

文章编号: 1000-6893(2004)02-0108-05

## 超音速来流中侧向喷流干扰流场的数值模拟

周 维, 刘 宏, 刘 嘉, 王发民

(中国科学院力学研究所 LHD, 北京 100080)

### Numerical Simulation of Lateral Jet Interaction in Supersonic Flow

ZHOU Wei, LIU Hong, LIU Jia, WANG Fa-min

(LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**摘 要:** 通过求解三维可压缩 N-S 方程组,对尖锥/圆柱组合体模型在超音速绕流中的侧向喷流干扰流场进行了模拟,数值方法采用有限体积法,差分格式采用 NND 格式。分析了干扰流场的结构,研究了干扰效应对气动性能的影响,得到来流  $Ma = 3.3$  和  $4.5$  时力放大因子和干扰力矩系数随攻角变化的规律,计算结果与实验一致。

**关键词:** 侧向喷流; 干扰; 超音速; 数值模拟

**中图分类号:** O543.3; V211.3 **文献标识码:** A

**Abstract:** The flow field of lateral jet interaction with an external supersonic flow is simulated for ogive/cylinder configuration by solving the 3-D, compressible N-S equations. The finite volume method based on the NND scheme is adopted to deal with the governing equations. The field structure is obtained and the interaction effects on aerodynamic character are studied. The regulations about effects of angles-of-attack on the factor of amplification and the moment coefficient of interaction at  $Ma = 3.3$  and  $4.5$  are performed. The CFD results agree well with the experiment.

**Key words:** lateral jet; interaction; supersonic; numerical simulation

飞行器反作用控制系统(RCS)的关键问题是侧向喷流和外场绕流干扰现象进行研究。喷流控制除喷流直接作用的力和力矩外,主要通过干扰改变外绕流场的结构,使飞行器的气动性能发生变化,从而获得附加的控制力和力矩,以达到快速调整飞行姿态的目的。从 20 世纪 60 年代中期开始,美国等西方国家对侧向喷流控制技术进行了大量基础性的实验研究和理论分析<sup>[1,2]</sup>,产生了许多很有价值的实验数据和相关技术。在数值研究方面已经涉及到从欧拉方程的计算<sup>[3]</sup>到 N-S 方程的计算<sup>[4]</sup>。在近期的研究资料中, Srivastava 等人的研究成果<sup>[5,6]</sup>值得一提,他们对导弹侧喷进行了较深入系统的试验研究和 CFD 计算。目前,国内对喷流干扰流场的研究尚处于起步阶段。张涵信等人对二维干扰流场进行了数值模拟,得到了干扰流场的波系结构<sup>[7]</sup>;王江锋等人采用有限元方法求解二维欧拉方程,得到喷流轨迹和喷流横截面变化等结果<sup>[8]</sup>;庞勇等人通过求解三维 N-S 方程研究了高超音速来流中干扰流场的波系结构,并分析相关因素对气动力的影响<sup>[9]</sup>。

侧向喷流干扰流场具有复杂的波系结构,处于喷流同侧的流场将出现分离激波、弓形激波、马

赫盘、膨胀波等复杂的流动现象,同时由于气动控制面的存在,模型后体流场的结构将发生变化,激波结构对气动性能的影响将占主导地位。

来流和喷流诸参数、喷流位置、以及气动控制面位置等对干扰效应都会产生影响。模拟如此复杂的流场,通常的办法是改变其中一个参数而固定其余参数,研究其规律。本文讨论来流攻角对干扰效应的影响,特点是应用数值计算来研究侧向喷流干扰流场的机理,包括复杂的波系结构,流动分离现象,高压区和低压区的分布等等,并分析压力平台效应,环绕效应对模型气动性能的影响,得到干扰力放大效果和压力中心平移效果随来流攻角变化的结果,计算结果和风洞实验值吻合的很好。

### 1 数值方法

#### (1) 控制方程

三维可压缩 N-S 方程组在笛卡尔坐标系下的守恒形式可写为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

其中:  $U$  为守恒变量;  $E, F, G$  为对流项;  $E_v, F_v, G_v$  为粘性项,粘性系数由 Sutherland 公式确定。

#### (2) 数值方法

收稿日期: 2002-12-20; 修订日期: 2003-06-02

有限体积的基本思想是将计算域划分为若干个单元体,每个单元体用  $(i, j, k)$  表示。将方程(1)在每个单元体上离散,则有

$$V_{i,j,k} \frac{dU_{i,j,k}}{dt} = -R_{i,j,k} + R_{v,i,j,k} \quad (2)$$

式中:  $U_{i,j,k} = \frac{1}{V_{i,j,k}} \int U dx dy dz$  是变量  $U$  在  $(i, j, k)$  上的平均量;  $V_{i,j,k}$  是  $(i, j, k)$  的体积;  $-R_{i,j,k}$  为离散后的对流项;  $R_{v,i,j,k}$  为离散后的粘性项。

