

文章编号: 0258-1825(2010)04-0421-05

## 侧向喷流数值模拟精度及实验验证研究

陈坚强, 江定武, 张毅锋

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**对喷流干扰研究中的数值模拟精度进行了讨论,结合相关实验重点分析了不同计算格式、限制器形式、网格拓扑及流动形态(层流与湍流)对喷流干扰流场结构、气动力特性和压力分布特性的影响。在上述研究的基础上,进一步对比分析了计算与实验所得到的有喷与无喷之差及干扰因子之值。研究表明,目前CFD与实验之差主要表现在轴向力和俯仰力矩,法向力、有喷与无喷之差及干扰因子之值计算与实验两者基本一致,出现差别的原因主要是对大细长比弹体后体压力分布模拟存在一定差异。

**关键词:**侧向喷流干扰;数值模拟;CFD与实验对比;力/力矩放大因子。

**中图分类号:**V211.3      **文献标识码:**A

### 0 引言

侧向喷流控制就是通过喷流反作用力和喷流与来流相互作用产生的干扰力,对飞行器进行姿态控制或提供直接机动力。侧向喷流控制技术具有众多的优点,如响应时间短,能在飞行动压很小的低速和高空(此时气动控制面效率很低或不再起作用)的情况下起到相当好的控制作用,因而近年来深受国内外学者的广泛关注<sup>[1-11]</sup>。对于喷流干扰这一复杂现象,由于实验研究具有一定的难度,尤其是多喷口情况,因此采用CFD进行流动机理及干扰效应研究已成为重要的研究途径。本文作者在这方面开展了大量研究,发展并建立了相关的计算方法及软件,给出了该类流动的流场细节,取得了一批结果<sup>[14-15]</sup>,同时被用于试验研究的预测。但是,由于喷流干扰的复杂性,对于计算方法、流动模型及网格拓扑等因素对计算结果精度的影响研究开展仍不够充分,对于CFD与实验结果的相互对比分析工作开展不够。本文主要针对侧向喷流干扰数值模拟中的精度问题进行研究,重点开展CFD与相应实验结果的对比分析,分析存在差别的原因,为进一步开展相关研究提供技术参考。

### 1 研究途径

数值模拟研究中采用有限体积方法求解一般坐

标系下的、完全气体三维无量纲化的NS方程。对于对流项离散,采用具有高分辨率的NND格式。此类格式由网格模板、插值限制器和通量分裂方法三个基本要素组成,其具体形式和构造原理内容十分丰富。其中插值限制器 Limiter 是为了防止在激波附近的解产生过冲或过膨胀现象而采用的限制器。数值通量采用矢量通量分裂法或者通量差分方法得到,本文中主要采用 Steger-Warming 分裂和 Van Leer 分裂两种矢量通量分裂形式。对于粘性项,采用具有二阶精度的中心格式离散。为提高计算效率,采用了LU-SGS隐式算法。为了正确模拟喷流干扰复杂流动,必须考虑湍流效应。本文采用标准的  $k-\epsilon$  模型和 Spalart 和 Allmaras<sup>[12]</sup>发展的、考虑近壁影响的一方程涡粘性 SA 模型及由 Menter<sup>[13]</sup>提出的二方程 SST (Shear Stress Transport) 湍流模型。此外,采用分块对接网格技术,生成高质量的贴体计算网格,以精确模拟喷口截面。相关更详细的描述可参见文献[11]。

相关测力/测压试验在中国空气动力研究与发展中心超高速研究所的  $\phi 1\text{m}$  高超声速风洞中进行。

### 2 结果分析

为了确定所采用的计算格式及湍流模型,在对典型带单喷口的流动进行了对比分析的基础上(具体分析见文献[14]),本文针对多喷口流动(三个喷口 case)

\* 收稿日期:2009-05-05; 修订日期:2009-08-21

基金项目:国家自然科学基金项目(90816011)

作者简介:陈坚强(1966-),男,浙江上虞,博士,研究员,主要从事计算流体力学方法及复杂流动数值模拟等方面的研究。E-mail: jq-chen@263.net.

