

# 燃气射流对多联装导弹发射箱前盖影响

刘少伟<sup>1</sup>, 关 娇<sup>2</sup>, 王 伟<sup>1</sup>, 冯 刚<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学防空反导学院, 陕西西安, 710051; 2. 空军工程大学信息与导航学院, 陕西西安, 710077)

**摘要** 针对导弹发射离箱之后, 喷管处的高温高速燃气可能吹破多联装发射箱相邻前盖的情况, 在进行导弹头部下沉、整体下沉等滑离参数计算的基础上, 利用计算流体力学方法分析在不同导弹姿态、离箱距离等条件下燃气流对发射箱前盖表面压力、温度的影响情况, 仿真结果显示各个发射箱前盖参数分布有较大差异, 仿真结论对工程实践中贮运发射箱的设计具有一定的参考作用。

**关键词** 燃气射流; 发射箱前盖; 计算流体力学

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.02.008

**中图分类号** V525 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)02-0032-05

## Research on Jet Flow Effecting Former Lid of the Missile Launch Box

LIU Shao-wei<sup>1</sup>, GUAN Jiao<sup>2</sup>, WANG Wei<sup>1</sup>, FENG Gang<sup>1</sup>

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University Xi'an 710051, China; 2. Information and Navigation College, Air Force Engineering University Xi'an 710051, China)

**Abstract:** Aiming at the problems that the former lid of the missile was easy to be broken by high temperature and high velocity jet flow, by computing sinkage of the whole body and head part of missile, depending on method of computational fluid dynamic, the surface pressure and temperature is analyzed on different missile pose and leave distance. The result of simulation shows the parameter of the former friable lid exits great difference, the conclusion is important to design launch box in the engineering application.

**Key word:** jet flow; former lid of the missile; computational fluid dynamic

采用倾斜箱式发射的导弹在滑离出箱后, 喷管处的高温高速燃气对多联装发射箱前盖产生冲击和烧蚀, 甚至可能吹破联装架上的其它发射箱箱盖, 由于导弹滑离过程中存在头部下沉、整体下沉现象, 使燃气射流对箱盖的影响更加复杂, 因此, 在工程设计中应该对燃气流场的作用效果有较全面的认识。卞海忠等对无人机箱式发射助推火箭气流场进行了数值模拟, 得到了箱盖上各监测点的压力分布曲线, 研究过程中将导弹的发射过程简化为直线运动, 没有考虑导弹下沉和偏转对燃气冲击效应的影响<sup>[1]</sup>。本

文在建立倾斜发射导弹滑离段数学模型的基础上, 运用前处理软件 GAMBIT 建立导弹滑离出箱后不同飞行距离下的燃气流场计算模型, 采用 CFD 软件进行仿真计算, 得到了导弹不同滑离阶段、不同姿态下燃气射流对发射箱的影响及其变化规律。

## 1 理论计算

### 1.1 倾斜发射导弹滑离弹道计算

对于不同时滑离的导弹, 其初始运动过程分为

收稿日期: 2012-06-21

作者简介: 刘少伟(1979—), 男, 山西五寨人, 讲师, 博士, 主要从事发射系统总体分析与仿真研究。

E-mail: lsw3721@163.com

3个阶段来研究<sup>[2]</sup>。第1阶段:前、后定向件均在导轨上运动的阶段;第2阶段:前定向件滑离后,一直到后定向件滑离这一段时间内导弹的运动,即头部下沉阶段;第3阶段:前、后定向件均从导轨上滑离,即整体下沉阶段。在计算过程中不考虑导弹推力偏心矩以及导弹在定向器上的倾斜运动。

### 1.1.1 同时滑离阶段导弹的滑离参数计算

导弹在定向器上运动时所受作用力是:发动机推力  $P$ , 导弹重量  $W_R$ , 前、后定向件的垂直反力  $N_1$ 、 $N_2$ , 摩擦力  $\mu(N_1 + N_2)$ 。由于导弹运动速度尚小, 略去空气阻力的影响。为了简化计算, 一般假设发动机推力曲线见图1。

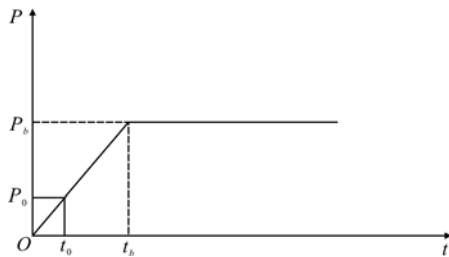


图1 发动机推力-时间曲线

Fig.1 Curve of thrust vs time

在图1中,  $P_b$  为平衡推力,  $t_b$  为达到推力  $P_b$  的时间,  $P_0$  为起动推力,  $t_0$  为起动时间。

取固定在发射装置上的坐标系  $O_{R0}xyz$ , 坐标原点  $O_{R0}$  是导弹开始运动时质心的位置,  $O_{R0}x$  平行发射方向,  $O_{R0}z$  平行于耳轴。通过建立运动学方程, 可以推导出发动机达到平衡推力时导弹滑离速度  $v_b$ 、滑离行程  $s_b$ , 导弹前定向件从定向器上滑离时质心的速度  $v_1$  以及导弹前定向件滑离时间  $t_1$ 。即:

$$v_b = \frac{P_b}{2m_R t_b} (t_b^2 - t_0^2) - n_x g (t_b - t_0) \quad (1)$$

$$s_b = \frac{P_b}{6m_R t_b} (t_b^3 - t_0^3) - \frac{1}{2} n_x g (t_b - t_0)^2 \quad (2)$$

$$t_1 = t_b +$$

$$\frac{m_R}{P_b - n_x W_R} \left[ \sqrt{v_b^2 - \frac{2}{m_R} (P_b - n_x W_R) (s_1 - s_b)} - v_b \right] \quad (3)$$

$$v_1 = v_b + \frac{1}{m_R} (P_b - n_x W_R) (t_1 - t_b) \quad (4)$$

$$n_x = n'_x + \mu n'_y \quad (5)$$

式中:  $n'_x$ 、 $n'_y$  为重力分别沿  $x$ 、 $y$  轴方向的过载系数;  $m_R$  为导弹质量;  $s_1$  为导弹前定向件在导轨上的滑离长度。