采用 Roe 平均矢量通量分裂修正的 NND 格式<sup>[10]</sup>对  $-R_{i,j,k}$  进行离散;为了保证格式的精度及保持格式的一致性,粘性项  $R_{v,i,j,k}$  利用梯度及散度的积分表达式进行离散<sup>[11]</sup>。

### (3) 边界条件

来流边界 使用自由来流参数;

出口边界 对于超音速流动,只需把全部气动参数外推;

壁面边界 无滑移绝热壁条件;

喷流边界 使用喷流出口参数。

## 2 模型和计算网格

为了便于同实验结果作比较,选用 Brandeis 等<sup>[12]</sup>的风洞实验模型进行计算,这是在尾部安装了4个气动控制面的圆柱/尖锥合成体模型。图1给出了模型和计算网格示意图。

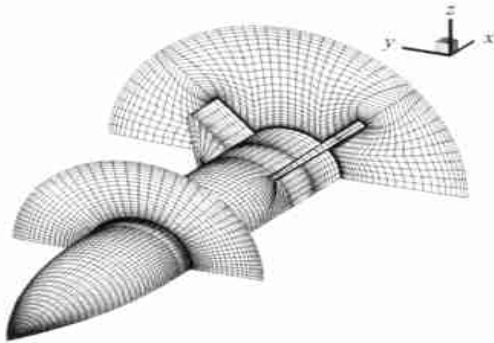


图1 模型及计算网格示意图(120 ×30 ×44)

Fig.1 The sketch map of the model and calculational grid (120 ×30 ×44)

模型总长为290mm,圆柱部分直径为50mm。喷口安置在距头部顶点125mm处,直径为5mm。尾部气动控制面底边长70mm,宽25mm,前尖角为45°。

计算网格在轴向、壁面法向和半周向分别取120、30和44个网格点,在壁面边界层上使用幂函数加密的方法布置法向网格。由于喷流附近流

场出现复杂的流动现象,因此对网格进行了局部加密,同时在靠近尾部气动控制面区域,采用插值的办法,调整周向网格分布,以保证在气动控制面上布置足够多的网格点。

为方便下文的叙述,这里规定抬头攻角为正攻角,低头攻角为负攻角, $x$ 轴为模型对称轴,对称面为  $z = 0$  平面,喷流设在模型对称面位置的上表面。

## 3 计算结果和分析

### (1) 计算条件

表1给出了由风洞实验得到的计算条件。

表1 计算条件

$Ma_t$	$p_t / \text{Pa}$	$T_t / \text{K}$	$Ma_j$	$p_j / \text{Pa}$	$T_j / \text{K}$
3.3	10290	96.6	1	2046007	255
4.5	5586	60.6	1	2046007	255

其中: $Ma$ 、 $p$ 、 $T$ 分别表示马赫数、静止压强、静止温度,下标  $t$  和  $j$  分别表示来流参数和喷流参数。

通常,喷流干扰的效果可通过力放大因子  $K$  和干扰力矩系数  $K_M$  来量化的,即

$$K = (F_{j,on} - F_{j,off}) / F_j \quad (3)$$

$$K_M = (M_{j,on} - M_{j,off}) / ((F_{j,on} - F_{j,off}) L) \quad (4)$$

其中:下标  $j, on, j, off$  分别表示有喷流作用时和没有喷流作用的情况,  $F_{j,on}$  包括喷流直接产生的推力,  $F_{j,off}$  是当没有喷流作用时超音速来流对模型的气动力在  $y$  轴的分量,  $F_j$  表示喷流直接产生的推力。式(3)反映了干扰效应对喷流推力的放大效果。式(4)中  $L$  为参考尺寸。取模型底部圆柱截面直径  $d$ ,力矩参考中心选在喷口位置,这样喷流的直接推力对该点的力矩为0。式(4)反映了喷流对主流场的干扰引起的压力中心变化情况,本文取低头力矩方向和  $F_j$  方向为力矩和力的正向,因此  $K_M$  增加表明干扰效应导致压力中心前移。

