

文章编号: 1000 8055(2008)11-1976-06

不同截面机身头部吹气方式对侧向力的影响

曾友兵, 吕志咏

(北京航空航天大学 流体力学教育部重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 研究了机身头部法向吹气和具有不同指向角的喷管切向吹气对于不同截面的机身前体所产生的影响. 在风洞中采用测力的方法给出了不同截面形状的非细长机身的实验结果. 讨论了迎角、吹气方式、喷管指向角及截面形状对机身侧力的影响. 实验表明, 法向吹气和喷管切向吹气都是有效的控制手段, 吹气对其中圆锥截面模型的影响最大, 椭圆截面模型次之, 对带棱截面模型影响最小.

关 键 词: 细长体; 不同截面; 吹气; 非对称流; 侧力

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

Effects of jet blowing on the side force of forebodies with different cross section

ZENG You bing, LÜ Zhi yong

(Key Flow Mechanics Laboratory of Ministry of Education,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The aim of this paper is to study the effects of normal and tangential blowing on the side force of forebodies with different cross section. Based on the measurement test of forces in a wind tunnel, the test results were presented. Furthermore, the influence of angle of attack, the blowing means, the pointing angle of tangential blowing and the cross section of the forebodies on the side force were discussed. The results show that, both normal and tangential blowing are effective means of flow control, the influence of blowing on the cone-cylinder is strongest, followed by the influence of blowing on the elliptic forebody and on chine forebody.

Key words: slender forebody; different section; blowing; asymmetric flow; side force

现代先进战斗机和战术导弹通常具有细长机身,即使侧滑角为零,在中等及大迎角条件下,前体背风面也会形成非对称涡结构,其周围的流场被旋涡流动所控制,从而产生很大的侧向力和偏航力矩,由此引起横侧向不稳定,甚至不可控制^[1-2].因此利用流动控制技术在整個迎角范围内有效地控制非对称涡结构,将对无尾飞行器的研制和过失速机动性能的改善产生重大的意义^[3-4].本文所提出的研究结果是,在圆锥柱体、椭圆截面柱体和带棱边的柱体上,利用小孔法向吹气和喷

管切向吹气来控制前体涡,从而控制侧力.

1 模型、实验设备

1.1 模 型

不同截面机身吹气的风洞实验模型如图 1 所示,模型内部都配备了通气管道,实验时通过橡胶软管与外部通气管及气源相连接.气体通过软管进入模型内部的直径较小的管道,再通过连通的横向管道进入直径较大的驻室,最后通过模型头部的开孔进入喷嘴.空腔的其余部分均被密封.喷

收稿日期: 2007 11 07; 修订日期: 2008 01 22

作者简介: 曾友兵(1979-),男,四川泸县人,博士生,主要从事大迎角机身前体流动控制研究.

管的形状和不同喷管切向吹气的指向角的位置在图 2 上给出.

