

文章编号: 1672-9897(2012)05-0013-04

# 多喷口喷流对侧向喷流流场影响的 风洞试验研究

徐筠<sup>1</sup>, 徐翔<sup>1</sup>, 王志坚<sup>1</sup>, 姚来辉<sup>2</sup>

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000; 2. 北京电子工程总体研究所, 北京 100854)

**摘要:**侧向喷流控制研究一个很重要的目的在于了解、掌握喷流与来流的干扰, 寻找提高喷流控制效率的方法, 不同截面多喷流同时工作便是其中一种。多喷流同时作用时, 下游喷流会受到上游喷流的影响, 与直接来流干扰现象不同, 控制效率不同。针对这种情况,  $\phi 1\text{m}$  高超声速风洞从测压和测力两方面进行了多喷口喷流对侧向喷流控制影响的风洞试验研究。试验采用锥柱模型, 喷管均位于同一母线上, 喷管数目为单喷和三喷。结果表明: 上游喷流的低压区会影响下游喷流, 当喷流数目增加时, 喷流与来流的干扰与多个单喷的叠加完全不同。

**关键词:**侧向喷流控制; 高超声速风洞; 测力试验; 测压试验; 喷流干扰

**中图分类号:** V211.24 **文献标识码:** A

## Experimental investigation on multi-jet interference

XU Yun, XU Xiang, WANG Zhi-jian, YAO Lai-hui

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;  
2. Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China)

**Abstract:** One of the important purposes for lateral jet research is to understand and catch the rule of interaction between jet and coming flow, which aims at increasing jet control efficiency. Multi-jet on different cross-section is one way to increase the efficiency. Different from the single jet interaction, jets at the down flow will be influenced by the tail of upstream jets. Experiments including aerodynamic force measurement and pressure measurement were carried out in  $\phi 1\text{m}$  hypersonic wind tunnel of CARD C to investigate control efficiency changing with number of jets. A cone cylinder model was used as test model, and test jets were single jet and tri-jet lying on the same generating line. The results indicate that low pressure area of upstream jet will affect the jet interference of downstream jets, and when the number of jet increases, the interference of jets and coming flow is completely different from the superimposition of multiple single jet interference.

**Key words:** lateral jet control; hypersonic wind tunnel; force measurement; pressure measurement; jet interference

## 0 引言

随着航天飞行器的发展, 侧向喷流技术因其快速反应、机动灵活的特性, 越来越多地应用到飞行器姿态和轨道控制中<sup>[1-2]</sup>。在稠密大气层中飞行时, 喷流与来流发生干扰, 喷流改变了飞行器绕流环境, 影响飞行稳定性和控制效率。因此研究 RCS 喷流对飞行器的干扰影响, 对于准确预测喷流控制效率、确保飞行的稳定性、实现精确操纵和控制是至关重要的。

提高喷流控制效率的方法很多, 包括将喷流布置

在飞行器不同的位置<sup>[3]</sup>、采用不同型面的喷流出口<sup>[4]</sup>, 以及采用多喷流组合等方式<sup>[5]</sup>。当处于弹体不同截面的多喷流同时启动时, 位于下游的喷流会受到上游喷流影响, 造成喷流干扰效应发生改变。因此, 为了解多喷流同时工作时对模型的干扰, 在  $\phi 1\text{m}$  高超声速风洞进行了不同截面喷流对侧向喷流控制影响的风洞试验研究。

研究针对细长旋成体展开, 从流场结构、压力分布和气动力变化等方面对多喷口喷流干扰进行了探讨。

收稿日期: 2011-09-20; 修订日期: 2012-03-23

## 1 模拟方案

试验模型采用双锥头部旋成体,长细比达 11,尺寸数据均以底部直径无量纲化。试验中喷管组合为:单喷,喷管中心位于  $0^\circ$  母线(负迎角时迎风面对称于午线位置),距离头部尖点 4.4;三喷是在单喷后等间距增加两个喷口,喷口间距离为 0.5(见图 1)。测压试验在喷口所在母线上布置测压点,并对喷口之间和上、下游的位置进行了加密,间距 0.05;测力试验采用与测压试验相同外形进行测量。

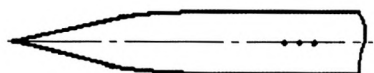


图 1 喷口布置方式  
Fig. 1 Sketch of jets distribution

试验采用常温空气作为冷喷流介质,模拟喷流发动机的内流场。主要模拟参数为喷流压比和喷流动量比。在满足外流条件、喷口出口几何缩尺的条件下满足  $\gamma M^2$  相等,推力系数相似<sup>[6]</sup>等。