定义相对误差计算式为

$$e_K \% = \left| \frac{K_{EXP} - K_{CFD}}{K_{EXP}} \right| \times 100 \% \quad (5)$$

$$e_{K_M} \% = \left| \frac{(K_M)_{EXP} - (K_M)_{CFD}}{(K_M)_{EXP}} \right| \times 100 \% \quad (6)$$

其中:下标  $K$  和  $K_M$  分别表示力放大因子和干扰力矩系数,下标 CFD 和 EXP 分别表示数值计算结果和实验结果。

### (2) 流场结构

图2是来流  $Ma = 4.5$ 、 $\alpha = 0$  时对称面上

压力等值线。当超音速来流绕过模型时,在模型头部产生斜激波,喷流对来流的干扰导致边界层分离,主分离区使来流向外偏转形成分离激波,喷流又迫使主流产生一个弓形激波。主流经过分离激波和弓形激波后,主分离区内压力升高,使喷流的滑移边界受压而向下游弯曲,从而产生膨胀波。喷流的高压气体在喷口附近因过度膨胀产生一个悬挂于流场中的马赫盘。在喷口下游,由于边界层分离,也产生一个分离区,这个区域是低压区。

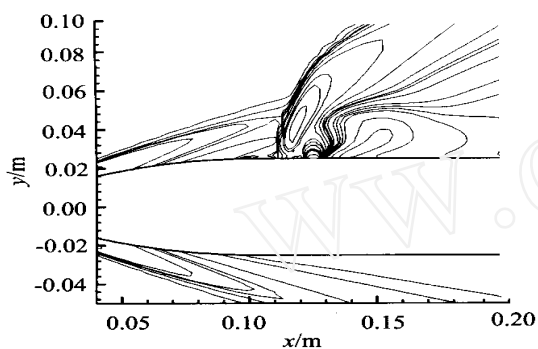


图2 压力等值线(对称面,  $Ma = 4.5, \alpha = 0^\circ$ )

Fig. 2 Pressure contours (symmetry location,  $Ma = 4.5, \alpha = 0^\circ$ )

图3给出了来流  $Ma = 4.5, \alpha = 0^\circ$  时喷口附近速度矢量图,从中可以清楚地看到喷流上游主分离区,还能观察到由于喷流的作用在喷口前缘和主分离区之间产生的二次分离现象。

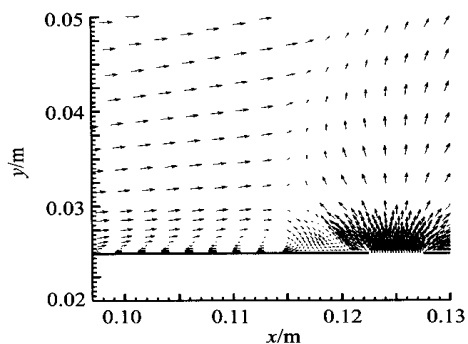


图3 喷口附近速度矢量图 ( $\alpha = 0^\circ$ )

Fig. 3 Velocity vectors around jet ( $\alpha = 0^\circ$ )

图4为壁面压力分布图,从中可以看出喷口上游存在一个高压区,喷流下游存在一个低压区,这种效应称为压力平台效应。压力平台效应导致压力中心前移,如果高压区对模型推力的贡献大于低压区压力降低的亏欠,则干扰效应将获得喷流推力放大的效果。高压区和低压区分别对应于喷口上游主分离区和下游分离区,喷口上游主分离区外缘类似于抛物线形状,环绕在喷口周围向下游流场延伸,只有当它不超过  $90^\circ$  子午面才对

喷流推力的放大效果有贡献( $90^\circ$ 子午面就是图4中  $xz$  平面)。当分离区超出这个面,模型另一侧壁面压力的增加反而会造成喷流推力放大效果的减小,这种效应称为环绕效应,环绕效应将产生一个附加的低头力矩,使模型攻角产生减小的趋势。