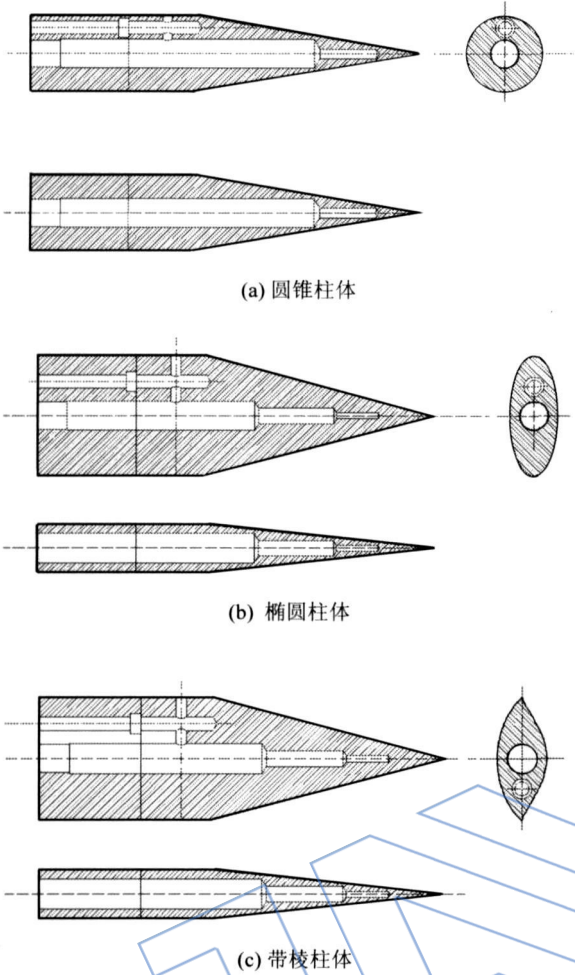


图 1 三种不同截面前体机身模型
Fig.1 Three forebody models with different cross sections

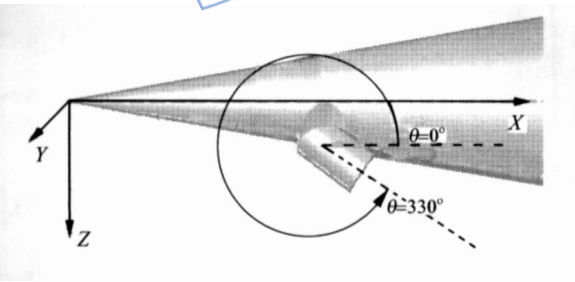


图 2 喷管形状和切向指向角(注: 喷管在右侧, 则指向角定义和本图为对称)

Fig.2 Shape of the nozzle and pointing angle of the jet

1. 2 实验设备

1. 2. 1 风洞

测力实验在北航 D1 低速开口回流式风洞中进行. 实验段尺寸 800mm × 1000mm. 实验雷诺

数为 1.06×10^5 (以圆锥柱体模型的最大直径为参考长度). 风洞紊流度 0.5% 左右, 天平的测量精度依不同的测力分量不同, 大致在 1% 的范围以内. 侧滑角始终保持为零, 攻角根据实验需要在 0° 到 90° 的范围变化. 计算机测力系统实现实验数据采集和数据处理.

1. 2. 2 供气系统

实验中所用的供气系统示意如图 3, 为了控制流量, 在供气系统中配备了流量计.

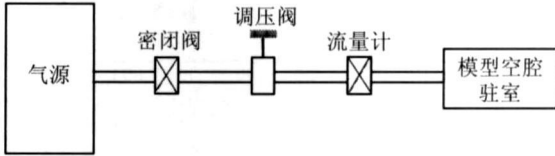


图 3 供气系统示意图

Fig.3 Scheme of the compressed air supply system

2 实验结果与分析

吹气可以用来控制前体流动的非对称性, 吹气可以起到“可控粗糙元”的作用, 并且可以给边界层增加能量^[3]. 不同的吹气方式都会对流场对非对称涡流结构产生干扰, 影响非对称涡的形成、发展和破裂. 本文所提及的实验研究的重点是, 考察垂直于模型表面孔的法向吹气和喷管指向不同指向角的切向吹气对侧力的影响, 试图找出对侧力控制的有效吹气方法. 喷气使用的控制动量流量系数 C_μ 选取在 0.01 ~ 0.03 之间, 少数在 0.06. 此处动量流量系数 $C_\mu = m_j u_j / qA$. 式中 m_j 为喷管出口处的质量流量, u_j 为喷管出口速度, q 为风洞实验时的动压, A 为模型的参考面积. $q = \rho u^2 / 2$, $A = \pi D^2 / 4$ (u 为来流速度, D 为模型直径).

