

基于涡流发生器的风洞侧壁 附面层控制

刘光远, 王瑞波, 邓吉龙, 陈宏涛

(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为降低风洞侧壁附面对半模型数据的影响,在前期数值模拟的基础上,研制了一种适用于 2.4 m 跨声速风洞半模型试验段侧壁的梯形涡流发生器,并进行了试验验证.结果表明:加装涡流发生器效果明显,亚声速范围内能够使附面层厚度降低 20%~30%,对主气流均匀性影响可忽略;加装后半模型零升阻力系数降低,升力线斜率增大,压力中心向机身移动,体现了明显的附面层减薄效果,证明所研制的涡流发生器可应用于亚声速半模型试验中.

关 键 词: 风洞; 涡流发生器; 附面层厚度; 半模型试验; 流动控制

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Wind tunnel side wall boundary layer control based on vortex generator

LIU Guang-yuan, WANG Rui-bo, DENG Ji-long, CHEN Hong-tao

(High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Combined with former numerical simulating results, vortex generators applicable for 2.4 m transonic wind tunnel half-model test section were designed and validated to reduce side wall boundary layer effect. Results show that 20%—30% boundary layer thickness is reduced using trapezia-shaped flat vortex generators in subsonic conditions, and the influence on flow field uniformity is neglectable. The decrease of zero-lift drag and increase of lift-slope are found after vortex generators installation, meanwhile pressure center moves toward fuselage. Both trends are distinct evidence of thinner boundary layers. The developed vortex generators can be applied to half-model tests for subsonic conditions.

Key words: wind tunnel; vortex generator; boundary layer thickness;
half-model test; flow control

先进飞行器研制迫切需要高雷诺数试验设备和技术,半模型试验技术正是在这一需求下发展起来的^[1-2].与全模型试验相比,半模型试验具有模型尺度大,试验雷诺数高,无尾支撑干扰等优点.但其试验数据受侧壁附面层干扰较大,目前机身(附面层)垫块是工程应用中普遍采用的方法^[3-5].

侧壁附面层影响研究方面,赵硕虎^[6]在 FL-2

风洞中对比分析了全/半模型试验数据,发现侧壁附面层通常导致半模型数据升力线斜率降低,零升阻力系数增大,同时,焦点位置也有较大变化. Jurgen 等^[7-8]在欧洲跨声速风洞(ETW)中开展的高雷诺数试验结果表明,大型运输机巡航状态下,半模型试验结果与修正支架干扰后的全模型试验结果相比,升力线斜率降低约 2%,零升阻力系数增大约 4%.近年来,部分学者利用 CFD 工具分

析侧壁附面层影响和修正方法. 焦予秦等^[9]数值模拟了侧壁干扰和小展弦比三维后掠机翼垫块与侧壁结合处流场,发现侧壁附面层会降低跨声速翼面激波强度. William 等^[10], Peter^[11]全面分析了半模型试验侧壁干扰与半模型安装情况对模型扰流场的影响,证明全模试验常规洞壁干扰修正方法无法准确评估半模型试验洞壁干扰量,安装面穿流速度分量造成的机翼前缘与靠近机身的主翼面压力降低是侧壁修正的重点内容,而这些因素都与附面层垫块外形、厚度、间隙等安装因素有关,这一结论与 Milholen 等^[12]的试验结果吻合.

主动降低附面层影响方面,国外进行了侧壁抽气方法控制附面层发展的研究. Milholen 等^[13]数值模拟了垫板/侧壁连接处和上游多喷嘴切向吸气两种方法, Gatlin 等^[14]进行了试验验证工作. 结果表明,侧壁吸气可有效降低附面层厚度,控制附面层发展,进而降低侧壁干扰影响. 但这种方法难度大,抽吸控制复杂,目前仍停留在试验室研究阶段.

