

文章编号:1000-6893(2006)05-0746-05

# 大迎角细长体侧向力的比例控制

顾蕴松, 明 晓

(南京航空航天大学 空气动力学系, 江苏 南京 210016)

## Proportional Side Force Control of Slender Body at High Angle of Attack

GU Yun-song, MIN G Xiao

(Department of Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘 要:**介绍了一种新的大迎角细长旋成体侧向力的比例控制技术。通过在细长旋成体头部施加非正常小扰动,可以对细长旋成体非对称背涡的非对称程度进行比例控制。风洞试验研究结果表明,该控制方法能以很小的能量输入将大小和方向随机变化的侧向力加以精确控制;不仅可以控制侧向力的方向,也可以连续改变侧向力的大小,使其变成有利于飞行控制的气动力和力矩,达到变不利为有利的目的。

**关键词:**前体涡控制;侧向力控制;非正常扰动;细长旋成体;大迎角;流场测量;粒子图像激光测速仪

**中图分类号:** V211.4 **文献标识码:** A

**Abstract:** A new proportional side forces control technique of slender body at high angle of attack is developed. The effectiveness of the fast-swinging mini-tip strake technique for controlling forebody vortices at high angle of attack is investigated in low-speed wind tunnel experiments on a slender body of revolution with pointed nose configuration. Test results show that, at high angles of attack ( $30^\circ < \alpha < 70^\circ$ ), the new method can make an efficient proportional control of side force with very low input power levels. The instantaneous cross plane flow field on the lee-ward of the forebody is measured by Particle Image Velocimetry (PIV), and the vorticity map and the velocity vector map reveal that the positions of forebody vortices can be manipulated under the control of unsteady micro perturbation. In this way, the yawing moment generated by the forebody vortices provides directional control of high-performance aircraft at high angle of attack.

**Key words:** forebody vortices control; side forces control; unsteady perturbation; slender body; high angle of attack; flow field measurements; PIV

为了提高战斗机和战术导弹飞行的机动性和敏捷性,多年来世界各国空气动力学专家和科研机构一直在努力研制各种大迎角侧向力的控制技术。在这些技术中通过调控前体涡来控制侧向力的技术在飞行器工程中得到重视和应用<sup>[1-3]</sup>。大迎角时飞行器背风区的流动由一些强度和位置都不对称的涡组成,控制这些旋涡,就能控制飞行器的运动。通过调控前体非对称涡来提供飞行器在大迎角时的侧向控制力矩的控制技术是非常诱人的,因为这将在大迎角常规控制舵面失效时给飞行器提供一种有效的控制方法。如果能采用主动控制技术在迎角下控制非对称涡系来产生侧向力/偏航力矩提高机动性,那么就可以较少甚至不采用推力矢量技术。

为了连续可控地改变侧向力, Moskovitz<sup>[4]</sup>采用转动头部为椭圆形截面的前体模型,在中等迎

角下转动头部可以得到连续改变侧向力。而在大迎角( $\alpha = 55^\circ$ )时,随滚转角的变化呈现“方波”状态,涡被“锁定”在两种状态,即能够确定并改变侧向力的方向,但无法消除侧向力,侧向力随模型头部滚转角的变化为阶跃方式,侧向力为正极值或负极值,这是典型的非对称涡双稳态流动。Bernhardt and Williams<sup>[5]</sup>在尖顶细长体头部两侧周向角  $\pm 135^\circ$  位置采用小孔脉动吹气的控制方式:在  $\alpha = 45^\circ$  时,改变吹气量大小可以连续改变侧向力;在  $\alpha = 55^\circ$  的典型大迎角流动状态下,脉动吹气的控制方式仅能改变侧向力的方向,但不能连续改变侧向力的大小。邓学奎<sup>[6]</sup>在细长体头部尖顶点后  $0.03D$  轴向距离、周向角  $60^\circ \sim 120^\circ$  范围内采用单孔吹气的控制方式:在  $\alpha = 50^\circ$  时,改变吹气量大小可以连续改变  $x/D = 3.5$  位置的截面侧向力。

