

文章编号: 0258-1825(2004)04-0399-05

# 侧向控制喷流干扰流场特性数值研究

周伟江 马汉东 杨云军 纪楚群

(北京空气动力研究所 北京 100074)

**摘要** 侧向喷流是导弹在中高空进行姿态控制的重要手段。本文用数值方法求解 N-S 方程,模拟了二种带侧向喷流控制的喷流与绕流的干扰流场。通过定性流场结构和物面压力分布与实验结果的比较,数值模拟能较好地模拟侧向喷流与外流干扰产生的复杂流场特性。给出了合理的流场结构和干扰气动力特性,表明数值方法可以作为型号侧向喷流控制设计的研究手段。

**关键词** 横向喷流 喷流控制 数值模拟 复杂流动

中图分类号: V211.3 文献标识码: A

## 0 引言

侧向喷流是导弹在中高空进行姿态控制的重要手段。当喷流以高压高速喷入绕弹体的流场中时,两种气流的相互作用会在喷流附近的上下游区域形成复杂的干扰流场,从而引起对喷流控制作用的影响。这种影响的效果与喷流条件,以及喷流条件与来流条件的相对关系直接有关。因此研究弹体侧向喷流流动与绕弹体流动的复杂干扰流场,从而了解干扰流场对喷流控制效率的影响,是侧向喷流控制导弹设计中一个重要的课题<sup>[1]</sup>。

数值模拟是研究侧向喷流控制干扰流场的重要方法之一。近年来,计算流体力学方法以及计算机能力的不断提高,为开展这一研究提供了有利的条件<sup>[2-4]</sup>。由于侧喷干扰流场的复杂性,无论是实验还是计算都存在很大的困难,尤其定量的研究更是对各种研究手段的一种考验。从文献资料中发现,实验研究目前仍以流场结构的定性研究和干扰区物面的压力分布测量为主。也有一些干扰气动力的测量结果,但如何排除喷流对测量系统的影响,以及如何从整弹气动力大量中准确提取干扰气动力这一小量,对实验技术来讲是一个很大的考验。数值模拟同样存在问题,其困难主要是如何准确地模拟喷口周围的分离区流动。现有的文献结果普遍存在分离区大小模拟不好的问题。

本文用有限差分方法求解三维可压缩 N-S 方程,

数值模拟了有侧向喷流的两种弹体外形的绕流流场。文献[5]给出了第一种外形的侧喷干扰流场,进行的实验研究结果,包括干扰流场的结构和表面压力分布。通过与实验结果的比较,表明本方法可以比较准确地捕捉喷流干扰引起的分离流动,可以作为有侧喷控制导弹设计中喷流控制特性的有效预测手段。

## 1 数学方法

本文采用的控制方程为三维可压缩 N-S 方程。曲线坐标系下方程组的形式为

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{H}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{H}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

采用的数值方法为 Roe 的有限差分格式,详细方法参见文献[6]。

## 2 计算结果

计算的第一个外形为尖双锥加裙的外形,双锥之间观察窗造成的局部小的后向台阶。弹体模型总长 56.319cm,喷口距头部 35.814cm,喷口为  $3.096 \times 1.031 \text{cm}^2$  的矩形。 $M_\infty = 8.01$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 6.984 \times 10^6/\text{m}$ 。喷口条件为  $V_j/a_\infty = 3.986$ ,  $T_j/T_\infty = 1.838$ ,  $P_j/\rho_\infty a_\infty^2 = 24.524$ ,  $\rho_j/\rho_\infty = 18.680$ 。

首先进行了无喷流流场计算。图1为无喷流时三个子午面压力分布与实验结果的比较。从图中可见,三个子午面压力分布非常重合,表明 Roe 格式计

\* 收稿日期: 2003-05-15; 修订日期: 2003-07-22.