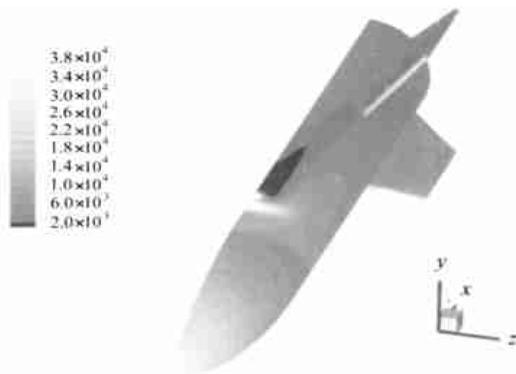
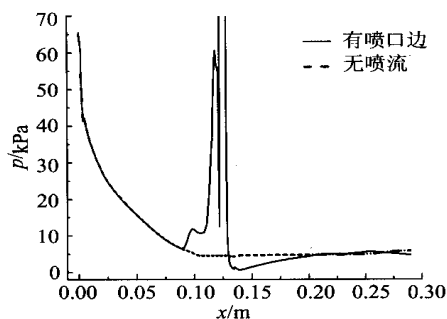


图4 壁面压力分布 ( $\alpha = 0^\circ$ )

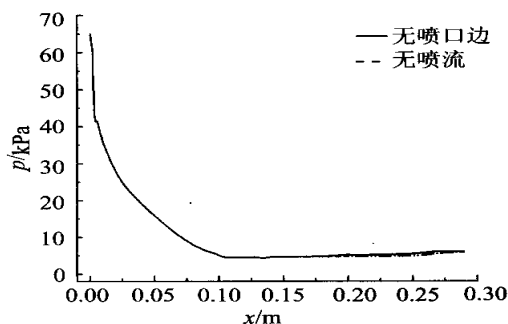
Fig. 4 Surface pressure distribution ( $\alpha = 0^\circ$ )

对模型气动性能,特别是对侧喷干扰效应的影响最有意义的是喷流同侧壁面的高压区、低压区分布情况,以及无喷流侧压力改变情况。通过对称面位置壁面压力曲线可以更直观的了解压力分布情况,下面将通过对称面位置壁面压力曲线来观察高压区、低压区的分布。

图5给出来流  $Ma = 4.5, \alpha = 0^\circ$  时对称面位置上、下壁面压力曲线,作为比较,用虚线表示没有喷流作用时的同侧压力曲线,图5(a)为模型



(a) 上表面压力曲线



(b) 下表面压力曲线

图5 壁面压力曲线 ( $\alpha = 0^\circ$ , 对称面位置)

Fig. 5 Surface pressure curves ( $\alpha = 0^\circ$ , symmetry location)

上表面压力曲线,从中可以观察到压力平台效应,这与从图 4 中观察到的压力分布情况一致。图 5 (b) 给出了没有喷流作用一侧的压力曲线,从中可以观察到模型尾部壁面压力有所升高,但环绕效应不太明显。

(3) 攻角对干扰效应的影响

使用本文的方法对来流  $Ma = 4.5$  在不同攻角下的干扰流场进行了模拟,攻角变化范围从  $-10^\circ \sim 20^\circ$ ,每隔  $5^\circ$  攻角取为一种计算状况。 $K$  和  $K_M$  的计算结果和实验值列在表 2 中,二者相对误差不超过 5%。

表 2  $K$  和  $K_M$  的 CFD 结果和实验值 ( $Ma = 4.5$ )

Table 2 Comparisons of  $K$  and  $K_M$  between CFD and experiment ( $Ma = 4.5$ )

	$K$			$K_M$		
	CFD	实验值	$e_K$	CFD	实验值	$e_{K_M}$
-10	0.787	0.76	3.55	1.064	1.10	3.27
-5	0.981	0.96	2.19	0.517	0.50	3.4
0	1.057	1.04	1.63	0.193	0.20	3.5
5	1.143	1.12	2.05	0.096	0.10	4
10	1.267	1.24	2.18	0.008	0.01	2
15	1.298	1.28	1.41	-0.052	-0.05	4
20	1.324	1.36	2.65	-0.095	-0.10	5

图 6 和图 7 分别给出了来流  $Ma = 4.5$ , 分别为  $10^\circ$  和  $-10^\circ$  时对称面位置上下表面压力曲线。对图 6 和图 5 进行比较可以看出,当来流攻

