

文章编号: 1000-8055(2010)01-0107-07

母弹飞行稳定性及尾部流场分析

李建平, 白春华

(北京理工大学 机电学院 爆炸科学与技术国家重点实验室, 北京 100081)

摘 要: 为了得到航弹母弹飞行稳定性及尾部流场特性, 通过模拟试验和数值计算进行了研究. 试验和模拟结果均表明该母弹飞行稳定, 且两结果吻合较好. 另外, 采用数值计算对尾部流场进行了分析, 得到了尾部压力分布特性, 表明弹尾部存在涡流区, 该区范围和流速随弹飞行速度的增加而增大.

关 键 词: 模拟试验; 飞行稳定性; 尾部流场; 涡流区

中图分类号: V211.59

文献标识码: A

Analysis of flight stability and rear flow field of the cargo projectile

LI Jian ping, BAI Chun hua

(State Key Laboratory of Explosion Science and Technology,
School of Mechatronic Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Flight stability and rear flow fields of the cargo projectile were studied by simulation test and numerical computation. The cargo projectile can fly stably and the results of simulation test agree well with numerical computation. In addition, the rear pressure distribution was also obtained by numerical computation, showing that there are eddy current zones at the bomb rear, which will increase with the flight speed.

Key words: simulation test; flight stability; rear flow fields; eddy-current zone

根据子母型航弹动作过程, 在投弹后首先是母弹开舱和子弹出舱, 这就要求该弹在投放后, 在子弹出舱之前要有足够的稳定性. 由于航弹在飞行中总要受到一些影响其运动的自身和外界的干扰, 使其运动状态发生改变, 如果干扰消失后, 它能在飞行中逐渐恢复到扰动前的运动状态, 说明飞行稳定. 弹体结构及尾翼型式严重影响着弹的气动力和压力中心^[1], 是影响弹体飞行稳定性的关键因素, 考虑到该母弹在子弹出舱后, 即可完成其使命, 故此在其设计时还要充分考虑其经济性和实用性. 为了能更好的指导母弹设计, 采用模拟试验和数值计算共同来分析其能否满足稳定性要求, 对设计工作意义重大. 另外, 对于子母型航弹柔性开舱方式一般是采用弹簧引导伞开舱, 即利用弹簧把伞弹离弹底一定距离, 之后伞在气流的

作用下张开. 根据空气动力学理论^[2]可知, 弹的尾部存在尾流区, 并且该区内有涡流存在^[3], 其严重影响着伞的弹射. 如果伞的弹射距离不够, 伞会紧跟弹底运动或在尾流区中缠结, 无法开伞. 空投试验中已经出现过伞未打开的现象. 故此, 分析尾流场特性为开舱装置设计具有很好的现实意义.

1 母弹飞行稳定性模拟试验研究

1.1 模拟试验方法

1.1.1 试验模型

根据母弹外形尺寸和风洞要求, 按照相似理论原理设计吹风模型. 限于风洞的尺寸, 模型采用 1:8 比例进行设计, 模型见图 1.

收稿日期: 2008-12-16; 修订日期: 2009-05-04

基金项目: 国家部委基金(0405008)

作者简介: 李建平(1963-), 男, 河北沧州人, 讲师, 博士, 主要从事爆炸理论及应用研究.

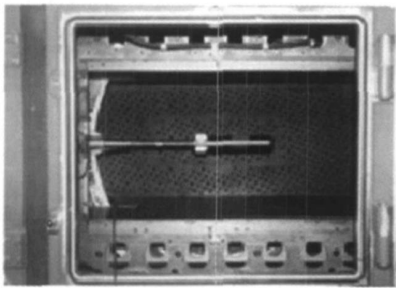


图 1 母弹 1: 8 试验模型
Fig 1 Model of simulation test

1. 1. 2 模拟试验方法

试验采取尾撑方式, 模型安装在风洞尾撑弯刀支撑系统上, 母弹模型布置情况见图 2.