作者简介: 周伟江(1962-)男,北京空气动力研究所研究员,主要从事飞行器定常、非定常流动的数值研究和应用。

算结果具有较好的对称性,而且计算结果与实验符合较好,在无喷流的情况下,可以给出正确的定量结果。

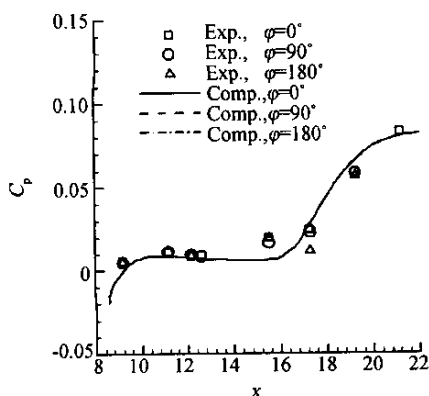


图1 无喷流物面压力与实验结果比较

Fig.1 Comparison of pressure distribution with experimental data with jet off

图2为有喷流时的对称面和物体表面压力等值线。喷流从喷口喷出后,与来流产生很强的干扰,在喷口的上游可以看到很大的分离区(图3),但很高的来流速度使分离的纵向区域压得很小,由于喷流前分离区的存在形成了喷口前的分离激波,使无喷流时处于后台阶后的再附压缩激波变得不明显。边界层的高速气流与喷流干扰的结果在喷流的前方形成非常强的喷流弓形激波,这道激波比弹体头部斜激波强得多,两个激波干扰以后并没有明显地改变喷流弓形激波的方向。由于高的喷流压力比,喷流除在喷口附近产生喷流桶形激波和Mach盘外,喷流流动冲过原来的激波层达到很高的高度。由于喷流的存在,喷口后的裙部压缩激波较原来明显减弱,从而使裙部压力下

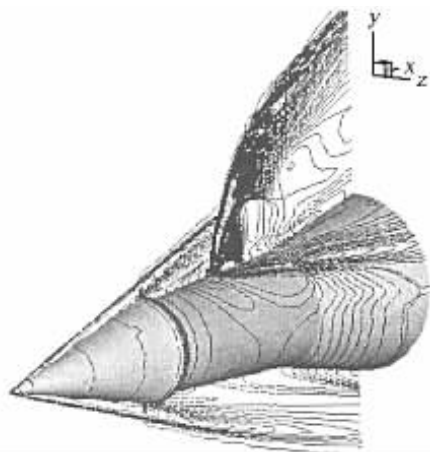


图2 有喷流三维压力等值线图

Fig.2 3-D pressure contours with jet on  
万方数据

降,这部分对喷流控制效率有不利的影响。图4为喷口下游截面上的速度矢量图, $x=17.0$ ( $x$ 以头部顶点为原点,以 $L=2.54\text{cm}$ 无量纲化)截面已扩展到约 $140^\circ$ 子午线,已越过水平子午线到达喷流的另一侧,即产生喷流的环绕效应。

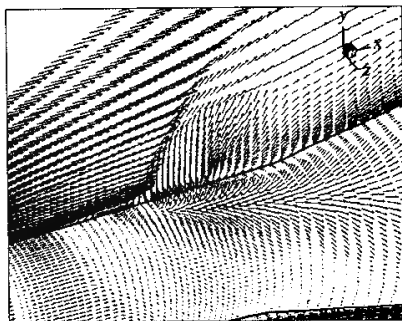


图3 有喷流对称面和物面速度场

Fig.3 Velocity on symmetric plane and near body surface

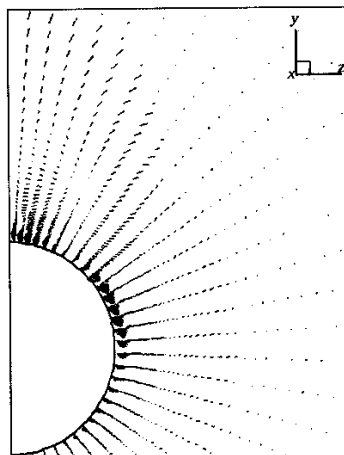


图4 截面速率矢量( $x=17.0$ )