## 2 试验装置与试验状态

试验在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)的  $\phi 1\text{m}$  高超声速风洞中进行,该风洞喷管出口直径  $\phi 1\text{m}$ ,运行时间 30s。采用压阻式压力传感器测量风洞前室总压  $p_0$ 、喷流总压  $p_{j0}$ 、模型表面静压  $p$ ,传感器精度优于 8‰。专门研制的环式 3 分量天平,静校精度优于 4‰。

试验状态:来流马赫数为 4;喷流压比为 195;迎角为  $-23^\circ, 0^\circ$ 。

## 3 喷流干扰流场

### 3.1 流场结构

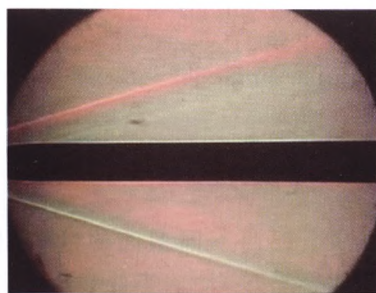
喷流干扰流场结构包括模型头部激波、分离激波、喷流弓形激波、马赫盘和再附激波等等,图 2 给出了喷流干扰的流场结构。

无喷流场照片中(图 2(a)),因为模型外流场未受到干扰,头部激波在模型上下两侧对称分布。

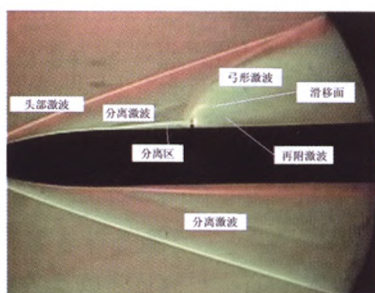
单喷工作时,喷流上游产生分离区和分离激波,并向模型头部延伸(图 2(b))。喷流弓形激波与模型头部激波发生干扰,在喷口的后上方形成  $\lambda$  波,使得头部激波和喷流弓形激波的方向变化。出射的喷流运动方向背离模型,而来流会使喷流的运动方向改变,因此在喷口位置后可观测到非常明显的再附激波;由于模型是三维旋成体,所以分离激波在空间位置上可能达到模型下侧,并对模型下侧流场产生干扰<sup>[2]</sup>。

负迎角时喷流位于迎风面位置,出射高度小,头部激波与弓形激波干扰剧烈,交点在喷口后上方附近;并且由于来流作用,二者干扰后产生的激波又重新作用到模型上,形成复杂的干扰流场;从纹影图像中看出,喷流上游的拓展不明显,但下游低压区在模型上延伸较远(超出纹影视窗之外)。喷流出射对背风面流场干扰明显。

三喷是在单喷之后等距位置增加了两喷口,喷管



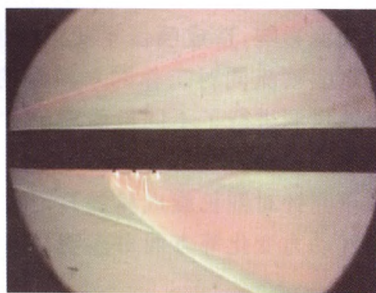
(a) 无喷流场照片



(b) 单喷流场照片,  $0^\circ$  迎角



(c) 单喷流场照片,  $-23^\circ$  迎角



(d) 三喷流场照片,  $0^\circ$  迎角



(e) 三喷流场照片,  $-23^\circ$  迎角

图 2 喷流干扰流场

Fig. 2 Flow field of jet interference

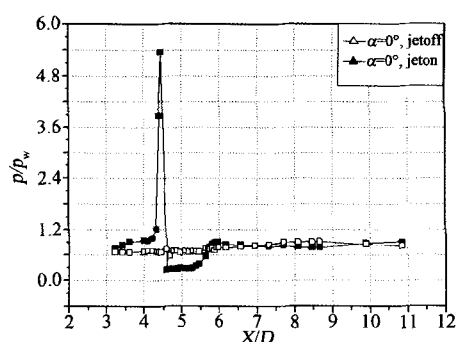
尺寸和出口参数与单喷一致,喷流总推力较单喷增加两倍,喷流之间存在着相互干扰。喷流推力增加导致喷流弓形激波角度增加;模型头部激波和喷流弓形激波的交点较单喷前移。由于第一股喷流的抽吸引射作用,其下游压力较来流时低,第二第三喷流的膨胀较第一喷流充分,并且喷流的出射高度逐渐增加,这也意味着靠后的喷流与来流的相互干扰不及第一股喷流剧烈。从纹影照片上看喷流后的再附激波位置较单喷后移,三喷干扰面积大于单喷干扰面积。