本文介绍了一种可以对细长旋成体非对称背涡的非对称程度进行比例控制的技术。该控制技

收稿日期:2005-03-25; 修订日期:2005-07-11

术通过在细长体头部施加非定常小扰动调控制前体背涡,不仅能完全消除背涡的非对称性及其产生的侧向力,也可以连续改变侧向力的大小。并且控制所需要的能量非常小,有效控制迎角范围为  $30^\circ \sim 70^\circ$ 。所介绍的侧向力比例控制技术,在国内外尚不多见类似研究报道。

## 1 模型和试验装置

### 1.1 风洞和细长旋成体模型

试验在南京航空航天大学空气动力学系非定常低速风洞进行,该风洞作为定常风洞使用时具有低湍流度、低噪声的特点。开口实验段截面为矩形,宽 1.5 m,高 1.0 m,实验段长度 1.7 m,湍流度为 0.05%,最大风速 40 m/s。模型长度  $L = 700$  mm,头部为尖拱形的锥柱体长细比为 2.0,后段为圆柱体,长细比为 9.3,直径  $D = 62$  mm,模型采用硬铝材料加工。模型采用尾撑方式,模型内部装有外径为 24 mm 的六分量测力天平及天平尾撑杆,并通过弯刀支架安装在水平转盘上,转盘由步进电机驱动可做  $360^\circ$  水平旋转,用来改变模型的迎角,控制角度精度优于  $2^\circ$ 。在  $80^\circ$  迎角时,模型和支架在风洞中的阻塞度小于 3%,该模型同时用于背风区流场粒子图像激光测速仪(PIV)定量测量,见图 1。

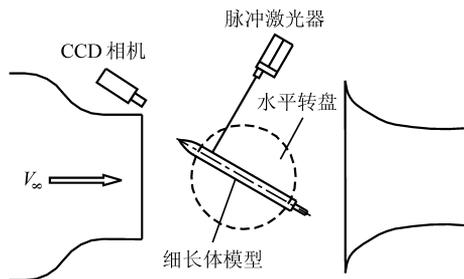


图 1 细长旋成体模型风洞测力及流场 PIV 测量装置俯视图  
Fig. 1 Slender body in wind tunnel for force and flow field measurements with PIV

### 1.2 非定常小扰动产生装置

在模型头部尖顶处安装了 1 个形状为条形的小扰动片,该小扰动片由装在模型内部的非定常摆振机构带动,可绕模型体轴旋转摆动或固定在任一周向角度位置。非定常小扰动产生机构由小扰动片、摆振机构、微型电动机和轴编码器、电机驱动器组成。扰动片摆振的运动方程为

$$\theta = A \sin(2 f_s t) + \theta_s$$

式中:  $A$  为摆振的角度幅值,本文使用的机构  $A$

$= 10^\circ$ ;  $\theta_s$  为小扰动片摆振中间平衡位置的周向角;  $f_s$  为扰动片的摆振频率,小扰动片形状为条形,厚度为 0.2 mm,长度为 3 mm,高度为  $h = 1.8$  mm,  $h/D = 0.03$ ,见图 2。

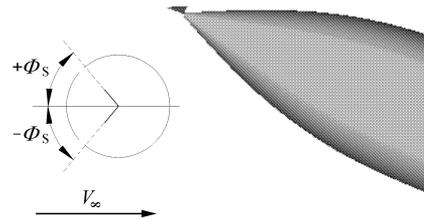


图 2 细长旋成体模型头部非定常小扰动摆振片示意图  
Fig. 2 The fast-swing mini-strake on the tip of slender body