开展了侧向喷流气动干扰效应数值模拟理论模型研究,完成了侧向喷流气动干扰效应数值方法、湍流模型及计算格式研究。

图 1~图 2 分别给出了层流与湍流计算所得的压力云图以及对称面和物面的极限流线,计算中采用原始变量 NND 格式, minmod 限制器, Steger-Warming 矢通量分裂方法, 湍流模型采用两方程的  $k-\omega$  SST 模型以及一方程 SA 模型, 从中可以清晰地看出层流与湍流计算结果的差别。层流计算的分离区远远大于湍流计算的分离区, 分离结构也更复杂, 环绕效应比湍流情形时也要大的多, 体现在法向力上就是层流计算的法向力比湍流计算的要高(2%~4%), 两种湍流模型计算结果差别不大。

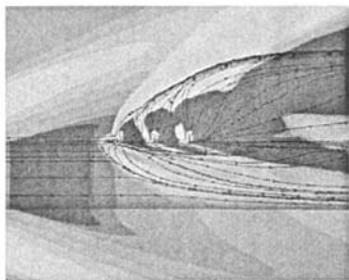


图 1 湍流计算压力云图与极限流线  $k-\omega$  SST  
Fig. 1 Pressure contours and limit streamlines for turbulence computation  $k-\omega$  SST

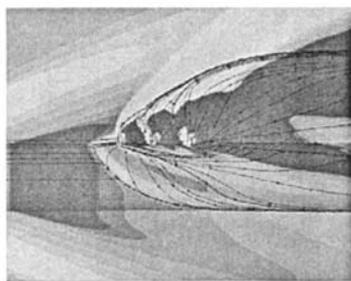


图 2 层流计算压力云图与极限流线  
Fig. 2 Pressure contours and limit streamlines for laminar computation

图 3 示出了层流和湍流计算所得  $0^\circ$  子午线压力分布的比较, 从中可以看出, 层流与湍流计算结果在喷口上游差别非常大, 两种湍流模型之间差别比较小。图 4 给出了采用原始变量 NND 格式, Steger-warming 矢通量分裂方法, 不同限制器情形下湍流计算得到的  $0^\circ$  子午线压力分布比较。不难发现, 采用限

制器确实起到了防止在激波附近的解出现过冲以及过膨胀现象的作用, 除了 zero 外, 其他几种限制器计算所得分离区长度差别不大, 但这其中 minmod 又与其它二者略有差别。

为了进一步考核 CFD 对喷流干扰结果预测的准确性, 我们将 CFD 结果同相关的实验结果进行了对比分析, 重点以一个喷管(1c)情况为基准。表 1 给出了测力的试验条件, 表 2 给出了计算中所采用方法、湍流模型等不同组合形式。图 5 给出了典型状态下(一个喷口 1c, 试验参数见表 1)的对比。对于不同的计算格式、限制器及湍流模型组合形式, 其差别主要体现在轴向力, 而对于法向力及俯仰力矩的影响并不明显, 这主要是不同组合对喷口前后的分离区影响比较明显(从上面分析已知), 从而影响了轴向力的变化。

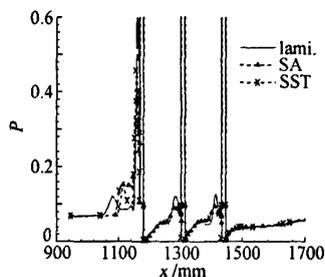


图 3 层流和湍流计算所得  $0^\circ$  子午线压力分布比较  
Fig. 3 Pressure distribution along symmetrical line for laminar and turbulence computation

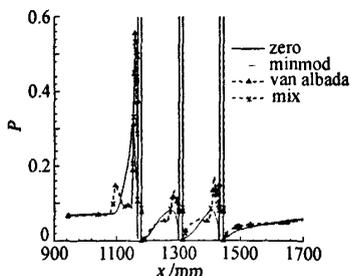


图 4 不同限制器情况下  $0^\circ$  子午线压力分布  
Fig. 4 Pressure distribution along symmetrical line for different limiters

表 1 测力试验流动参数

Table 1 Test paramters for force measurement

$M$	$Re/m^{-1}$	$P_\infty/kPa$	$T_\infty/K$	$P_j/kPa$	$T_j/K$	$M_j$
5	$1.51E+07$	1.17	55.585	229	117	2.59