Fig.4 Velocity on section plane

图5中给出了有喷流时物面压力分布与实验结果的比较。图5(a)为喷口所在子午面上压力,由于喷流与外流的干扰作用在喷口前产生了很大的分离区,喷口前后的压力分布与无喷流时比较发生了很大的变化,图中左边压力急剧下降的区域为后台阶处的气流膨胀区,过后向台阶后压力开始恢复,无喷流时压力恢复到一定程度后变得平坦,有喷流时由于存在喷口前的分离流动,物面压力由于气流产生分离激波而进一步快速上升,达到峰值后由于喷口前反向旋涡

的存在形成压力波谷。喷口后气流由于喷流的抽吸作用压力非常低,随着远离喷口压力迅速恢复。图 5 (b)为与喷口相对子午面上的压力分布,图 5 (b)中实验压力分布在  $x \approx 12.5$  和  $x \approx 16.0$  两点之间有明显的压力升,数值计算较好地刻划出了这种变化。

第二种外形为球锥柱外形。喷口在锥柱联接处 0.5 倍球头半径的下游,喷口半径  $R_j$  为 0.2 倍的头部半径。来流 Mach 数为 5.0,攻角  $\alpha = 0^\circ$ 。喷流以声速在迎风面垂直向下喷射,喷流与来流的压力比  $p_j/p_\infty$  分别为 20,50,100。为了捕获喷流及其干扰流场,在喷口附近,物面附近,喷口前后的分离区,喷流与外流激波发生干扰的区域,进行不同程度的网格加密,网格节点数为  $100 \times 71 \times 59$ 。

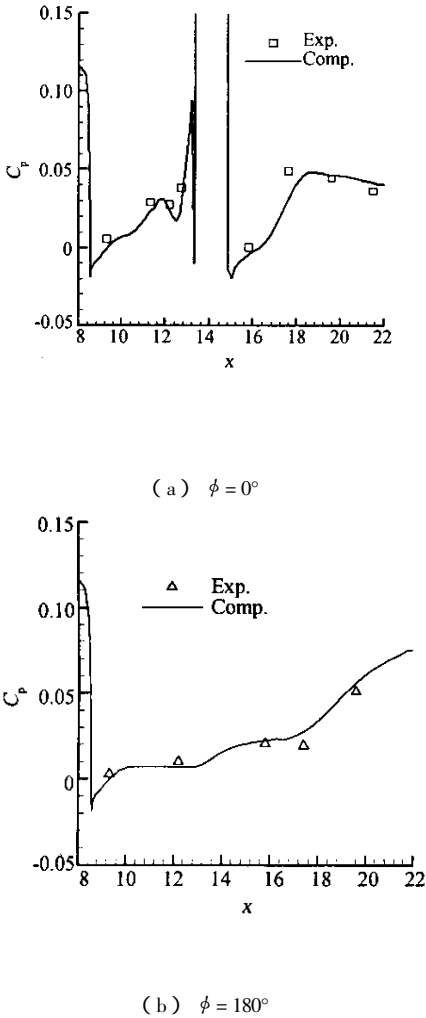


图 5 有喷流时的物面压力分布

Fig.5 Surface pressure distribution

图 6 中给出了三个压比下对称面 Mach 数等值线,从图中可以看出干扰流场波系结构随喷口压比的变化。由于来流 Mach 数较高,喷口前除分离区均为

超声速流动,头部附近的脱体激波不受喷流的影响,在零攻角下呈现很好的对称性。喷流的存在阻碍了迎风面气流的流动,在喷口前形成分离流动,物面附近的流动受分离流的作用,产生分离激波,激波层内超声速气流受喷流阻碍后在喷流前产生喷流弓形激