### 3.2 试验数据分析

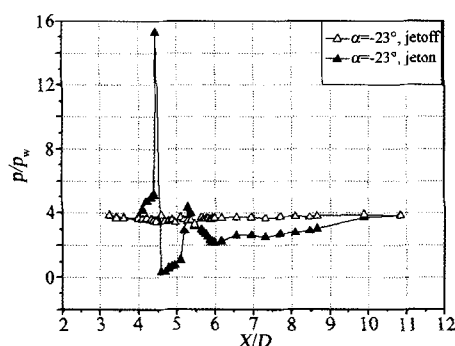
#### 3.2.1 测压试验数据分析

各压力曲线图横坐标为测压点所在母线各点距离头部的长度与底部直径之比( $X/D$ ),纵向坐标为试验测得喷流压力与来流静压之比( $p/p_w$ )。

图3(a)中 $0^\circ$ 迎角时,单喷流启动后,喷流上游分离区压力增加(轴向距离3.2~4.32,增量在50%左右);靠近喷口位置压力突增(增加到10倍);喷流下游压力减少(轴向距离4.58~5.27,减少量60%左右);随后压力逐渐升高,轴向距离5.79~5.96左右喷流再附,压力较无喷增加;之后压力恢复到无喷值。



(a) 单喷,  $0^\circ$ 迎角



(b) 单喷,  $-23^\circ$ 迎角

图3 单喷母线压力分布

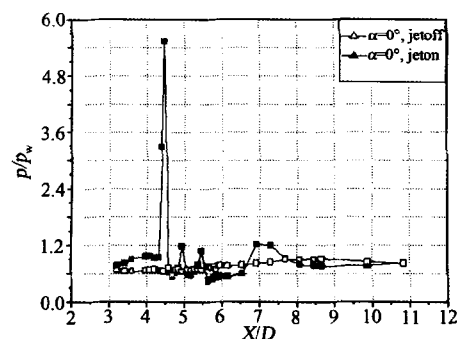
Fig. 3 Pressure distribution of single jet

$-23^\circ$ 迎角时(图3(b)),喷流位于迎风面位置,与来流的干扰加强:上游高压区面积减小,压力在轴向距离4.17~5.09时增加,与 $0^\circ$ 迎角时形成高压平台不同,此时越靠近喷流压力增加越多,峰值时增加到

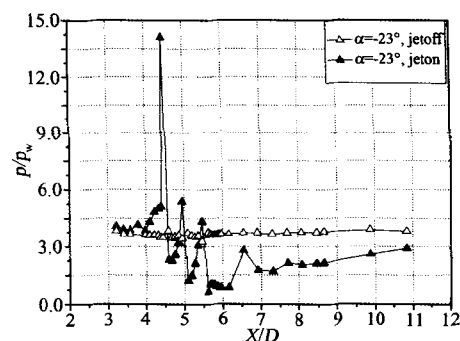
无喷的4倍。下游低压区面积增加,轴向距离4.18~5.18处,喷流后压力降低超过60%;轴向距离5.27~5.36,喷流再附导致表面压力略高于无喷值;轴向距离进一步增加时,喷流导致其下游压力降低并向模型尾部拓展。

单喷时,随迎角减小上游高压区面积减小,下游低压区面积增加。喷流下游会产生正方向的法向力,与喷流推力相反的力量,不利于喷流控制,迎角减小时,这种不利影响增加。

同一母线上的三喷流同时启动、 $0^\circ$ 迎角时(图4(a)),第一喷流上游形成高压区,其轴向距离大小、压力值都与单喷时基本一致。这意味着沿模型纵向布置方式的多喷流干扰对上游高压区的影响很小。



(a) 三喷,  $0^\circ$ 迎角



(b) 三喷,  $-23^\circ$ 迎角

图4 三喷母线压力分布

Fig. 4 Pressure distribution of tri-jet

第二喷流和第三喷流在各自上游产生较小的压力峰值,这与位于第一喷流的低压区有关。第二、第三喷流位于第一喷流尾部,与来流干扰较弱,造成压力回升。轴向距离6.9~7.31处,喷流再附,由于三喷流同时作用,所以再附距离较单喷时距离头部远(与纹影照片一致),且压力值较单喷时大(单喷再附压力约0.9,三喷再附压力约1.2)。

$-23^\circ$ 迎角时(图4(b)),第一喷流上游压力分布与单喷时一致;紧靠第二喷流和第三喷流的上游测压点捕捉到压力的增加(较无喷增加57%和29%)。三支喷流下游压力均较无喷值降低。喷流的再附位于轴