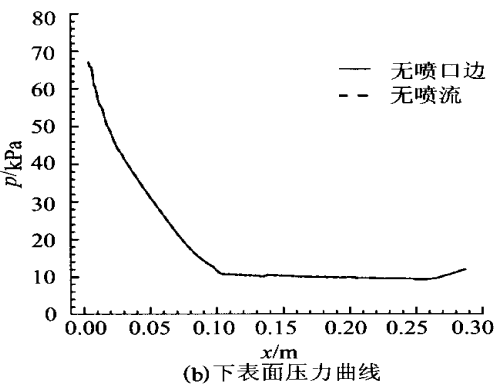
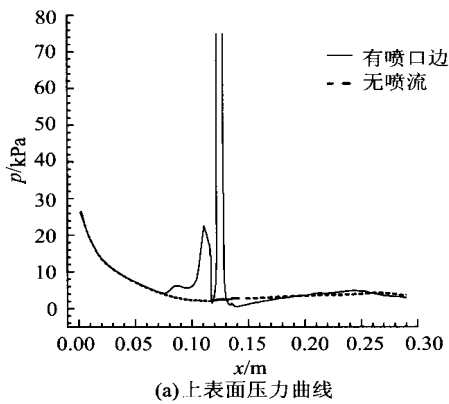


图 6 壁面压力曲线 ( $\alpha = 10^\circ$ , 对称面位置)

Fig. 6 Surface pressure curves ( $\alpha = 10^\circ$ , Symmetry location)

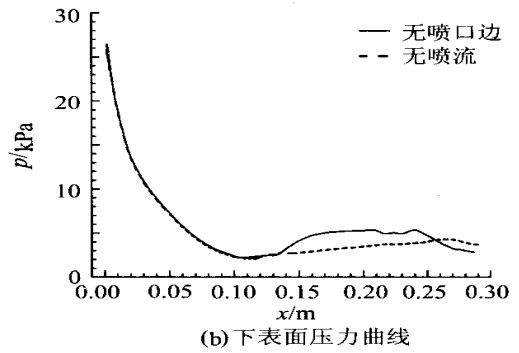
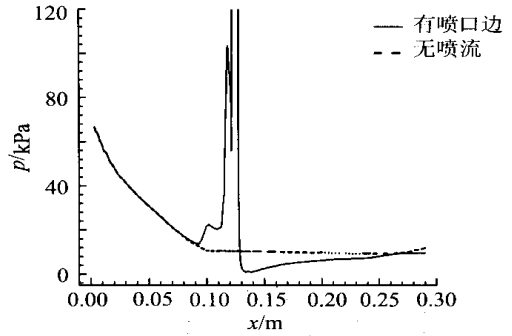


图 7 壁面压力曲线 ( $\alpha = -10^\circ$ , 对称面位置)

Fig. 7 Surface pressure curves ( $\alpha = -10^\circ$ , symmetry location)

角为正的时候,喷流处于背风面,干扰效应降低,导致上表面有喷流一侧低压区的范围以及压力减小幅度都要比  $0^\circ$  攻角时小的多,甚至在模型尾部出现了明显的高压区,而且环绕效应得到很大的抑止,因此在正攻角来流中,干扰效应将会得到较大的力放大因子,但是减弱了压力中心前移趋势。对比图 7 和图 5 可知,当攻角为负时,喷流处于迎风面,干扰效应增强,使分离激波加强,主分离区压力大大升高,喷流下游流场压力大大降低,同时环绕效应非常明显,从而大幅度降低了力放大因子,但干扰力矩系数得到显著增加。

图 8 和图 9 分别给出了来流  $Ma = 3.3$ 、 $4.5$  时  $K$  和  $K_M$  随着攻角变化的计算曲线,从这两个图可以看出, $K$  随着攻角的增加而增大, $K_M$  随着攻角的增加而减小。