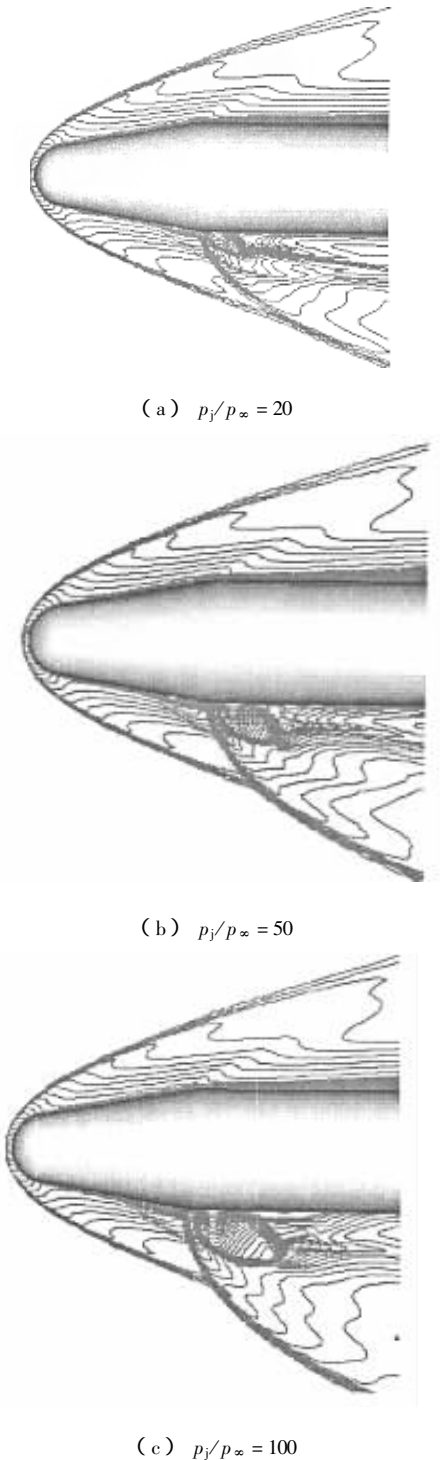


图 6 对称面马赫数等值线

Fig.6 Mach number contours on symmetric plane

波,这道弓形激波与头部脱体激波相交后形成 $\lambda$ 激波,通过 $\lambda$ 激波达到上下游流动压力、速度的匹配,喷流出口附近高压喷流与外流之间以明显的剪切层分隔。随着压比的增大,喷流区迅速扩大,喷口前的分离激波和弓形激波也明显增强,喷流弓形激波下游形成的剪切层范围也明显扩展。喷口的下游为压力比较均匀的低压区,随着喷口压比的增大,低压区范围也扩大。