### 1.3 测试装置

(1) 六分量天平测力系统:由六分量天平、天平信号放大器、数据采集和处理软件组成,系统测试精度为 0.5%。

(2) 粒子图像激光测速仪:模型背风区瞬态流场测试采用美国 TSI 公司 PIV 系统。脉冲激光片光平面与模型体轴垂直,并与互相关 CCD 相机光轴垂直。由于模型在风洞中是以水平方式旋转来改变迎角,为了避免对流场产生干扰和取得好的测试效果,CCD 和脉冲激光器布置在风洞外,CCD 镜头的光轴与模型的体轴平行,见图 1。PIV 系统的测试精度为 2%<sup>[7]</sup>。

## 2 试验结果和分析

细长旋成体在大迎角时的非对称流动对于前体头部的微小几何变化和前方来流中的微小扰动都非常敏感。采用小扰动片在模型中心对称面左右摆振控制后(即  $\theta_s = 0^\circ$ ),大迎角细长旋成体侧向力被完全消除<sup>[8]</sup>。为了研究这种侧向力控制方式的物理成因,进行了小扰动片摆振控制时模型背风瞬态流场的 PIV 测试。试验风速为 12.5 m/s,迎角  $\alpha = -10^\circ \sim 80^\circ$ 。

### 2.1 大迎角细长旋成体背风区瞬态流场 PIV 测量(迎角为 $55^\circ$ )

PIV 流场测试的坐标轴定义为:  $x$  轴与模型体轴重合,坐标原点在模型尖顶处,  $y$  轴垂直向上并与模型体轴垂直,  $z$  轴垂直  $x-y$  平面指向模型右侧。涡量计算定义为

$$\omega_x = \partial V_z / \partial y - \partial V_y / \partial z$$

文献[9]中采用 7 孔探针对背风区的空间三维流场定量测试结果表明:迎角  $\alpha = 55^\circ$  时,背涡系

为典型的双稳态流动特征,细长体模型背风区第一对主导非对称涡离开模型表面的位置为  $x/D = 3.5$ 。另外受本文所使用的 PIV 系统双脉冲激光器能量(50 mJ/pulse)的限制,测试区域不能很大。因此,PIV 测试实验,迎角选取  $\alpha = 55^\circ$ ,测试  $y-z$  截面选取在背风区  $x/D = 2.5$ ,测试流场区域为 85 mm  $\times$  85 mm。当小扰动片的摆振频率很低 ( $f_s = 3$  Hz) 时,背风区的非对称涡能够跟随非定常小扰动控制频率而交替摆动。并且随着  $f_s$  值的增加,非对称涡交替摆动的速度加快(受篇幅限制,图略)。当频率达到一定值时,背风区的流动不能准确响应非定常小扰动的快速变化,此时背风区的流场变成稳定的对称涡结构,侧力也相应消失。小扰动摆振频率是控制非对称涡的重要参数,非对称流动随频率的变化规律的特性研究详见文献[9]。图 3 给出了非定常小扰动的频率加快到  $f_s = 140$  Hz 时,在按时间顺序排列的瞬时 PIV 测试结果中任意选取的 1 张背风区的瞬时流场,从图中可以看出在  $\phi_s = 0^\circ$  时,背涡为对称涡。

那么,当  $\phi_s = 0^\circ$  时,模型背风区的流场结构如何变化呢?图 3 是改变小扰动摆振平衡位置角  $\phi_s$  时,在细长旋成体  $x = 2.5D$  处垂直体轴剖面的非对称背涡的瞬态结构。由于是从模型头部向后观察,因此图 3 中上面的旋涡为模型中心对称面右侧的旋涡,下面的旋涡为模型左侧的旋涡,为叙述简便起见分别定义为左涡和右涡。