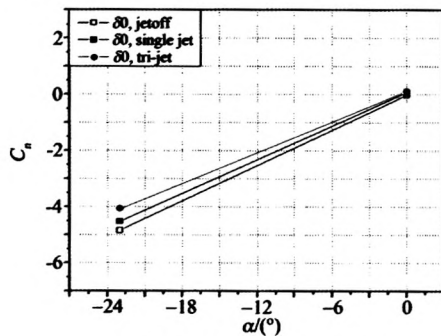


向距离 6.54 处,但压力值仍然小于无喷值,其后压力值较无喷更加减小,低压区一直影响到模型尾部。

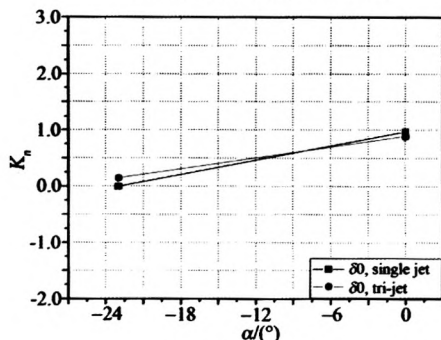
三喷流同时作用时,第一喷流上游的高压区基本没有影响,但大大增加了下游低压区的面积,并降低了低压区压力值,这种变化会降低模型上的法向力值。

### 3.2.2 测力试验数据分析

图 5 给出了测力试验结果。根据测压试验数据的分析,负迎角时,喷流射出后,喷流干扰产生正的法向力,且随喷流数目增加而增加,在图 5(a)中模型法向力较无喷增加,随喷流数目增加也很好地证明了这一点。



(a) 有、无喷流时的法向力系数



(b) 喷流放大因子

图 5 测力试验结果

Fig. 5 Results of force experiments

为衡量喷流干扰对喷流推力自身的影响,一般采用放大因子来表示。 $F_j$  为喷流自身推力, $F_i$  为喷流与来流的干扰作用在模型上的力。

$$K_n = \frac{F_j + F_i}{F_j} \quad (1)$$

喷流放大因子在  $-23^\circ$  迎角时略大于 0,即负迎角时喷流的控制力很大程度上被干扰效应抵消;而  $0^\circ$  迎角时略小于 1,喷流控制力得以恢复。

如公式(1)所示,喷流的推力放大因子以喷流总推力为基准看其变化量,由于三喷的总推力是单喷的三倍,因此反映到喷流推力放大因子时,三喷控制效率较单喷控制效率平稳。

## 4 结束语

试验针对多喷口喷流所带来的干扰流场结构变

化和喷口所在母线压力变化进行了研究,结果表明当喷流数目增加时,喷流与来流的干扰与多个单喷的叠加完全不同。

(1) 多喷流流场结构较单喷流复杂,喷流之间存在干扰,第二第三喷流位于第一喷流下游,出口环境压力低,所以出射高度较第一喷流高,对弓形激波干扰更大。

(2) 单喷和多喷对上游高压区的影响很小,这说明,当同一母线多喷启动时,下游喷流很难影响前面上游高压区。多喷下游压力较单喷下游压力降低更多,且在模型上拓展更远,对模型干扰较大。

(3) 在  $0^\circ$  迎角和负迎角时,高压区范围随迎角减小而减小, $0^\circ$  迎角时有压力平台, $-23^\circ$  迎角时高压区内压力增加但影响面积减小;角度减小时,喷流低压区面积增加,压力减小,喷流控制效率降低。

致谢:本次试验得到了  $\phi 1\text{m}$  高超声速风洞各设备运行人员的大力支持,他们为本项试验任务的顺利完成付出了心血,在此谨致谢意!

### 参考文献:

- [1] ROGER R P. The aerodynamics of jet thruster control for supersonic/hypersonic endo-interceptors: lessons learned[R]. AIAA-99-0804, 1999.
- [2] CASSEL L A. Applying jet interaction technology[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(4): 523-537.
- [3] SRIVASTAVA B. Lateral jet control of a supersonic missile: computational and experiment comparisons[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 140-146.
- [4] TOMIOKA S, JACOBSEN L S, SCHETZ J A. Interaction between a supersonic airstream and a sonic jet injected through a diamond-shaped orifice[R]. AIAA 2000-0088.
- [5] VITI V, WALLIS S, SCHETZ J A. Jet interaction with a primary jet and an array of smaller jets[J]. AIAA Journal, 2004, 42(7): 1358-1368.
- [6] 唐志共, 徐翔, 胥继斌, 等. 高超声速空气动力学试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.

### 作者简介:



徐 筠(1981-),女,四川巴中人,硕士。研究方向:高超声速空气动力学,流动显示。通讯地址:中国空气动力研究与发展中心(621000),电话:0816-2465873, E-mail: yongerne@163.com