涡流发生器(VG)是另一种典型附面层流动控制方法,在增升、强化传热、进气道畸变等内、外流控制方面得到了广泛应用. 其产生的尾涡与附面层低能区相互作用^[15-16],可用来改善附面层速度分布,因此可用其降低侧壁附面层对试验数据的影响. 倪雅琴^[17]在国内 0.6 m 三声速风洞中进行了 VG 降低附面层影响的初步研究,证实了其可行性,但未深入分析 VG 各设计参数的影响规律,所做工作亦局限于小尺寸风洞,无法衡量先进构型飞行器大尺寸风洞效果. 为此,本文在前期数值模拟^[18]的基础上,结合 2.4 m 跨声速风洞(后文简称 2.4 m 风洞)半模型试验段结构实际情况,设计加工 VG,并进行试验验证.

1 VG 设计

VG 降低附面层厚度效果主要取决于诱导涡强度、方向及涡间干扰,这些特性都与 VG 形状、大小、数量、间距及位置有关. VG 诱导涡示意图见图 1,图中 x_{VG} 为 VG 的流向位置, D 为 VG 的间距. 其中,相对排列 VG 间作用是相互抵消的,故两涡之间区域的上下横向速度较小,在涡核以下区域,相邻涡及映像涡之间的相互作用在壁面附近形成很强的二次流^[15],该速度分量表征了 VG 改善附面层内速度分布的效果.

前期数值模拟中以核心流影响和附面层厚度为指标全面分析了 VG 各设计参数的影响规律,

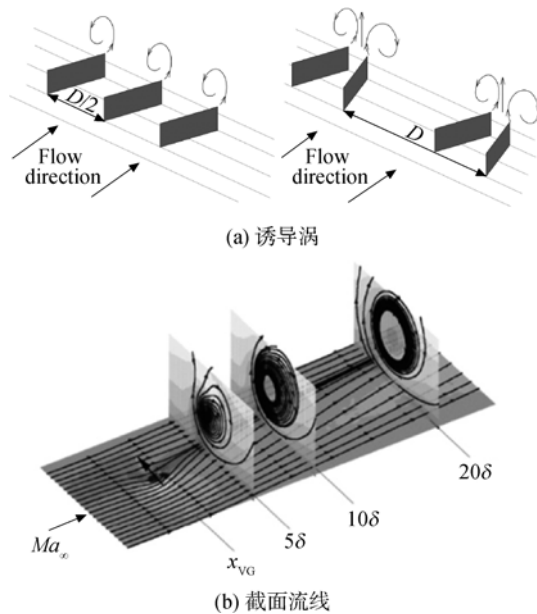


图1 涡流发生器诱导涡

Fig. 1 Induced vortices of vortex generators

最终确定了适用于 2.4 m 风洞半模型试验段的 VG 参数:相对排列的 3 组 VG,安装角度为 12° ,位置距模型旋心 35 倍附面层厚度(δ),后缘高度为 1.2 倍附面层厚度. 在来流马赫数 $Ma_\infty = 0.3 \sim 0.8$ 范围内,这种 VG 可降低附面层厚度 40%~50%,对试验段核心流场马赫数分布影响小于 0.0015^[17].

结合 2.4 m 风洞半模型试验段实际情况,设计加工了 6 片梯形平板式 VG,板厚为 10 mm,长为 150 mm,侧缘与底边夹角为 10° ,后缘高度为 85 mm, VG 安装情况见图 2 所示.

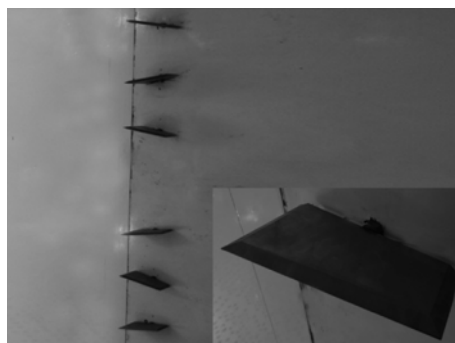


图2 涡流发生器安装图

Fig. 2 Diagram of VG installation

2 试验介绍

VG 效果验证试验中,利用测量附面层厚度检验 VG 效果,利用侧壁马赫数分布和全模型测力结果分析 VG 对主气流的影响,最后利用民机半模型

试验验证附面层减薄对纵向气动规律的影响。

2.1 试验设备

验证试验在 2.4 m 风洞半模型试验段中进行。该风洞是一座增压半回流引射式跨声速风洞,由多喷嘴引射器驱动运行。马赫数控制精度为 0.002~0.003。半模型试验段尺寸为 2.4 m×2.4 m×7.0 m,上下壁为 60°斜孔壁,孔径为 24 mm,前段有按三角形开孔的加速区。