当  $\phi_s > 0^\circ$  时,从涡量分布等值线图中可以看出,在背风区有一对涡量集中的涡核,且旋向相反。 $\phi_s = 16^\circ$ ,左涡远离模型表面,右涡为附着涡,位置靠近模型表面并接近模型中心对称面。随着  $\phi_s$  的减小,右涡逐渐离开模型背风面和模型中心对称面,而左涡向左下移动接近模型表面和中心对称面,背涡的非对称程度在不断降低(图 3 中  $\phi_s = 16^\circ \sim 4^\circ$ )。当  $\phi_s = 0^\circ$  时,模型背风区为一对涡量集中的对称涡,随着  $\phi_s$  的继续减小,当  $\phi_s < 0^\circ$  时,右涡继续向右上移动远离模型表面和中心对称面,左涡继续向左下靠近模型物面,背涡的非对称程度在不断增加(图 3 中  $\phi_s = -4^\circ \sim -16^\circ$ ),当  $\phi_s = -16^\circ$  时,右涡在右外侧,左涡为附着涡。由此可见,在模型头尖部非定常小扰动片的摆振控制下,随  $\phi_s$  的改变,在  $\phi_s = -16^\circ \sim +16^\circ$  之间模型背风区旋涡的非对称程度可以连续变化。

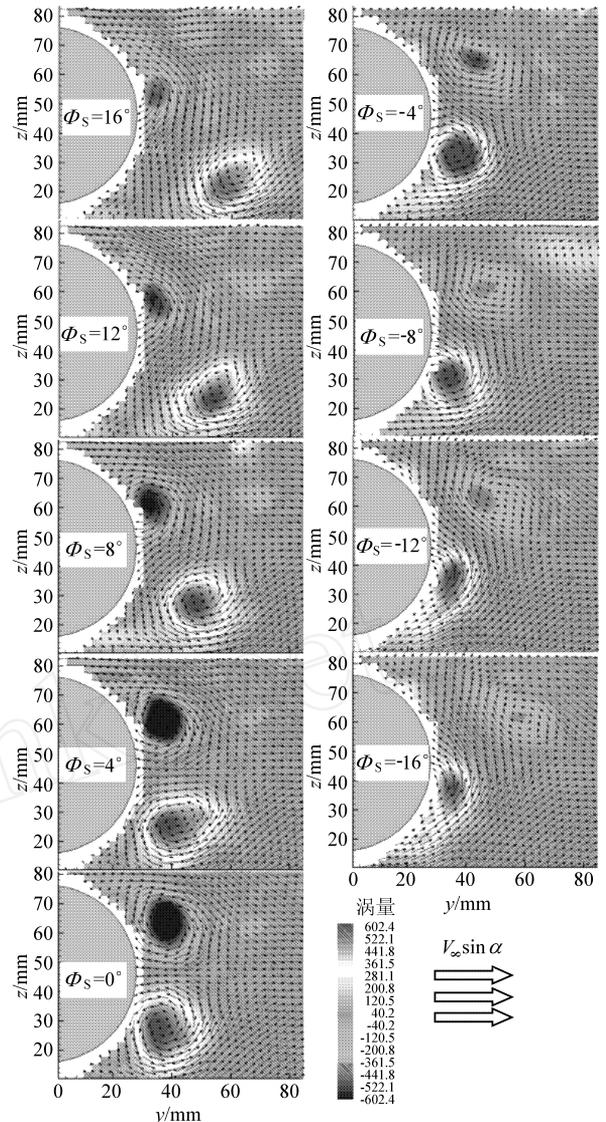


图 3 改变  $\phi_s$  控制时细长体模型背涡瞬态结构 ( $\alpha = 55^\circ, \phi_s = 0^\circ, x/D = 2.5$ ,从模型头部前方观察)

Fig 3 Instantaneous cross plane flow field on the lee-ward of the forebody measurements with PIV ( $\alpha = 55^\circ, \phi_s = 0^\circ, x/D = 2.5$ ,view from up stream)