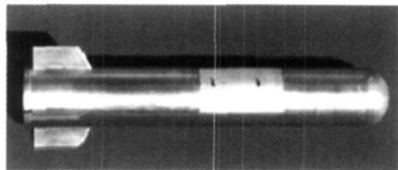


图 2 试验布置
Fig. 2 Experimental device

模拟试验段截面积为 $649\text{ mm} \times 520\text{ mm}$, 风洞四壁为可变开闭比斜孔壁板, 在弯刀处安装上、下 β 板. 试验在 $Ma=0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$ 条件下, 对应开闭比为 4% ; $Ma=0.95$ 对应开闭比为 2% .

1. 2 试验测试结果

不同马赫数条件下, 测得了该弹的气动参数, 其中表 1 给出了马赫数为 0.8 时的测试数据, 表 2 为全弹纵向气动参数导数测试结果.

1. 3 试验结果分析

1. 3. 1 升力特性

由测得数据绘的 $C_y \sim \alpha$ 曲线, 见图 3. 由曲线可以看出升力系数 C_y 随 α 增加而增加, 即升力随迎角的增加而增大; 表 2 给出了全弹纵向导数 C_y^α 随 Ma 数的增大而增大, 当 $Ma=0.8$ 时 C_y^α 达到最大; $Ma>0.8$ 后 C_y^α 随 Ma 增大而减小, 见图 4.

1. 3. 2 阻力特性

由图 5 的 $C_y \sim C_x$ 曲线知, 当 $C_y>0$ 时 C_y 随 C_x 增加而增加. 图 6 曲线可以看出, C_{x0} 在 $Ma<0.8$ 时, 变化不大; 而在 $Ma \geq 0.8$ 后迅速增大, 这是在模型上出现激波阻力所致.

表 1 $Ma=0.8$ 时气动参数测试数据
Table 1 Aerodynamic coefficients tested at $Ma=0.8$

Ma	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	C_y	C_x	m_z	m_x	m_y	C_z	x_{j0}
0.801	-2.009	0	-0.1585	0.2799	0.1362	0.0042	-0.0357	-0.0235	0.1983
0.801	0	0	0.0226	0.2714	-0.0437	0.0059	-0.0371	-0.0259	0.2586
0.801	2.009	0	0.2083	0.2806	-0.2360	0.0078	-0.0358	-0.0273	0.2147
0.801	4.018	0	0.4064	0.3051	-0.4602	0.0078	-0.0373	-0.0266	0.2137
0.800	6.027	0	0.6163	0.3584	-0.7155	0.0099	-0.0369	-0.0235	0.2153
0.800	8.036	0	0.8336	0.4224	-0.9962	0.0011	-0.0329	-0.0250	0.2172
0.800	10.045	0	1.0739	0.5150	-1.3165	0.0014	-0.0231	-0.0265	0.2189
0.800	12.055	0	1.3026	0.6180	-1.6348	0.0012	-0.0120	-0.0078	0.2200

表 2 全弹纵向气动参数导数
Table 2 Derivatives of aerodynamic coefficients tested at longitudinal direction

Ma	C_y^α	C_{y0}	$\alpha_0/(^{\circ})$	m_z^C	m_z^α	M_{z0}	C_{x0}
0.5	0.0885	0.0207	-0.2338	-0.9226	-0.0816	-0.0144	0.2215
0.6	0.0891	0.0175	-0.1960	-0.9403	-0.0637	-0.0238	0.2355
0.7	0.0906	0.0212	-0.2341	-0.9645	-0.0873	-0.0275	0.2241
0.8	0.0936	0.0226	-0.2745	-1.0564	-0.0988	-0.0254	0.2714
0.9	0.0923	0.0271	-0.2933	-1.1109	-0.1025	-0.0241	0.3917
0.95	0.0919	0.0302	-0.3283	-1.1214	-0.1030	-0.0278	0.4516