2.2 试验方法

2.2.1 附面层测量

利用附面层排管测量了 $Ma_\infty = 0.3 \sim 0.7$ 范围内有/无 VG 的附面层厚度,测量位置为试验段左侧壁模型旋心,距试验段入口 3800 mm。该排管由 25 根皮托管构成,各点压力值利用美国压力系统公司 PSI8400 DTC 电子扫描压力测量系统(文中简称 PSI 系统)测量,测量精度优于 0.02%。测点马赫数 Ma_i 及附面层内速度恢复系数 $\bar{v}$ 计算公式如下:

$$Ma_i = 5 \cdot [(p_i/p_{oi})^{3.5} - 1] \quad (1)$$

$$\bar{v} = \frac{V}{V_\infty} = \frac{Ma_i}{Ma_\infty} \cdot \sqrt{\frac{1 + 0.2 Ma_\infty^2}{1 + 0.2 Ma_i^2}} \quad (2)$$

式中 p_i 为附面层内静压值,利用未受扰来流静压值代替; p_{oi} 为各测点总压值;定义速度恢复系数 $\bar{v}=0.99$ 处为附面层外缘。

2.2.2 侧壁马赫数分布测量

有/无 VG 情况下测量了左侧壁水平中心线马赫数分布,用以检验 VG 对主流的影响。侧壁各点马赫数通过等熵关系计算,其中侧壁静压通过 PSI 系统测量,前室总压利用 Setra270 绝对压力传感器测量,测量精度优于 0.03%。

2.2.3 某飞机全模型测力

利用有/无 VG 某飞机模型大攻角测力试验检验 VG 对核心流均匀性的影响。试验来流马赫数为 0.6,试验结果修正了弹性角、模型自重以及模型参考重心与天平校准中心不重合的影响。

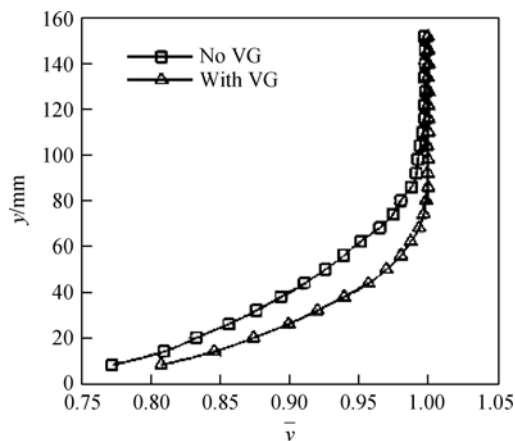
2.2.4 民机半模型测力

获得侧壁附面层减薄量以及 VG 对核心流影响量后,利用有/无 VG 状态某先进构型民机半模型测力试验检验了薄附面层对先进构型民机模型的影响。试验 $Ma_\infty = 0.4, 0.6, 0.8$,重点以零升阻力系数、升力线斜率以及压心位置变化分析侧壁附面层对试验数据的影响规律。