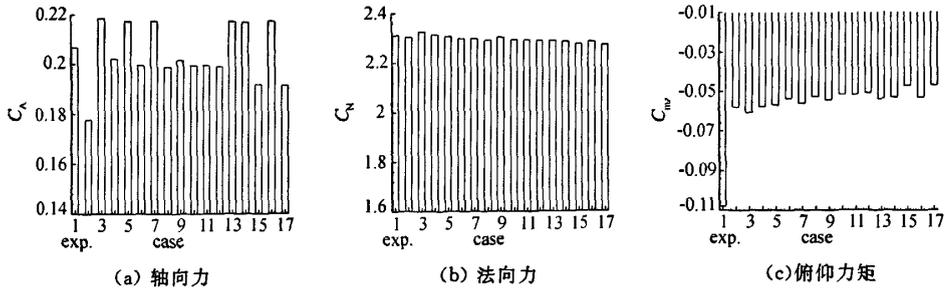


图 5 气动力比较

Fig. 5 Comparison for aerodynamic force coefficients

表 2 计算格式、限制器及湍流模型搭配

Table 2 Schedule of difference scheme, limiter and turbulence models

case	格式	限制器	流动形态
exp(1)	----		
2	NND <sub>PV</sub>	minmod	层流
3	NND <sub>PV</sub>	minmod	SA
4	NND <sub>PV</sub>	minmod	$k-\omega$ SST
5	NND <sub>PV</sub>	mix	SA
6	NND <sub>PV</sub>	mix	$k-\omega$ SST
7	NND <sub>PV</sub>	vanleer	SA
8	NND <sub>PV</sub>	vanleer	$k-\omega$ SST
9	Roe	minmod	$k-\omega$ SST
10	Roe	van albada	$k-\omega$ SST
11	Roe	mix	$k-\omega$ SST
12	Roe	vanleer	$k-\omega$ SST
13	ausmpw	minmod	SA
14	ausmpw	mix	SA
15	ausmpw	mix	$k-\omega$ SST
16	ausmpw	vanleer	SA
17	ausmpw	vanleer	$k-\omega$ SST

为了分析整体气动力 CFD 与试验差别的原因,我们进一步开展了压力分布的对比分析。表 3 给出了测压试验条件。图 6 给出了上下对称迎风面上压力分布,整体符合程度令人满意,只是在弹身后部( $x > 600$ )计算结果低于试验值,从而导致计算所得的俯仰力矩偏小。图 7 给出了有喷与无喷之差数据及干扰因子的对比。CFD 结果与实验结果两者符合很好,尤其是力矩干扰因子的结果两者基本一致。这表明,只要对无喷情况下的 CFD 结果与实验结果进行较好校合,利用有喷与无喷之差、干扰因子数值以及无喷条件下的数据,就可以较好地得到有喷情况下的结果。

表 3 测压对比流动参数

Table 3 Test parameters for pressure measurement

$M$	$Re/m^{-1}$	$P_{\infty}/kPa$	$T_{\infty}/K$	$P_j/kPa$	$T_j/K$	$M_j$
4	$1.25E+07$	1.84	72.14	360.530	123	2.59

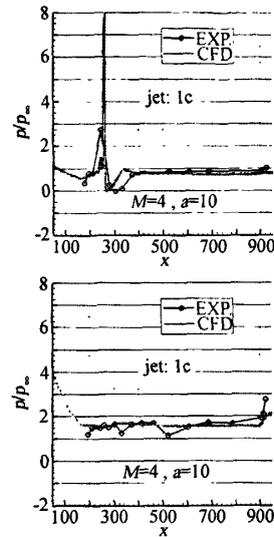
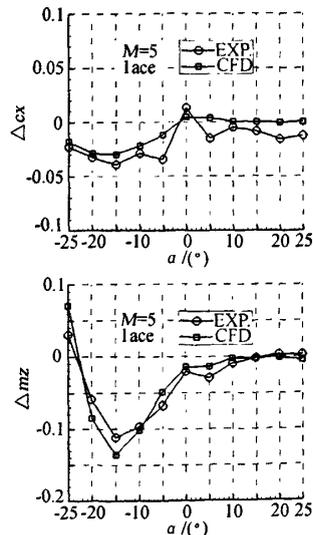


图 6 对称面上压力分布对比

Fig. 6 Pressure distribution on symmetrical plane



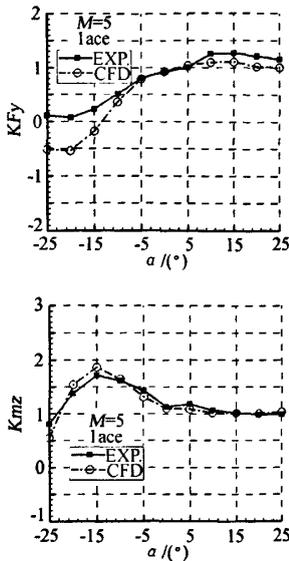


图7 有喷与无喷之差及干扰因子比较

Fig. 7 The comparison for the difference of aerodynamic forces and pitching moment amplification factors between with jet and without jet