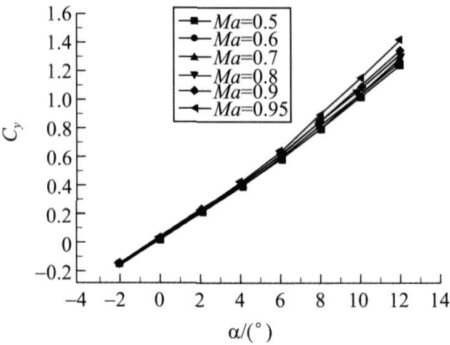


图 3 $C_y \sim \alpha$ 曲线
Fig. 3 Curves of $C_y \sim \alpha$

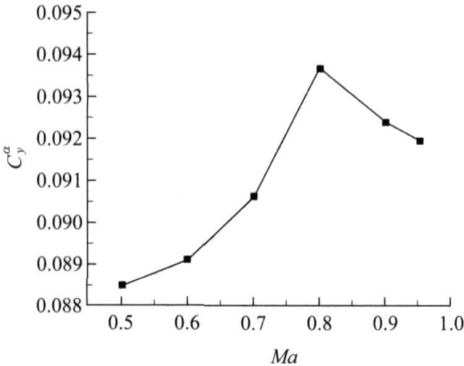


图 4 $C_y^a \sim Ma$ 曲线
Fig. 4 Curve of $C_y^a \sim Ma$

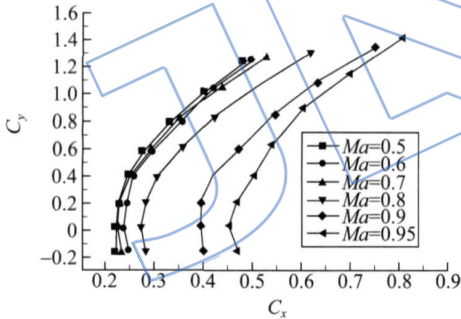


图 5 $C_y \sim C_x$ 曲线
Fig. 5 Curves of $C_y \sim C_x$

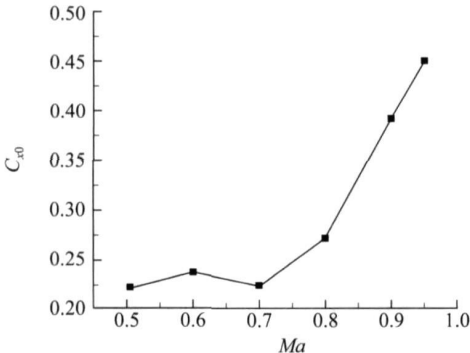


图 6 $C_{x0} \sim Ma$ 曲线
Fig. 6 Curve of $C_{x0} \sim Ma$

1.3.3 俯仰力矩特性

由测试数据绘的 $m_z \sim C_y$, $m_z \sim \alpha$ 和 $m_z^{C_y} \sim Ma$ 曲线, 见图 7~ 图 9. 图中表明 m_z 随 C_y , α 增加而负向增大, 表明该弹是静稳定的; 图 9 曲线表明随 Ma 数的增大静稳定度 $m_z^{C_y}$ 负向增大, 即稳定性越好.