2. 1 圆锥柱体头部吹气对侧力的控制

2. 1. 1 法向吹气对侧力影响

图 4 是从圆锥柱体前体壁面的小孔法向吹气的实验结果. 在 $20^\circ \sim 45^\circ$ 迎角范围内, 最大侧力系数从不吹气 $C_z = 0 \sim 3.5$ 改变为法向吹气 $C_z = 0 \sim 1.5$ 左右, 最大侧力系数减少了大约 57%. 在迎角 $45^\circ \sim 60^\circ$ 之间, 对不吹气模型出现了反向的侧力值达到 $C_z = -2.5$, 而法向吹气, 可使反向的侧力系数数值大为减少. 图 4 还说明, 迎角在 $45^\circ \sim 50^\circ$ 在不吹气时, 是非对称侧力的敏感区域. 当采用法向吹气时, 不再出现侧力系数的剧烈变化. 吹气的气量决定着侧力的大小和方向. 当动量流量系数 $C_\mu \leq$

0.03 时, 吹气只是减小了负的侧力系数的绝对值, 而 $C_u > 0.04$ 时, 吹气使得侧力系数的为负值的部分变为正值, 并且 C_u 越大, 对侧力的改变影响也越大. 因此, 法向吹气对锥柱体是一种有效控制侧向力的方法.

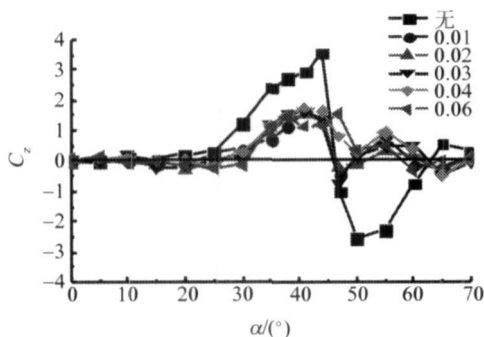


图4 圆锥小孔法向吹气对侧力影响

Fig. 4 Effect of normal blowing on side force of a cone cylinder forebody

2.1.2 喷管切向指向吹气角对侧力的影响

对于喷管切向吹气, 由于喷管被安排在前体的壁面上, 产生对流体的扰动. 其本身就相当于在头部壁面上添加了鼓包. 在未吹气状态下, 由于喷管指向的改变, 对侧向力影响也不完全相同, 因此吹气时对侧力的影响效果是相对于带喷管不吹气时的影响而言的.

图5显示了喷管切向指向角为 0° 吹气的侧力系数曲线(该类曲线均为吹气状态下的侧力值减去不吹气下的侧力值, 即表达了吹气的控制力), 此时喷管的指向顺着来流方向. 在 $20^\circ \sim 40^\circ$ 迎角之间, 吹气的控制能力逐渐增大. 40° 以后, 其控制力突然减少并反向导致侧滑力向相反方向增加. 造成这种情况的原因可能是, 顺流吹气将原来被喷管抬高的高位涡降低了高度, 以致发生了高低位涡之间的位置变换, 从而减小了侧力系数值. 50° 迎角之后, 顺流吹气的控制力再次偏转, 通过流动显示实验发现这是这个迎角出现的漩涡破裂现象引起的. 在这个喷管切向指向角, C_u 的大小对侧力的影响并不大.

图6显示了喷管指向为指向角 90° 时吹气的侧力系数曲线, 在 $25^\circ \sim 55^\circ$ 迎角之间, 当吹气量增加到 $C_u = 0.03$ 时吹气对侧滑力的控制力最大, 但是其量级没有 0° 喷管指向角的时候大, 且 60° 迎角之后吹气对侧力的影响变为负值. 吹气量对侧力的影响作用在这里得到很好的表现. $C_u = 0.03$ 时取得了最好的控制效果, 而且 C_u 越大, 对侧力的减小控制能力越强. 在这个喷管指向角, 吹气对

侧滑力的影响没有出现在 0° 指向角的那种大幅度的反向的情况, 这是由于喷管所处状态的鼓包作用效应所引起.

