地面效应下,地效翼后缘涡系速度脉动特征频率峰值的分布范围较宽。在较低的高度下 ($h/c=0.14$),速度脉动特征峰值最大值出现在 100 Hz 附近;地效翼高度增加,非定常脉动频域宽度增大,脉动特征频率增加。

(3) 地效翼距离地面越近,后缘剪切层射流强度越强,后缘涡系脉动强度越大。

(4) 本实验研究为地效翼非定常空气动力学特性的研究及流动控制提供了数据参考和理论依据,对地面效应机理的深入研究具有一定意义。由于实验条件限制,本实验未对地面边界层进行处理,

实验数据具有一定的局限性。

参考文献

- [1] 杨晖. 地效飞行器的发展和展望[J]. 飞行力学, 2001, 19(1): 13-17.
Yang Hui. Development and prospects of ground effect vehicles[J]. Flight Dynamics, 2001, 19(1): 13-17. (in Chinese)
- [2] 李杰, 周洲. 基于 N-S 方程的非定常地面效应研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(1): 77-80.
Li Jie, Zhou Zhou. Research on unsteady wing-in-ground effect based on N-S equations[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(1): 77-80. (in Chinese)
- [3] Chun H H, Chung J H, Chung K H, et al. Experimental investigations on wing in ground effect[C]. Proceedings of 3rd Korea-Japan Joint Workshop on Ship and Marine Hydrodynamics, Daejeon, Korea, 1996: 358-369.
- [4] Yang Wei, Yang Zhigang. Aerodynamic investigation of a 2D wing and flows in ground effect[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2009, 26(2): 231-240.
- [5] 贾青. 汽车风洞试验段流场的数值模拟和试验研究[D]. 上海: 同济大学汽车学院, 2009.
Jia Qing. Numerical and test research of unsteady characteristic of flow inside test section of automotive wind tunnel [D]. Shanghai: School of Automotive Studies, Tongji University, 2009. (in Chinese)
- [6] Moreau S, Christophe J, Roger M. LES of the trailing-edge flow and noise of a NACA0012 airfoil near stall[R]. Proceedings of the Summer Program 2008, Center for Turbulence Research: 317-329, 2008.

作者简介:

杨 美(1988—),女,硕士研究生。主要研究方向:空气动力学。

杨 韡(1980—),男,博士。主要研究方向:空气动力学。

贾 青(1979—),女,博士,讲师。主要研究方向:空气动力学。

杨志刚(1961—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:车辆与空气动力学。

(编辑:赵毓梅)