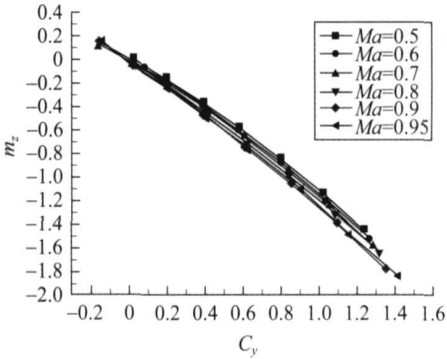


图 7 $m_z \sim C_y$ 曲线
Fig. 7 Curves of $m_z \sim C_y$

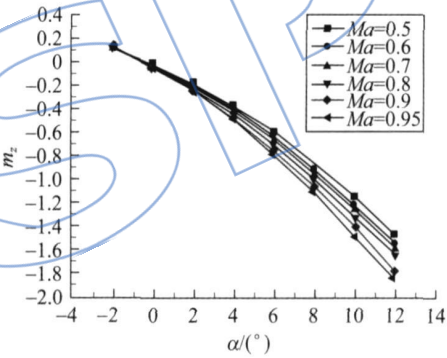


图 8 $m_z \sim \alpha$ 曲线
Fig. 8 Curves of $m_z \sim \alpha$

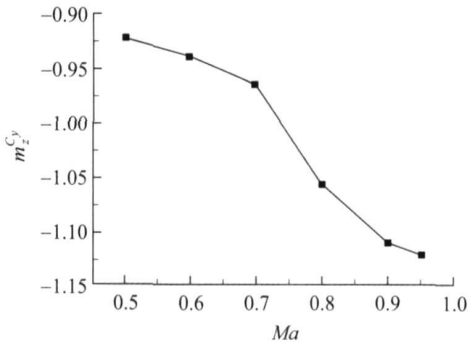


图 9 $m_z^{C_y} \sim Ma$ 曲线
Fig. 9 Curve of $m_z^{C_y} \sim Ma$

2 母弹飞行稳定性数值分析

2.1 计算模型

2.1.1 计算域的确立

为了便于和试验结果有所对比, 模拟参数完

全依风洞试验条件来选取. 根据风洞断面尺寸, 计算域选为: 弹前 350 mm, 弹后取 450 mm, 为了建立模型后划分结构网格^[4] 的方便, 弹的径向取距离弹轴 350 mm. 建立的计算模型见图 10, 母弹网格图见图 11.

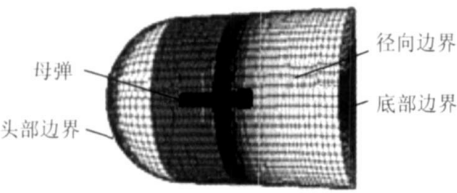


图 10 计算模型
Fig. 10 Computing mode



图 11 母弹网格模型
Fig. 11 Mesh model of cargo projectile

2.1.2 控制方程

采用积分形式的 Navier-Stokes 方程^[5]

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint_V [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot d\mathbf{A} = \int_V \mathbf{H} dV \quad (1)$$

式(1)中 $\mathbf{W}$, $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{G}$ 定义为

$$\mathbf{W} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \rho U \\ \rho U u + p i \\ \rho U v + p j \\ \rho U w + p k \\ \rho U E + p U \end{Bmatrix},$$
$$\mathbf{G} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_y V_j + q \end{Bmatrix},$$

矢量 $\mathbf{H}$ 为源项. 其中 ρ , U , E 和 p 分别为密度、速度、单位质量的总能和流体压力, τ 为黏性应力张量, q 为热流量.

2.1.3 湍流模型

湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 二方程模型, 由于所模拟计算的问题是无源问题, 且忽略重力和温度的影响, 有湍动能 k 及其耗散率 ε 所表示的输运方程为

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_t + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - \rho \varepsilon - Y_m \quad (2)$$
$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_t + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3)$$

方程(3)中 G_k 代表由平均速度梯度引起的湍动能生成项, Y_m 是可压缩性影响项, $C_{1\varepsilon}$ 和 $C_{2\varepsilon}$ 是常量, σ_k , σ_ε 分别是 k 和 ε 的湍流普朗特数.

2.1.4 初始条件和边界条件

初始条件: 整个初始流场取远场边界条件.

边界条件: 整个弹壁取无滑移的绝热固壁条件; 外边界取压力远场边界条件.

2.1.5 模拟条件

假定弹体不动, 来流速度马赫数分别为 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 迎角分别为 -2° , 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° .

2.2 模拟结果及分析

2.2.1 尾翼受力情况

图 12 是马赫数为 0.7, 迎角 8° 时在 $x_1 = 0.28$ m (有尾翼处) 处母弹横剖面上静压 (Pa) 等直线分布图. 图中表明: 作用在 4 个尾翼下端面上的静压力大于其上端面上的静压力, 该受力正好反映了有迎角时, 尾翼能起到稳定母弹的作用.

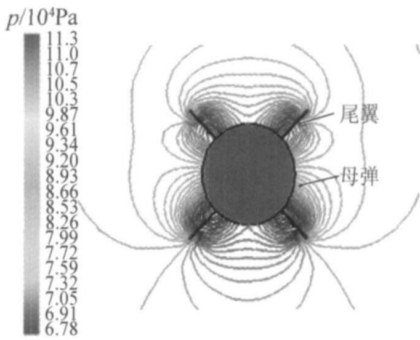


图 12 母弹剖面上静压分布等值线
Fig. 12 Pressure contours in longitudinal section

2.2.2 母弹壁受力规律

模拟结果表明在弹壁下边缘线上的压力大于弹壁上边缘线上垂直对应点上的压力, 同时表明由母弹风帽至弹底端, 弹壁下边缘线上的压力与弹壁上边缘线上垂直对应点上的压力之差不断增大, 该受力所产生的力矩亦有利于母弹向减小迎角的方向转动, 即母弹有迎角时能够产生恢复力矩.