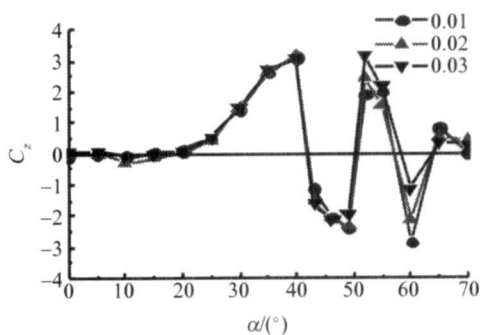


图5 喷管切向 0° 指向角吹气

Fig. 5 Tangential jet blowing with pointing angle 0°

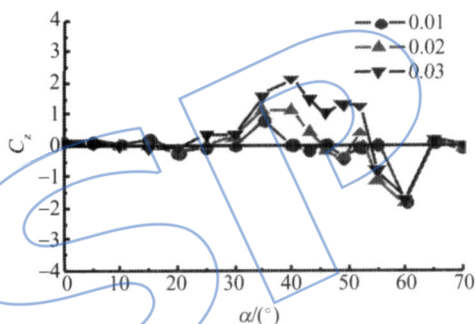


图6 喷管切向 90° 指向角吹气

Fig. 6 Tangential jet blowing with pointing angle 90°

图7显示了喷管指向角 180° 吹气的侧力系数曲线, 此时吹气方向与来流正好相反. 在 $0^\circ \sim 70^\circ$ 迎角之间, 吹气都起到了非常好的对侧力的控制作用, 侧力系数的绝对值(不扣除不吹气状态侧力值)被限制在 0.5 以下, 这说明向前吹气是一种非常好的削弱侧向力的方法. 此时吹气量的影响差别不大, 但 C_u 大效果会稍微好一些.

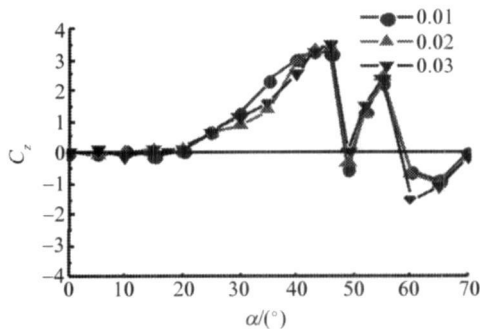


图7 喷管切向 180° 指向角吹气

Fig. 7 Tangential jet blowing with pointing angle 180°

图8显示了喷管指向角 270° 吹气的侧力系数曲线, 50° 迎角之前, 气量 $C_u < 0.03$ 时吹气对侧

力的影响都比较小, 而 $C_{\mu} = 0.03$ 和 0.06 的吹气量的影响就比较大; 55° 迎角之后小吹气量 $C_{\mu} < 0.03$ 对侧力的减小效果比大吹气量反而更好, 尤其是在 55° 时基本把侧力控制为零. 这个吹气方向的侧力对吹气量非常敏感, 利用主动的调节气量控制方式可以取得最佳的控制效果.

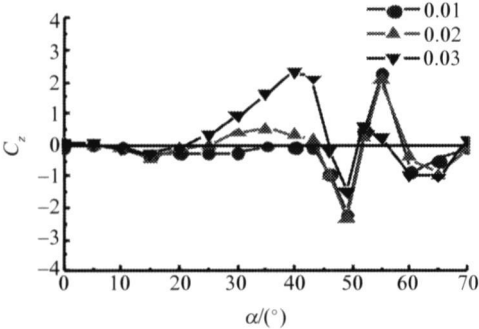


图 8 喷管切向 270° 指向角吹气
Fig. 8 Tangential jet blowing with pointing angle 270°

图 9 和 10 可以看出喷管指向角 300° 和 330° 吹气都使在 50° 迎角以下对侧力的影响都是减少侧力的. 从图中可以看出吹气量越大, 其对侧力的控制力也就越大. 其中 330° 使用 $C_{\mu} = 0.03$ 的吹气量时, 基本上消除了 $0^{\circ} \sim 50^{\circ}$ 迎角内的侧向力, 对大迎角飞行时的航向稳定性有相当大的帮助, 如图 11 所示.