## 2.2 改变 $\phi_s$ 时模型侧向力和偏航力矩与迎角之间的变化规律(侧滑角 $\beta = 0^\circ$ )

从图 4 给出的试验结果中可以看出,小扰动摆振平衡位置周向角在  $\phi_s = 0^\circ$  位置时,模型所受到的侧向力在  $30^\circ \sim 70^\circ$  迎角范围内都可以很好地被消除。需要指出的是模型测力试验时,小扰动摆振平衡位置周向角是预先设定的,在改变模型迎角时  $\phi_s$  没有随时调整,即侧向力的主动控制采用的是预设开环控制方式。由于迎角变化时模型姿态和来流流动状态都会发生变化,而大迎角时模型所受的侧向力对这些变化非常敏感,因此,即使如此这种预设开环控制方式在大迎角范围也

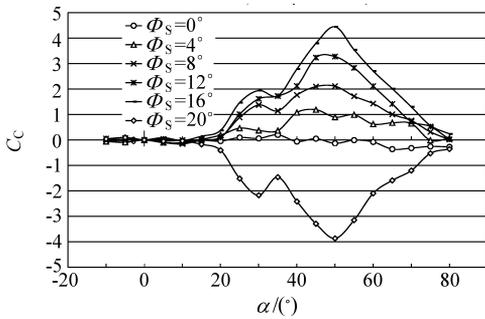


图 4 改变  $\phi_s$  时侧向力与迎角之间的变化 ( $f_s = 140 \text{ Hz}$ ,  $Re_D = 55\ 000$ )

Fig. 4 Side force measurements with changing azimuthal angle of fast swing mini-tip strake ( $f_s = 140 \text{ Hz}$ ,  $Re_D = 55\ 000$ )

取得了非常好的控制效果。 $\phi_s > 0^\circ$  后,在  $30^\circ \sim 70^\circ$  迎角范围内改变  $\phi_s$  都可以相应地改变侧向力的大小,侧向力为正值指向模型右舷,并且随着迎角的增加侧向力逐渐增大,迎角在  $50^\circ$  附近时侧向力达到峰值。迎角继续增加时侧向力逐渐减小,迎角  $> 70^\circ$  后侧向力趋近于零; $\phi_s$  在  $0^\circ \sim 16^\circ$  递增时,侧向力系数的大小也逐渐递增。 $\phi_s < 0^\circ$  时,侧向力为负值指向模型左舷,其侧向力系数随迎角的变化规律与  $\phi_s > 0^\circ$  时相似,并关于横坐标轴对称。

根据文献[9]中对大迎角非对称流动流场结构的分析和理解,特别是非对称背涡系的空间轨迹的发展规律,对上述试验现象做如下分析:模型背风区第一对主导非对称涡对模型整体所受的侧向力起了主要作用,对模型的主要影响区域为从模型头部到第 1 个低位涡离开模型表面位置之间的区域,它们的强度和离开模型表面的位置与模型的迎角密切相关:

- (1) 小迎角范围 ( $0^\circ < \alpha < 10^\circ$ ) 模型绕流为附着稳定的流动,侧向力为零;
- (2) 中小迎角范围 ( $10^\circ < \alpha < 20^\circ$ ) 模型流动发生分离,在模型背风区卷起的一对旋向相反的对称涡,旋涡的空间位置随时间不发生变化,侧向力为零;
- (3) 中等迎角范围 ( $20^\circ < \alpha < 30^\circ$ ) 背风区流动为稳定的非对称背涡,第一对非对称主涡中的低位涡在模型的后部离开模型表面,对模型表面影响的区域较大,因此压力中心的位置在模型的中后部,由于旋涡强度较弱因此侧向力的幅值较小;
- (4) 大迎角范围 ( $30^\circ < \alpha < 70^\circ$ ) 背风区流动为稳定的非对称背涡系,第一对非对称主涡中低位涡离开模型表面的位置随着迎角的增大而逐渐前

移,压力中心的位置也随着前移,非对称涡旋涡强度随着迎角的增大而增强,但由于主涡影响区域的减小,因此侧向力在此迎角范围内的变化趋势是先增加后降低;