2 2 3 静稳定性分析

由模拟结果绘得 $C_y \sim \alpha$ 曲线, 见图 13. 从图中可以看出升力随 α 的增加而增大. 与上述试验结果(图 3)相吻合.

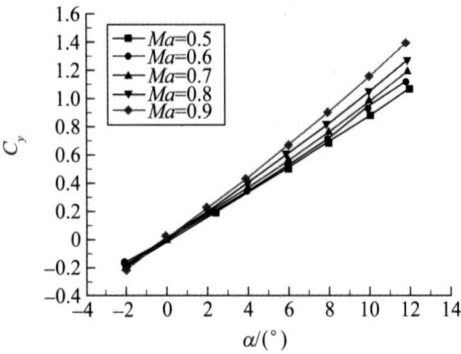


图 13 $C_y \sim \alpha$ 曲线
Fig 13 Curves of $C_y \sim \alpha$

由模拟结果绘得 $m_z \sim \alpha$ 曲线, 见图 14. 由图可知, 在不同马赫数下 m_z 随 α 的增大而减小, 即 $m_z^a < 0$, 表明该弹满足纵向静稳定性要求.

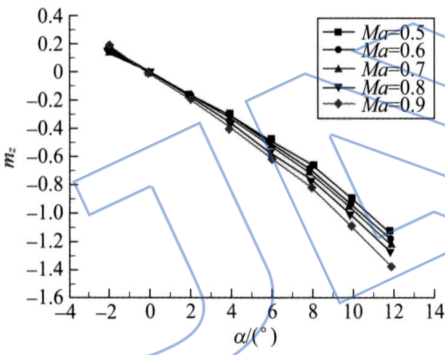


图 14 $m_z \sim \alpha$ 曲线
Fig 14 Curves of $m_z \sim \alpha$

由模拟结果绘得 $m_z \sim C_y$ 曲线, 见图 15. 图中表明不同马赫数下的 $m_z \sim C_y$ 曲线上任意点处的斜率均小于零, 即 $m_z^{C_y} < 0$, 亦说明该弹满足纵向静稳定性要求.

2 3 模拟与试验结果对比

通过试验和模拟获得的俯仰力矩数据对比知, 在迎角小于 $(-2^\circ \sim 4^\circ)$, 结果吻合较好, 相对误差小于 10%, 迎角 $4^\circ \sim 6^\circ$ 时相对误差小于 15%, 迎角 $6^\circ \sim 12^\circ$ 时相对误差小于 20%. 产生误差的原因在于, 弹体周围流场的复杂性, 大迎角时在弹体背部会产生涡面^[6], 以及建立的模型与真实情况的差别, 尤其尾翼采用矩形近视实际的直角梯形等, 均会给模拟带来一定的误差.

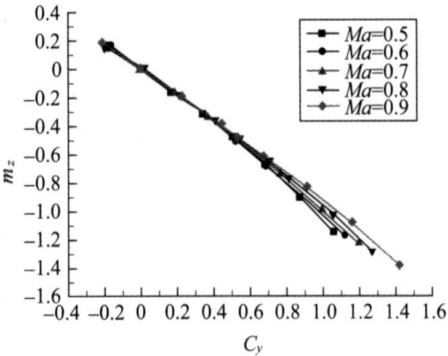


图 15 $m_z \sim C_y$ 曲线
Fig 15 Curves of $m_z \sim C_y$

3 弹底尾流场数值分析

3 1 计算域的确立

弹体依据实际尺寸进行建模, 计算域根据空中飞行器运动引起的流场范围经验值, 弹前流场取弹长的 7 倍 (20m), 为了便于建立结构化网格, 弹体径向亦取流场尺寸 20m, 弹后范围取弹长的 20 倍 (60m). 为了减少计算工作量, 计算域取 1/4 建模, 建立的几何模型见图 16.

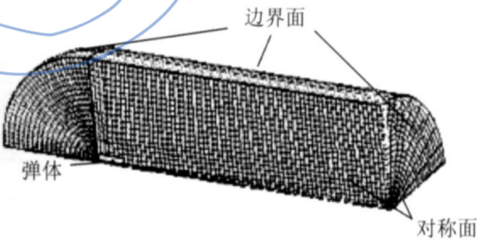


图 16 几何模型
Fig. 16 Geometry mode

3 2 计算模型

控制方程、湍流模型、初始条件和边界条件同前.