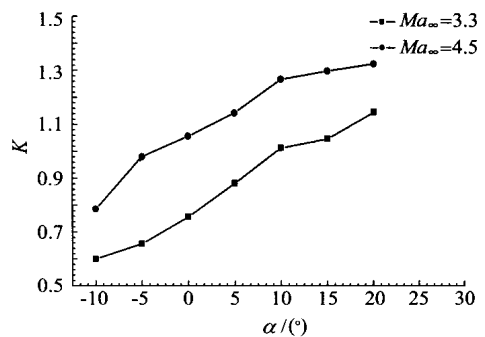


Fig. 8 Factors of pressure amplification

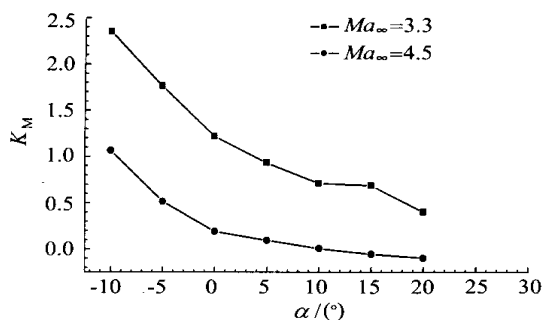


图9 干扰力矩系数

Fig. 9 Moment coefficients of interaction

#### 4 结论

应用有限体积法求解三维可压缩 N-S 方程组,对尾部带有气动控制面的尖锐/圆柱型绕流的侧向喷流干扰流场进行了数值模拟,研究了干扰效应的机理,得到了干扰流场复杂的波系结构,分析了压力平台效应、环绕效应等干扰特性对模型气动性能的影响。计算表明,在超音速来流中,当其它来流和喷流参数相同时,仅增大攻角将导致放大因子的增加,同时干扰力矩系数减小;在较小的正攻角状态下 ( $0^\circ < \alpha < 10^\circ$ ),放大因子和干扰力矩系数随攻角变化曲线几乎呈线性;在负攻角时,环绕效应非常显著,从而干扰力矩系数随着攻角绝对值增大而大幅度增加;计算结果与风洞实验数据相吻合。由于干扰效应还依赖于其它来流、喷流条件,因此需要对侧向喷流干扰现象展开更深入的研究。

#### 参 考 文 献

- [1] Cassel L A, Davis J G, Engh D P. Lateral jet control effectiveness prediction for axisymmetric missile configurations [R]. U S Army Missile Command Report, RD-TR-68-5, Alabama: Redstone Arsenal, 1968.
- [2] Spring D J. An experimental investigation of the interference effects due to a lateral jet issuing from a body of revolution over the Mach No. range of 0.8 to 4.5 [R]. U S Army Missile Command Report, RD-TR-68-10, Alabama: Redstone Arsenal, 1968.
- [3] Darmieux M, Marasaar-Poey R. Numerical assessment of aerodynamic interactions on missiles with transverse jets control [R]. AGARD Meeting on Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross Flow, 1993.
- [4] Dash S M, Sinha N, York B J, et al. Recent developments in the simulation of steady and transient transverse jet interactions for missile, rotorcraft and propulsive applications [R]. AGARD Meeting on Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross Flow, 1993.
- [5] Srivastava B. CFD analysis and validation of lateral jet control of a missile [R]. AIAA Paper 96-0288, 1996.
- [6] Srivastava B. Lateral jet control of a supersonic missile: CFD predictions and comparison to force and moment measurements [R]. AIAA Paper 97-0639, 1997.
- [7] 张涵信, 刘君. 超声速主流中横向喷流场的激波-旋涡结构的数值模拟 [J]. 空气动力学学报, 1991, 9(1): 8 - 13. (Zhang H X, Liu J. Numerical simulation of a jet interacting with a supersonic crossflow [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1991, 9(1): 8 - 13.)
- [8] 王江锋, 杨生, 伍贻兆. 横向喷流与超音速主流干扰流场的数值研究 [J]. 航空学报, 1998, 19(3): 263 - 268. (Wang J F, Yang Z S, Wu Y Z. Numerical simulation of gaseous jet in supersonic crossflow [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(3): 263 - 268.)
- [9] 庞勇, 贺国宏. 高超声速侧向喷流干扰流场数值模拟 [J]. 空气动力学学报, 2000, 18(增刊): 115 - 120. (Pang Y, He G H. Numerical simulation of lateral jet flow interaction in hypersonic flow [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18(S): 115 - 120.)
- [10] 陈让福. 三维高超声速无粘定常绕流的数值模拟 [J]. 计算物理, 1993, 10(3): 309 - 317. (Chen R F. The numerical simulation for supersonic inviscid steady flow past three-dimensional body [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 10(3): 309 - 317.)
- [11] 王发民, 沈月阳, 姚文秀, 等. 高超声速升力体气动热数值计算 [J]. 空气动力学学报, 2001, 19(4): 439 - 445. (Wan F M, Shen Y Y, Yao W X, et al. Aerodynamic and aerothermal numerical simulation of hypersonic lifting body configuration [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(4): 439 - 445.)
- [12] Brandeis J, Gill J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on configurations with lifting surfaces [R]. AIAA Paper 97-3723, 1997.

#### 作者简介:

周 维(1976 - ) 男, 安徽人, 硕士研究生, 主要从事计算流体力学方面研究。

刘 宏(1966 - ) 男, 山西人, 助研, 硕士, 主要从事计算流体力学方面研究。

刘 嘉(1970 - ) 女, 河北人, 博士研究生, 主要从事空气动力学方面研究。

王发民(1947 - ) 男, 陕西人, 研究员, 博士, 主要从事空气动力学方面研究。

(责任编辑: 刘振国)