图7为对称面上的流线,喷口前可看到明显的分离区,喷口前分离区存在三个分离涡,一个是形成分离激波的主分离涡,第二个是主分离下面与主分离涡反向旋转的二次分离涡,主分离涡与喷流之间为了达到速度的匹配,在喷口前拐角上又形成第三个旋涡,方向与主分离涡相反。随压比增大,喷口前分离区向上游发展,喷流与外流的分界流线迅速外推。图8为喷口附近的物面极限流线,喷口的下游,对称面上为再附线,两侧为分离线,这条分离线是喷口下游的流动产生横向分离造成的,随着压比的增大,横向分离范围也越来越大。图8中喷口前流谱最上游的闭式分离线为主分离涡的分离点,喷口前的再附线为主分离涡的再附点,同时本文模拟还给出了主分离涡下的二次分离涡,中间的分离线和再附线分别为二次分离涡的分离点和再附点。这些分离线和再附线离开对称面后拖向下游,围成了喷流与主流的干扰区,干扰区内有两个拖向下游的马蹄涡。在本文的三个压比下,主分离线都越过了 $90^\circ$ 水平子午线,部分干扰区达到背风区。压比越大,主分离线越靠前,二次分离区也越大,主分离越过水平子午线的位置移向上游,表明干扰区在背风区的范围更大。图9为喷口中心所在子午线上的物面压力分布与无喷流时压力分布的比较,无喷流时高速气流绕过头部产生剧烈膨胀,在锥面压力变化很小,在锥柱联接处气流又继续膨胀,压力又有一个小的下降,当有喷流时,喷口前分离流动使前方来流抬起产生压缩激波,压力升高,形成喷流前方的第一个压力波峰,在二次分离涡的下方,压力较低,主分离涡再附线附近由于再附流动的冲击又形成一个很高的压力峰值,这个压力峰值比第一个压力峰值高得多,但范围却要小得多,而紧跟着再附点的下游喷流前拐角上的分离涡,由于喷流的抽吸作用此处的压力又剧烈下降,到喷口处又迅速恢复到喷流压力。喷口后同样由于喷流的剧烈的膨胀效应,压力急剧下降,随着气流流向下流,压力逐渐恢复。可以看到由于喷流与来流干扰产生复杂的干扰流场,干扰

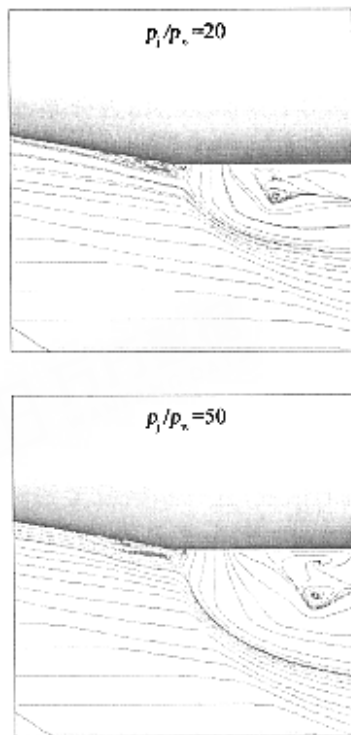


图7 对称面流线

Fig.7 Streamlines on symmetric plane

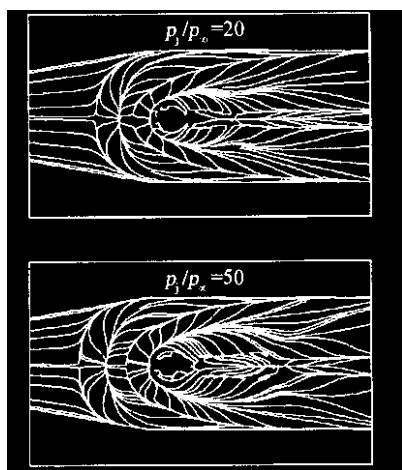


图8 喷口附近物面极限流线

Fig.8 Limited streamlines near jet

区压力呈现非常复杂的变化过程。与无喷流压力比较,有喷流时喷口前的压力基本上都大于无喷流情况,对升力产生正的放大效应,喷口后的压力基本上都小于无喷流情况,对升力产生负的放大效应。随着压比增大,上游干扰区压力升高点和第一个压力峰值位置前移,峰值增大,第二个压力峰值位置基本不受压比的影响,但峰值压力升高明显。随压比增大,喷流对下游低压区的影响范围快速扩大,压力恢复到无喷流情况所需的距离增大。表1中给出了 $p_j/p_\infty$ 为20,50,100时喷流干扰产生的法向力增量 $\Delta C_N$ 和法