3 3 数值模拟结果

通过数值模拟, 得到了马赫数分别为 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9 时, 该弹绕流场的流场结构图. 不同马赫数下的流场结构图形式类同, 其中 $Ma=0.5$ 时压力场 (Pa) 及流场分布情况见图 17~ 图 20.

由模拟结果得到不同马赫数下, 弹底尾部对称轴上沿轴线方向的压力曲线见图 21, 弹底面上的压力分布见图 22, 弹体底部轴向速度沿对称轴分布曲线及弹底 0.1m 处轴向速度沿径向分布曲线, 分别见图 23 及图 24. 由图 21 知, 在弹尾部存

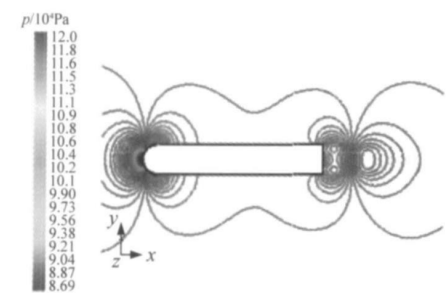


图 17 对称面内压力分布图
Fig. 17 Pressure contours in symmetry plane

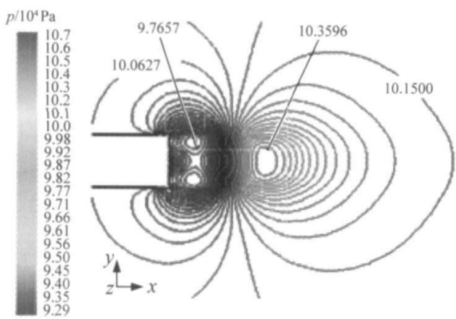


图 18 弹底部压力分布图
Fig. 18 Pressure contours in the rear zone

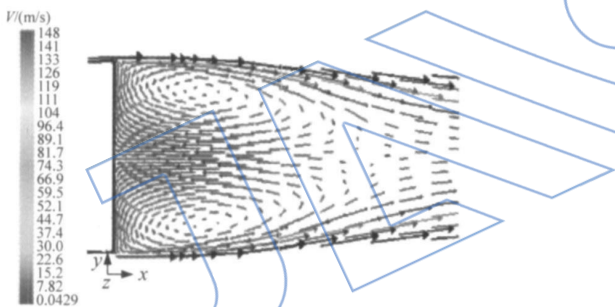


图 19 弹底部流场速度矢量图
Fig. 19 Velocity vector in the rear zone

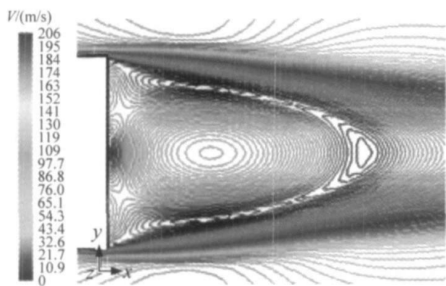


图 20 弹底部流场速度分布图
Fig. 20 Velocity contours in the rear zone

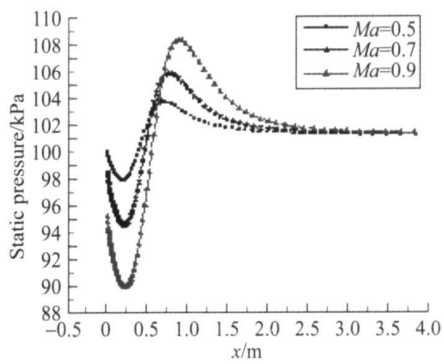


图 21 弹底部静压力轴向分布曲线
Fig. 21 Pressure curves in axial direction at the rear of bomb

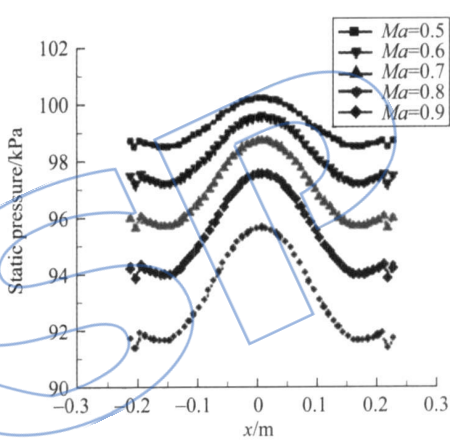


图 22 弹底面上静压力径向分布曲线
Fig. 22 Pressure curves in radial direction at the bottom of bomb