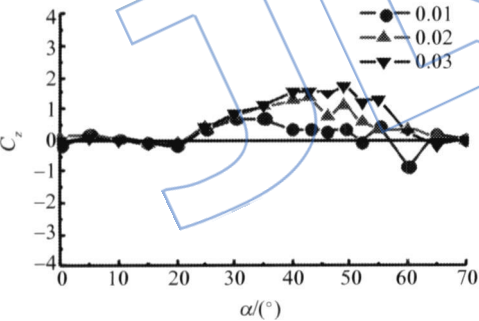


图 9 喷管切向 300° 指向角吹气
Fig. 9 Tangential jet blowing with pointing angle 300°

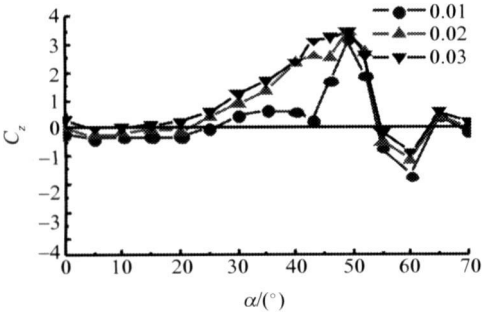


图 10 喷管切向 330° 指向角吹气
Fig. 10 Tangential jet blowing with pointing angle 330°

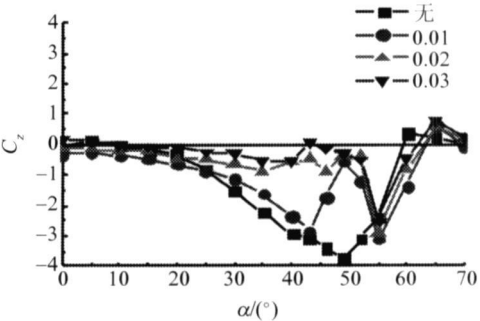


图 11 喷管切向 330° 指向角吹气(未扣除喷管影响)
Fig. 11 Tangential jet blowing with pointing angle 330°
(With the influence of the nozzle)

图 12 为带喷管圆锥和光圆锥侧力曲线比较. 图中可以看出在头部加了喷管之后, 在中小迎角 (35° 以下) 变化很小. 在 $40^{\circ} \sim 55^{\circ}$ 迎角之间, 喷管的作用减少了侧滑力的大小, 并且使侧滑力的反向发生的迎角有所提前. 通过实验可以看出除 0° 喷管指向角以外, 其他大多数喷管指向角的喷管的影响都变化不大, 均在小程度上减少了其最大侧力值, 但是对侧滑力曲线的形态影响不大. 因此, 由于喷管的存在而引起的侧滑力变化和吹气的控制能力相比还是较小的.

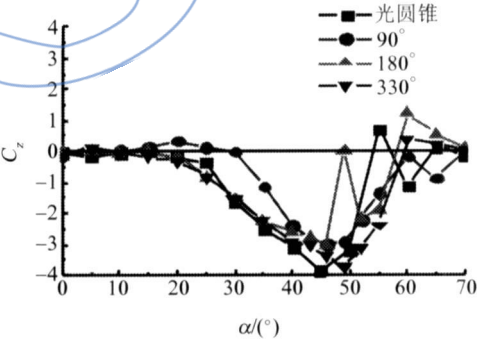


图 12 带喷管的圆锥和光圆锥的侧力比较
Fig. 12 Side force compare between cone cylinders with
and without the nozzle

2. 2 椭圆截面柱体头部吹气对侧力的控制

2. 2. 1 椭圆截面柱体头部左侧喷管吹气

如图 13 所示, 椭圆截面柱体头部左侧喷管指向不同指向角吹气的侧力曲线走向一致, 但是不同指向角吹气对侧力减小的效果不同. 与锥柱体不同, 在椭圆截面柱体上, 180° 喷管切向吹气效果差, 以 300° 和 330° 吹气的侧力小, 最大的侧力值被控制在 1 以内, 吹气动量 C_{μ} 在 0.02 与 0.03 之间对侧力的影响的差别不大.