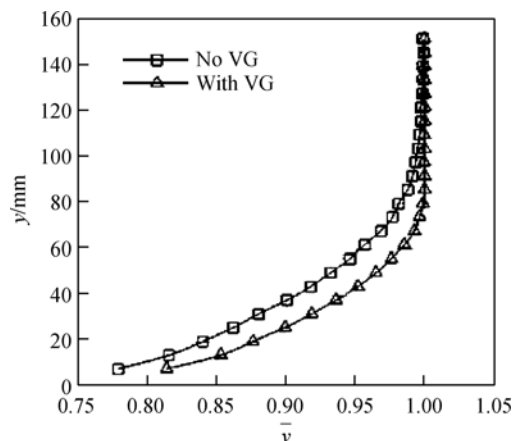
3 试验结果分析

3.1 VG 对附面层厚度的影响

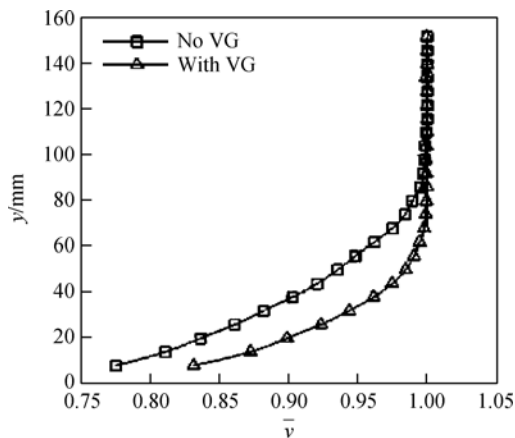
本质上,涡对附面层的作用就是涡对周围流体的诱导速度使附面层外高能流体卷入附面层内,增加其动量,并使附面层内低能流体进入主流区,从而改善附面层内的速度分布。轴向位置 $x=35\delta$ 处的附面层速度分布见图 3 所示,图中 Re 表示雷诺数。诱导涡对该处影响主要体现为下洗,使附面层内速度分布更为饱满,附面层变薄。



(a) $Ma_x=0.4, Re=2.23 \times 10^6$



(b) $Ma_x=0.5, Re=2.68 \times 10^6$



(c) $Ma_x=0.6, Re=3.08 \times 10^6$

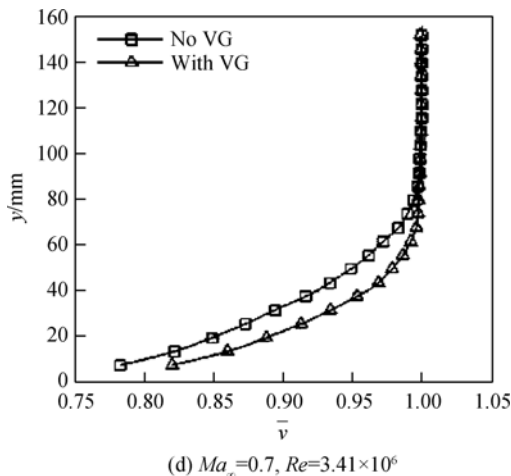


图 3 附面层速度恢复系数分布

Fig. 3 Velocity recovery coefficient in boundary layer

表 1 给出按照速度恢复系数计算得到的附面层厚度. 在 $Ma_\infty = 0.4 \sim 0.7$ 范围内, VG 降低附面层厚度 20%~30%, 表明 VG 在所测区域具有较好的降低附面层厚度效果, 尾涡对附面层内速度分布的改善作用可影响到 35δ 甚至更远.

表 1 侧壁附面层厚度

Table 1 Boundary layer thickness of side wall

Parameters		Ma_∞			
		0.4	0.5	0.6	0.7
δ/mm	No VG	90.63	90.36	80.91	74.86
	With VG	65.27	66.42	55.70	60.54
Reduction percentage/%		28.0	26.5	31.2	19.1

3.2 VG 对主气流均匀性的影响

VG 能够应用于试验的前提是对流场均匀性影响小. 梯形 VG 尾涡产生于侧缘, 为使涡核位于附面层外缘, 所选用 VG 高度为 1.2δ , 这一高度仅为试验段宽度的 3.5%, 试验中利用侧壁马赫数分布对比和全模型测力试验检验 VG 对主气流的影响.

安装 VG 前后侧壁中心线马赫数分布对比见图 4 所示. VG 对试验段侧壁马赫数分布无明显影响, 仅使试验段入口前 4 点马赫数略降低, 量值约为 0.001. 原因是当存在 VG 时, 气流多消耗了一部分动能, 因此使紧邻 VG 处侧壁马赫数略下降; 距离 VG 一段距离后 (2 m 左右), 由 VG 导致的侧壁马赫数差异已完全消除. 该结果表明 VG 对试验段流场影响较小.