(5) 很大迎角范围 ( $\alpha > 70^\circ$ ) 模型背风区后部为非定常分离流,在大部分后体上形成非定常脱落的涡,且随着迎角的增大非定常交替脱落的涡的区域在增大,侧向力因此显著减少,一直到  $\alpha = 90^\circ$  形成卡门涡街,侧向力平均值完全为零。

$\phi_s = 55^\circ$  时,模型非对称背涡呈现为典型的双稳态特征,两种非对称流态关于模型的中心对称面互为“镜像”[9]。图 5 给出了在零侧滑角、迎角为  $55^\circ$  状态下,大迎角细长体侧向力的比例控制规律。在  $\phi_s = \pm 16^\circ$  之间,侧向力系数的变化呈线性变化规律,其斜率值为 0.214 1,即改变  $\phi_s$  能精确控制侧向力的大小和方向。其主要原因是在  $\phi_s = -16^\circ \sim +16^\circ$  之间改变  $\phi_s$ ,模型背风区旋涡的非对称程度可以连续渐进变化,PIV 的测试结果验证这一点,参见图 3。

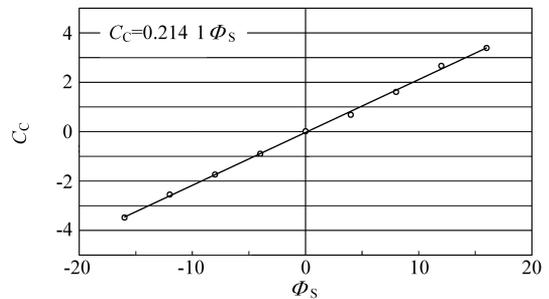


图 5 大迎角细长体侧向力的比例控制规律 ( $f_s = 140 \text{ Hz}$ ,  $Re_D = 55\ 000$ )

Fig. 5 Proportional control law of side force on slender body ( $f_s = 140 \text{ Hz}$ ,  $Re_D = 55\ 000$ )

在  $\phi_s = 55^\circ$  时, Bernhardt and Williams<sup>[5]</sup> 脉动吹气的控制方式可以改变侧向力的方向,但不能连续改变侧向力的大小。控制输入参数吹气量系数  $C_q$  从正到负变化和从负到正变化进行控制时,侧向力的变化趋势表现为迟滞环特性,并且在关闭控制输入后涡系不回到原来无扰动的初始状态而保持有控制时的状态,这是背涡系双稳态流动的典型特征(图 6)。在  $\phi_s = 45^\circ$  时,改变吹气量大小可以连续改变侧向力,但侧向力的幅值随输入吹气量系数  $C_q$  的变化非常迅速,不易实现侧向力的精确控制。

本文采用头部小扰动片摆振控制的方法,由于平衡位置周向角  $\phi_s$  的有效控制范围较宽 ( $\phi_s = \pm 16^\circ$ ),并且  $\phi_s$  角度可精确控制,因此侧向力的大小也可连续精确控制。

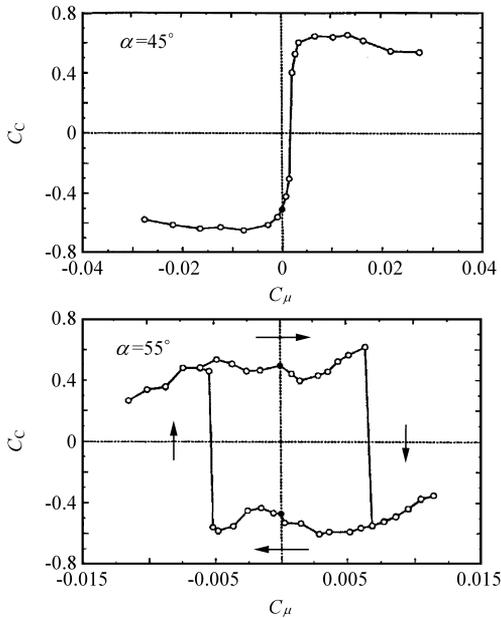


图6 脉动吹气控制侧向力的变化规律<sup>[5]</sup>

Fig. 6 Pulse bleeding control effect of side force on slender body<sup>[5]</sup>

### 3 结论

实验研究结果表明,迎角为  $\alpha = 55^\circ$  时,模型非对称背涡为典型的双稳态流动时:

(1) 在模型头尖部施加非正常小扰动控制下,侧向力被消除时,PIV 的测试结果显示背风区的流场为稳定的对称涡结构;

(2) 在模型头尖部非正常小扰动片的摆振控制下,随  $\delta$  大小的改变,在  $\delta = -16^\circ \sim +16^\circ$  之间模型背风区旋涡的非对称程度可以连续变化;

(3) 在  $\delta = -16^\circ \sim +16^\circ$  之间,改变  $\delta$  能精确控制侧向力的大小和方向;

(4) 应用瞬态流场 PIV 测试技术测量的空间截面流场揭示了非正常小扰动控制下,侧向力连续变化时,模型背涡结构非对称程度连续变化的流态特征。

目前以改变吹气量大小控制侧向力方式存在的主要问题是:控制非对称涡所需的吹气量大小与来流速度密切相关。来流速度增加,吹气量增加所需的能量也将大大增加。而非正常摆振小扰动片尺度和重量都非常小,对飞行器的气动外形影响很小,控制小扰动片运动所消耗的能量也很小,旋转摆振机构和控制系统也可做到微型模块化。并且随着来流速度的增加,摆振片提供的非正常扰动强度以自适应方式增加,因此该控制技术有较大的工程实用价值和潜力。

### 参考文献

- [1] Malcolm G N, Skow A M. Enhanced controllability through vortex manipulation on fighter aircraft at high angles of attack [R]. AIAA 86-2277, 1986.
- [2] Roos F W. Microblowing for high-angle-of-attack vortex flow control on fighter aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 454-457.
- [3] Bernhardt J E, Williams D R. Close-loop control of forebody flow asymmetry [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 491-498.
- [4] Moskovitz C A, Hall R M, DeJarnette F R. New device for controlling asymmetric flow fields on forebodies at large alpha[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(7): 456-462.
- [5] Bernhardt J E, Williams D R. Proportional control of asymmetric forebody vortices [J]. AIAA Journal, 1998, 36(11): 2087-2093.
- [6] 邓学莹,詹慧玲,王延奎. 单孔微吹气扰动对非对称涡流动的主动控制[C]. 第六届全国实验流体力学会议论文集. 太原:中国力学学会,2004:277-281.
- [7] Deng X Y, Zhan H L, Wang Y K. The bleed perturbation active control of forebody asymmetric vortex flows [C]. The 6th China National Conference on Experimental Fluid Mechanics. Taiyuan: CSTAM, 2004: 277-281. (in Chinese)
- [8] Adrain R J. Particle-imaging technique for experimental fluid mechanics[J]. Annu Rev Fluid Mech, 1991, 123: 261-304.
- [9] 顾蕴松,明晓. 大迎角下非对称流动的非正常弱扰动控制[J]. 航空学报,2003, 24(2): 102-106.
- [10] Gu Y S, Ming X. Forebody vortices management using a fast-swinging micro-tip-strake at high angles of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2): 102-106. (in Chinese)
- [11] 顾蕴松. 大迎角前体非对称流动的控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学,2004.
- [12] Gu Y S. Control of forebody flow asymmetry in high-angle flows[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)

作者简介:



顾蕴松(1971-) 男,博士,南京航空航天大学空气动力学系副教授。1998 年在美国 TSI 公司进修 PIV 和 PDPA 激光流场测试技术。2001 年在德国宇航研究院哥廷根研究中心参加中德合作课题主动流动控制的研究。研究方向为实验空气动力学、流体流动测试技术和流体流动控制。联系电话:025-84892610,

E-mail: Yunsonggu@nuaa.edu.cn

(责任编辑:鲍亚平)