### 3 结论

研究表明,本文发展的针对侧喷气动干扰数值计算方法是成功的,通过CFD与相关试验的对比分析,得到如下有关喷流干扰流动的初步结论:

(1) 目前CFD与实验之差主要表现在轴向力和俯仰力矩,法向力、有喷与无喷之差及干扰因子之值计算与实验两者基本一致,出现差别的主要原因是对大细长比弹体后体压力分布模拟存在一定差异。

(2) 不同计算格式、限制器形式、网格拓扑及流动形态(层流与湍流)对喷流干扰流场结构、气动特性及压力分布特性有一定的影响,但在所研究的条件下,相互间差别不明显。

(3) 利用CFD可以对喷流复杂干扰现象进行模拟,CFD是一种研究侧喷干扰的重要手段。

感谢中国空气动力研究与发展中心超高速研究所课题组人员为本分析提供相关实验数据。

### 参考文献:

- [1] JOSEPH A SCHETZ, FREDERICK S BILLIG. Penetration of gaseous jets injected into a supersonic stream[J]. *Int. J. Spacecraft*, 1958, 11(3): 1658-1665.
- [2] REMO D J, STRERRETT J R. Aerodynamic interaction effects ahead of a sonic jet exhausting perpendicularly from a flat plate into a mach number 6 free stream [R]. TN D-743, April 1961.
- [3] KUMAR D, STOLLERY J L, SMITH A J. Hypersonic jet control effectiveness[R]. AIAA-1995-6066, 1995.
- [4] BRANDEIS J, GILL J. Experimental investigation of side jet steering for missiles at supersonic and hypersonic speeds[R]. AIAA 95-0316, 1995.
- [5] SRIVASTAVA B. Lateral jet control of a supersonic missile: computational and experimental comparisons[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(20): 140-146.
- [6] GRAHAM M J, WEINACHT P. Numerical simulation of lateral control jets[R]. AIAA99-0510, 1999.
- [7] 林炳秋. 侧向喷流气动干扰研究[A]. 第十届全国高超声速气动(热)学术交流会论文集[C], 1999.
- [8] 庞勇等. 高超声速流场中侧向喷流效应的数值模拟研究[A]. 第十届全国高超声速气动(热)学术交流会论文集[C], 1999.
- [9] 倪招勇, 李素循等. 表面横向喷流与超声速来流相撞产生的复杂流场结构[A]. 第五届全国流动显示会议论文集[C], 2002.
- [10] 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [11] 江定武. 导弹和再入飞行器横向喷流效率研究[D]. [硕士学位论文]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.
- [12] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA Paper 92-0439, 1992.
- [13] FLORIAN R MENTER. Zonal two equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows[R]. AIAA Paper 93-2906, 1993.
- [14] 陈坚强等. 多喷口干扰复杂流动数值模拟研究[A]. 基于直接侧向力/气动力复合控制的高精度快响应制导控制机理与方法研究文集[C], 2006.
- [15] 陈坚强等. 侧向多喷口干扰复杂流动数值模拟研究[J]. *力学学报*, 2008, 40(6): 735-743.

## The study on the precision of numerical simulation for lateral jets flow and the experiment validation

CHEN Jian-qiang, JIANG Ding-wu, ZHANG Yi-feng

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

**Abstract:** In this paper some numerical simulations are conducted on complex flow involving interactions with lateral jets, and corresponding analyses are made. In order to simulate the complex flow phenomena related to lateral jet interaction accurately, the NND scheme with high resolution is adopted. Furthermore a LU-SGS algorithm is also used to accelerate the converging process. Combined with corresponding experiments, the influences of many factors including different difference schemes, types of limiters, topologies of grids and flow models (laminar or turbulence) on interaction flow structures and pressure distribution are investigated. And then the difference of aerodynamic forces between with jet and without jet and pitching moment amplification factors obtained by CFD or experiment are carried out. It is demonstrated that there exit some difference between CFD and experiment for axial force and pitching moment, but the results is almost the same for normal force, the difference of aerodynamic forces between with jet and without jet and pitching moment amplification factors. The main cause for this disagreement is that there is some uncertainty for the pressure distribution along aft body surface of this slender missile with high fineness ratio.

**Key words:** lateral jet interactions; numerical simulation; comparison between CFD and experiment; force and pitching moment amplification factors