安装 VG 前后某飞机模型纵向气动特性对比见图 5 所示, 图中 C_l , C_d , C_m , α 分别表示模型的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数和攻角, 此图中对攻角进行了无量纲处理. 可以看出, 安装 VG 后模型纵向特性无变化, 各阶梯数据点吻合很好, 证明 VG 在减薄附面层厚度的同时, 对试验段核心流场均匀性影响可忽略.

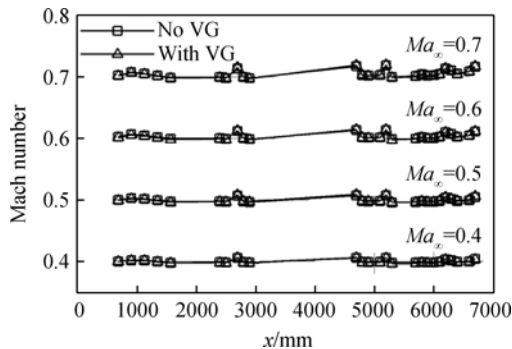
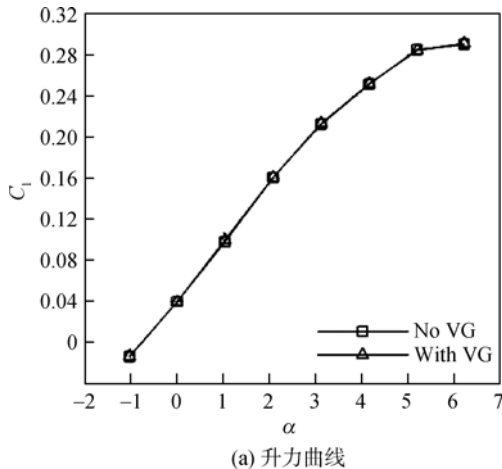
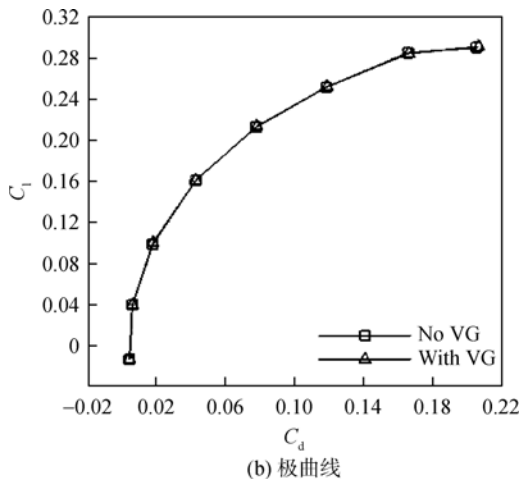


图 4 侧壁中心线马赫数分布

Fig. 4 Mach number distribution on side wall centerline



(a) 升力曲线



(b) 极曲线

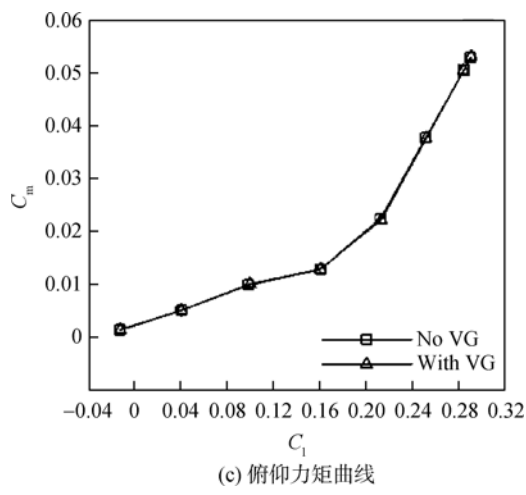


图 5 VG 对纵向特性的影响
Fig. 5 VG effect on longitudinal characteristics

3.3 VG 对半模型试验的影响

利用安装 VG 前后某客机半模型测力试验分析附面层减薄对模型气动特性的影响. 侧壁附面层厚度减薄后, 模型对称面及模型头部均位于附面层范围以外, 将导致该区域局部压力增大, 进而使压心向模型头部和对称面移动. 图 6 给出安装 VG 前后模型压心位置变化对比(此图中并未对攻角进行无量纲处理), 压心位置计算公式如下:

$$z_p = M_{x,t} / y_t / L \tag{3}$$

$$x_p = M_{z,t} / y_t / b_a \tag{4}$$

式中 $y_t, M_{x,t}, M_{z,t}$ 分别为模型体轴系法向力、滚转力矩和俯仰力矩, L 和 b_a 为参考长度, 分别取为模型全展长和平均空气动力弦长. 安装 VG 后压心位置向机翼根部和机头方向移动, 体现了明显的附面层减薄效果. 随着来流马赫数增大, 雷诺数略提高, 附面层影响减小, 因而压心位置移动量亦相应减小.

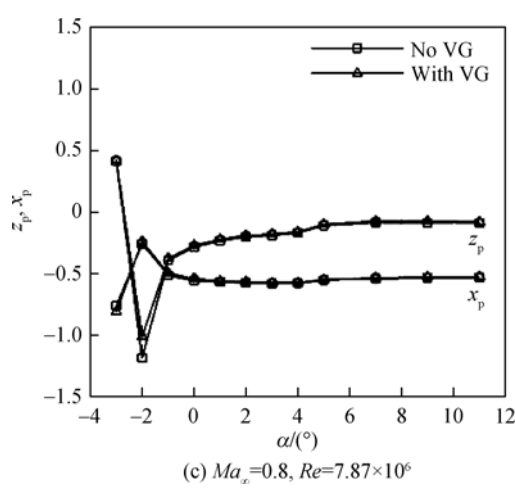
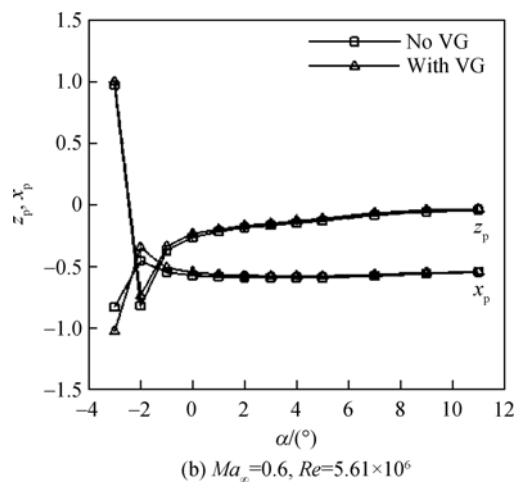
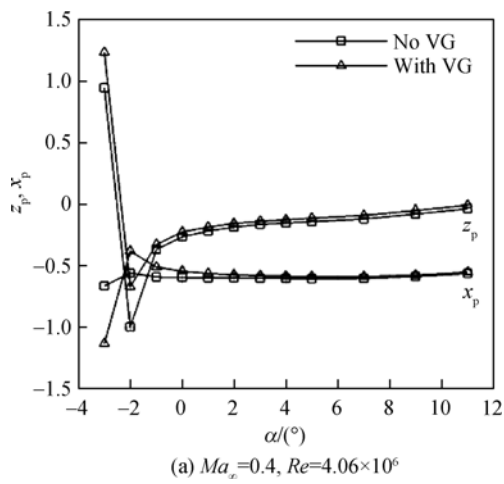


图 6 VG 对压心位置的影响
Fig. 6 VG effect on pressure center location

侧壁附面层厚度降低还会减小对气流的排挤作用. 模型扰流方面分析, 沿模型翼展方向的横向流动降低, 反映在气动力上则为零升阻力系数 C_{d0} 降低, 升力线斜率 C_l^α 增大. 表 2 给出安装 VG

表 2 某客机半模型纵向气动导数对比

Table 2 Half model longitudinal aerodynamic coefficients and derivatives comparison for a commercial plane

Parameter		Ma_∞		
		0.4	0.6	0.8
C_{d0}	No VG	0.01452	0.01425	0.01603
	With VG	0.01402	0.01395	0.01565
	Reduction percentage/%	3.4	2.1	2.4
C_l^α	No VG	0.0822	0.0889	0.1081
	With VG	0.0829	0.0913	0.1083
	Increase percentage/%	0.9	2.7	0.2