2. 2. 2 椭圆截面柱体头部右侧喷管吹气

右侧喷管切向吹气的曲线与左侧喷管的切向

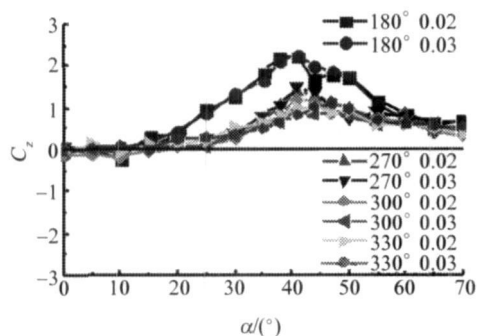


图13 左侧孔喷管切向吹气侧力

Fig. 13 Side force with tangential jet blowing on the left side

吹气对侧力影响有所不同如图14所示。 $0^\circ \sim 120^\circ$ 之间基本是一个趋势, 180° 时侧力峰值明显减小, 而 $270^\circ \sim 330^\circ$ 的切向吹气不但使 40° 的峰值减小得更多, 而且将峰值延迟到 50° 之后出现, 300° 切向吹气甚至将峰值延迟到 55° , 而且得到的侧力值也是最小的。

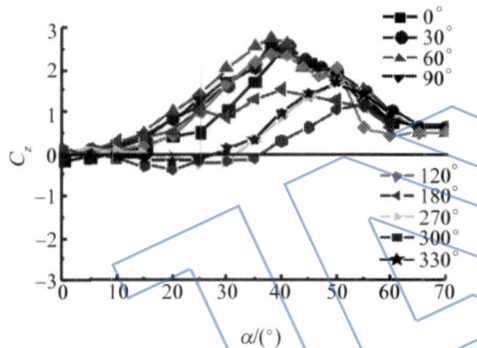


图14 右侧孔喷管切向吹气侧力系数

Fig. 14 Side force with tangential jet blowing on the right side

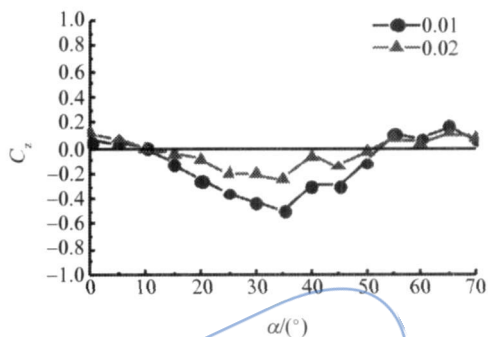
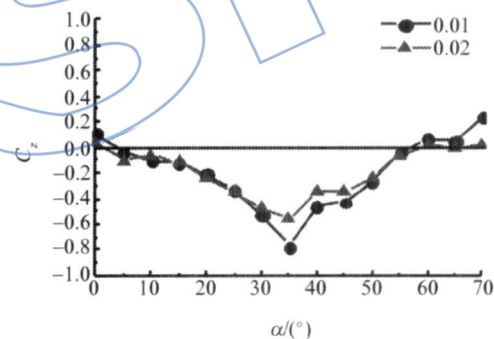
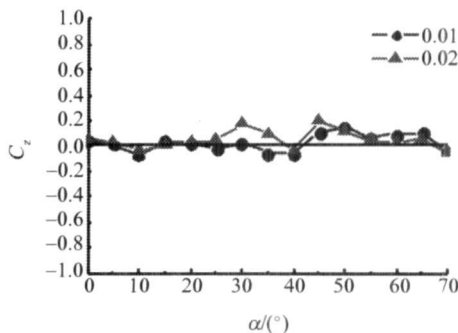
分析得到椭圆柱体头部的切向吹气在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 整个迎角范围都能有效减小侧力值, 吹气的气量对侧力影响效果不明显, 指向角在 $270^\circ \sim 330^\circ$ 之间吹气会取得比较好的控制效果, 尤其是 300° 附近对侧力的影响效果更好, 不但减小了侧力值, 而且将峰值延迟推后。左侧孔的指向角 300° 吹气得到了最小的侧力系数, 接近于1。

2.3 带棱截面柱体头部吹气对侧力的控制

图15至图18分别是带棱柱体上指向角为 $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ 时的侧力曲线, 即吹气方向分别为后右前左(喷管在模型右侧)。 C_μ 采用0.01和0.02比较。图中可以看出对于带棱截面柱体, 吹气的作用使模型上的侧滑力增加。大的吹气量对侧滑力的影响较小, 而小的吹气量反而对增加模