向力放大系数  $K_F$ 。从表中可见  $\Delta C_N$  随压力比增大呈现非线性增加,若各段的变化假设为线性,则  $p_j/p_\infty$  从 20 到 50  $\Delta C_N$  的斜率为 0.00020,而 50 到 100 的斜率只有 0.00013。而推力随压力的增大是呈线性增大的,因此放大系数  $K_F$  随压比增大而下降。分析原因可能有两个,一个是高压比下尽管喷口前的有利干扰区增大,但喷口后的不利干扰区也迅速扩大,第二是干扰区越过水平子午面的部分  $\Delta C_N$  增大,对法向力产生负影响。因此尽管压力比增大法向力增量增大,但放大系数反而下降。

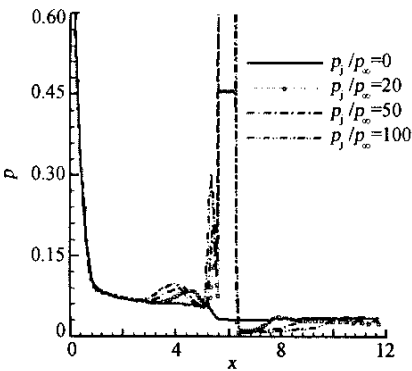


图 9 喷口所在子午面压力分布

Fig.9 Pressure distribution on jet located meridian

表 1 干扰气动力计算结果

Table 1 Computed interference aerodynamic forces

$p_j/p_\infty$	$\Delta C_N$	$C_T$	$K_F$
20.0	0.0243	0.0762	1.3187
50.0	0.0302	0.1904	1.1586
100.0	0.0367	0.3809	1.0962

3 结 论

本文用有限差分格式求解 N-S 方程,数值模拟了二种带侧向喷流控制的弹头喷流与外流的干扰流场,给出了合理的流场结构。通过定性流场和物面压力分布与实验结果的比较,表明数值模拟能较好地模拟侧向喷流与外流干扰产生的复杂流场特性以及干扰气动力特性。本文方法可以作为型号侧喷控制设计的研究手段。

参 考 文 献：

[ 1 ] GRAHAM M J, WEINACHT P. Numerical simulation of lateral control jets[ R ], AIAA 99-0510, 1999.

[ 2 ] 周伟江,弹体侧向喷流控制干扰流场数值模拟[ C ],第十一届全国计算流体力学会议论文,2002.( Zhou Weijiang, Numerical simulation of interaction flowfields of lateral jet on missile body[ C ]. 11th National Conference of CFD, 2002. )

[ 3 ] 庞勇、贺国宏,高超声速流场中侧向喷流效应的数值模拟研究,第十届全国高超声速气动力(热)学术交流会论文[ C ],1999.( Pang Yong and He Guohong, Numerical study of lateral jet in hypersonic flow[ C ]. 10th National Conference of Hypersonic Flow. 1999. )

[ 4 ] 黎作武,喷流干扰及反作用控制系统气动力特性数值模拟研究[ C ],第十一届全国计算流体力学会议论文,2002.( Li Zuowu. Numerical study of aerodynamics of jet interaction and RCS[ C ], 11th National Conference of CFD, 2002. )

[ 5 ] CHAMBERLAIN R R. Calculation of three-dimensional jet interaction flowfield[ R ], AIAA 90-2099, 1990.

[ 6 ] 朱自强等,应用计算流体力学[ M ],北京:北京航空航天大学出版社,1998,北京.( Zhu Ziqiang. Applied Computational Fluid Dynamics[ B ]. The Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, Beijing. )

Numerical study of interactive flowfields with lateral jet

ZHOU Wei-jiang, MA Han-dong, YANG Yun-jun, JI Chu-qun

( Beijing Institute of Aerodynamics, Beijing 100074, China )

**Abstract :** Lateral jet is an important means for missile control in high altitude. In this paper, two kinds interaction flowfields with lateral control jet are studied numerically by solving N-S equations. Through comparison of flowfield structures and pressure distributions with experimental data, it can be seen that complicated interactive flowfield features are simulated correctly. The results shown that the numerical methods can be used as useful means in missile lateral control jet design.

**Key words :** lateral jet ; jet control ; numerical simulation ; complicated flow