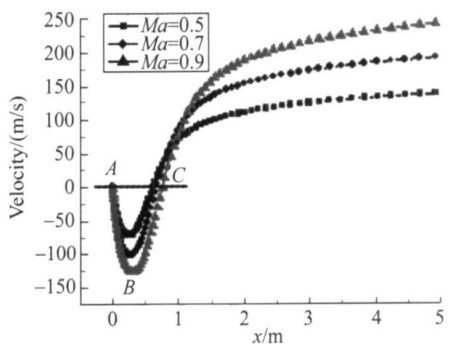


图 23 轴向速度沿对称轴分布曲线
Fig. 23 Axial velocity curves in symmetry axis

在着低压区和高压区,且马赫数越大,弹底流场内低压区压力越小,高压区压力越大,高压区位置离弹底亦较远。马赫数为 0.5 时,高压区压力达 0.104 MPa,距弹底为 0.72 m;马赫数为 0.9

时,高压区压力达 0.108 MPa,距弹底为 0.88 m。从图 22 可以看出弹底面上的压力分布,靠近中心位置压力大,同时马赫数越大,弹底面上的压力越小。从图 19 可知,弹底部存在涡流区,该区范围在马赫数由 0.5 至 0.9 时,距弹底由 0.6 增至

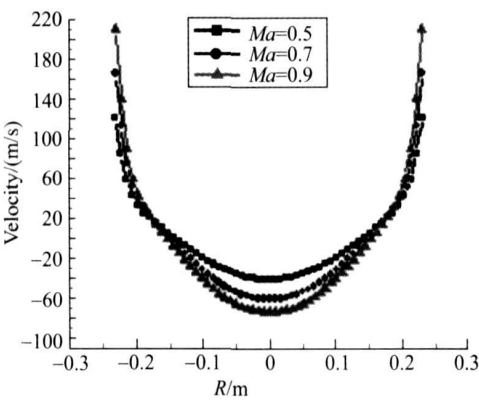


图 24 轴向速度沿径向变化曲线

Fig 24 Axial velocity curves in radial direction

0.75 m; 同时由图 19、图 23 可知涡流区的存在使得弹尾部气体流动与弹运动方向相同, 对应着马赫数 0.5、0.9 时的气体轴向流动速度最大绝对值分别为 71、127 m/s.

4 结 论

通过母弹模拟试验和数值分析, 表明该结构母弹具有良好的飞行稳定性; 由模拟结果与试验结果的一致性, 看出数值模拟方法是可行的. 另外, 通过对实弹流场的数值模拟, 获得了弹尾部流

场的压力、速度分布及涡流区范围. 弹尾部存在着低压区 and 高压区, 高压区随着马赫数的增加而增大; 同时弹尾部存在涡流区, 该区气体流动方向和弹体运动方向一致, 该区范围和流速亦随马赫数的增加而增大, 弹簧引导伞弹出该区是确保开伞的前提.

参考文献:

[1] 林柄秋. 战术弹大迎角气动特性研究[J]. 空气动力学报, 1998, 16(4): 419-425
LIN Bingqiu. Research of aerodynamic characteristics for tactical missiles at high angle of attack[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(4): 419-425 (in Chinese)
[2] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1990.
[3] Armaly B F, Durst F. Experiment and theoretical investigation of backward facing step flow[J]. Fluid Mech., 1983, 127: 473-496
[4] 韩占忠, 王敬, 兰小平. FLUENT- 流体力学仿真计算实例与应用[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2004
[5] Fluent Incorporated. Fluent 5.0 user's guide[M]. Lebanon, NH: Fluent Incorporated, 1998
[6] 臧国才. 弹箭空气动力学[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1989.