型上的侧滑力更有利。因此, 在带棱截面前体上, 喷管切向吹气可以作为飞行器大迎角机动时的一种航向控制手段。

图19是喷管各个指向角吹气的侧滑力绝对值(未扣除喷管影响)曲线。图中可以看出在各个喷管指向角, 喷管对侧滑力的影响是很小的。在 90° 和 270° 指向角吹气具有较大的侧滑力, 即航向控制能力, 可作为控制手段的选择。

图15 喷管切向 0° 指向角吹气
Fig. 15 Tangential jet blowing with pointing angle 0° 图16 喷管切向 90° 指向角吹气
Fig. 16 Tangential jet blowing with pointing angle 90° 图17 喷管切向 180° 指向角吹气
Fig. 17 Tangential jet blowing with pointing angle 180°

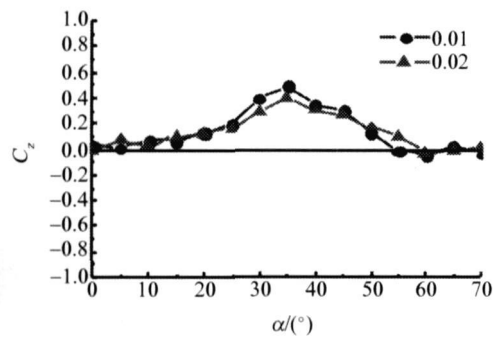


图 18 喷管切向 270° 指向角吹气
Fig. 18 Tangential jet blowing with pointing angle 270°

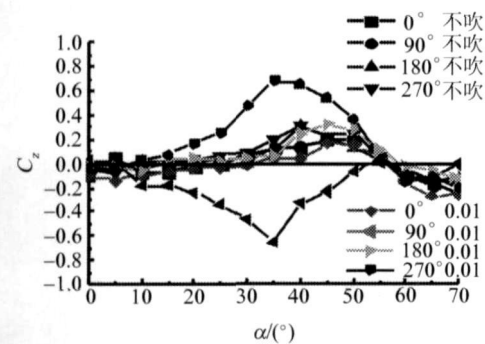


图 19 喷管切向吹气(未扣除喷管影响)侧力
Fig. 19 Side force of tangential jet blowing
(With the influence of the nozzle)

3 结论

利用头部吹气, 对于不同的机身截面外形的

模型来说, 都会对非对称涡的特性产生影响, 进而影响侧向力, 但是影响的程度不同. 法向吹气可以有效地减小圆锥柱体所受的侧向力, 但是对椭圆和带棱截面柱体的侧向力影响非常小. 喷管切向吹气对三种模型的侧向力都有很好的影响, 圆锥柱体各个角度喷管切向吹气都可以减小侧力, 其中以 180° 的效果最好. 而 300° 和 330° 则可以避免静态时出现的侧力突然变向的情况, 对于稳定航向非常有帮助. 椭圆截面柱体的喷管切向吹气在 300° 和 330° 取得了很好的效果, 既可以减小侧力还可以延迟非对称性的发生. 带棱截面柱体的喷管切向吹气则会产生增大侧向力的作用, 但是增幅不大, 90° 和 270° 喷管指向角的效果最好. 小气量吹气对带棱截面前体的航向控制效果更好. 实验发现吹气位置越靠近头部, 对侧力的控制效果越明显.

参考文献:

[1] Ericsson L E, Beyers M E. Fluid mechanics considerations for successful design of forebody flow control[R]. AIAA-Paper 2000-2320.
[2] Williams D. A review of forebody vortex control scenarios [R]. AIAA Paper 97-1967.
[3] Matthew J. Experimental investigation of slot blowing for yaw control on a generic fighter configuration with a chined forebody[R]. AIAA 95-1798-CP.
[4] Kenneth P I. F-15 forebody vortex flow control using jet nozzle blowing[R]. AIAA95-1800-CP.