前后模型零升阻力系数和升力线斜率变化情况。可以看出,两者变化情况与机理分析规律一致,安装 VG 后模型气动力数据变化表明了明显的附面层厚度减薄特征。

4 结 论

在国内大型跨声速风洞中进行了基于涡流发生器的侧壁附面层控制研究,结果表明

1) 试验中所使用的 VG 的设计是成功的,它能够使半模型试验段转窗中心处附面层厚度降低 20%~30%,对主流影响较小,可初步应用于亚声速半模型试验中。

2) VG 的设计参数具有一定通用性,利用当地附面层厚度进行无量纲处理的设计参数可应用于其他类似风洞中。

参考文献:

- [1] Mack M D, McMasters J H. High Reynolds number testing in support of transport airplane development[R]. AIAA 92-3982, 1992.
- [2] Lynch F T. Experimental necessities for subsonic transport configuration development[R]. AIAA 92-0158, 1992.
- [3] Martin C N W, Bernd H. Half model testing at ETW[R]. European Transonic Windtunnel Technical Memorandum, ETW/TM/2000028, 2004.
- [4] Viehweger G, Ewald B. Half model testing in the cologne cryogenic tunnel[R]. AIAA 94-2511, 1994.
- [5] Gatlin G M, Parker P A, Owens L R, Jr. Advancement of semispan testing at the national transonic facility[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(2): 339-353.
- [6] 赵硕虎. FL-2 风洞半模型试验技术研究[J]. 气动研究与实验, 1997, 14(3): 10-19.
ZHAO Shuohu. Study of half model testing techniques in FL-2 wind tunnel[J]. Aerodynamic Research and Experiment, 1997, 14(3): 10-19. (in Chinese)
- [7] Jurgen Q, Martin C N, Wright S R. Investigation of a modern transonic transport aircraft configuration over a large range of Reynolds numbers[J]. AIAA-2002-0422, 2002.
- [8] Gross N, Quest J. The ETW wall interference assessment for full and half models[J]. AIAA-2004-0769, 2004.
- [9] 焦予秦, 乔志德. 有侧壁干扰的机翼半模型风洞实验的 N-S 方程数值模拟[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 140-143.
JIAO Yuqin, QIAO Zhide. Navier-Stokes calculation of wind tunnel testing of semispan wing with side-wall interference[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 140-143. (in Chinese)
- [10] William W E, Chokani N. Computational analysis of semi-span model test techniques[R]. AIAA 95-2290, 1995.
- [11] Peter E. Numerical validation of a half model high lift configuration in a wind tunnel[R]. AIAA-2007-0262, 2007.
- [12] Milholen W E. Design methodology for semispan model mounting geometries[R]. AIAA 98-0758, 1998.
- [13] Milholen W E, Chokani N, McGhee R J. Development of semispan model test techniques[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(6): 1115-1122.
- [14] Gatlin G M, Parker P A, Owens L R, Jr. Development of a semi-span test capability at the national transonic facility[R]. AIAA-2001-0759, 2001.
- [15] 钟易成, 陈晓. 涡与涡以及涡与附面层之间相互作用的试验研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 27-30.
ZHONG Yicheng, CHEN Xiao. An experimental investigation on interactions among vortices and vortex with boundary layer[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 27-30. (in Chinese)
- [15] 王建明, 刘炜, 祝魁, 等. 旋涡发生器对叶片根部马蹄涡的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1479-1483.
WANG Jianming, LIU Wei, ZHU Kui, et al. Effects of vortex generator application on the wing-body juncture horseshoe vortex[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1479-1483. (in Chinese)
- [17] 倪雅琴. 涡流发生器研制及其对边界层的影响研究[J]. 空气动力学学报, 1995, 13(1): 110-116.
NI Yaqin. Development of the vortex-generator and study on the effect of vortex-generator on boundary layer[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1995, 13(1): 110-116. (in Chinese)
- [18] LIU Guangyuan, WANG Ruiibo, ZHANG Changrong, et al. Numerical investigation on boundary layer flow control with vortex generators[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 432: 351-357.

(编辑:王碧璿)