### 1.1.2 头部下沉阶段导弹的滑离参数计算

在发射装置坐标系  $O_{R0}xyz$  中建立导弹运动学方程, 可以推导出后定向件从定向器上滑离的时间

$t_2$ 、速度  $v_2$  和行程  $s_2$ :

$$t_2 = t_1 + \frac{m_R}{(P_b - n'_x W_R)}$$

$$\left[ \sqrt{v_1^2 - \frac{2}{m_R} (P_b - n'_x W_R) (s_2 - s_1)} - v_1 \right] \quad (6)$$

$$v_2 = v_1 + \frac{1}{m_R} (P_b - n'_x W_R) (t_2 - t_1) \quad (7)$$

$$s_2 = s_1 + v_1 (t_2 - t_1) +$$

$$\frac{1}{2m_R} (P_b - n'_x W_R) (t_2 - t_1)^2 \quad (8)$$

导弹随时间变化的转动角度和角速度分别为:

$$\Delta\theta_1 = \frac{B}{2A^2} [e^{A(t-t_1)} + e^{-A(t-t_1)}] \quad (9)$$

$$\Delta\dot{\theta}_1 = \frac{B}{2A} [e^{A(t-t_1)} + e^{-A(t-t_1)}] \quad (10)$$

式中:  $A^2 = P_b l_2 / (J_{z_1} + l_2^2 m_R)$ ,  $J_{z_1}$  为导弹对通过质心的转动惯量;  $l_2$  为后定向件到导弹质心的距离;  $B = -l_2 n'_y W_R / (J_{z_1} + l_2^2 m_R)$ 。

### 1.1.3 整体下沉阶段导弹的滑离参数计算

以导弹滑离导轨时的质心  $O'_{R0}$  作原点, 作一固联于定向器上的坐标系  $O'_{R0}xyz$ , 坐标轴  $x$ 、 $y$ 、 $z$  分别与发射装置坐标系的三轴  $x$ 、 $y$ 、 $z$  平行, 则:

$$x_R = v_2 t + \frac{1}{2m_R} (P_b - n'_x W_R) t^2 \quad (11)$$

$$y_R = \frac{1}{2m_R} (-n'_y W_R) t^2 + \frac{P_b \Delta\dot{\theta}_1}{6m_R} t^3 + \frac{P_b \Delta\theta_1}{2m_R} t^2 \quad (12)$$

将  $x_R$ 、 $y_R$  转换到发射装置坐标系  $O_{R0}xyz$  上, 其坐标为:

$$x = s_2 - l_2 + l_2 \cos\Delta\theta_1 + x_R \quad (13)$$

$$y = l_2 \sin\Delta\theta_1 + y_R \quad (14)$$

为了求得导弹的转角, 还需建立导弹绕质心  $O_{R0}$  的转动方程, 求取  $\Delta\theta$ :

$$\Delta\theta = \Delta\dot{\theta}_1 t + \Delta\theta_1 \quad (15)$$

## 1.2 燃气流场控制方程

仿真计算过程中采用了求解雷诺平均、紊流 Navier-Stokes 方程的方法, 对燃气流场进行了三维数值模拟, 其控制方程如下<sup>[3-7]</sup>:

质量守恒方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (16)$$

动量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F_i \quad (17)$$

能量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = G \quad (18)$$

Realizable  $k-\epsilon$  二方程模型方程:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon \quad (19)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 E \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} \quad (20)$$

离散方法为控制体积法,计算格式为 Coupled,显性化方法为显式,有关参数设置见文献[8~9]。

## 2 仿真模型

### 2.1 导弹滑离参数计算

根据导弹滑离参数公式,编写计算程序,输入  $t_0$ 、 $P_0$ 、 $t_b$ 、 $P_b$ 、 $n'_x$ 、 $n'_y$ 、 $s_1$ 、 $J_{z_1}$ 、 $l_2$  等参数(具体参数值略),计算得出导弹滑离后在坐标系  $O_{R0xyz}$  中的下沉量和偏转角随位移变化曲线分别见图 2、图 3。

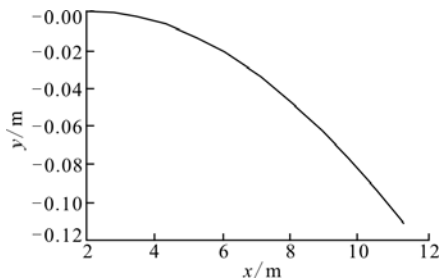


图 2 导弹下沉量

Fig. 2 Missile sinkage value

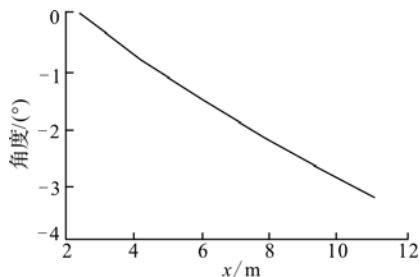


图 3 导弹偏转角

Fig. 3 Missile pitch value

表 1 3 个箱盖的压力、温度变化值

Tab. 1 Pressure and temperature value of three box lid

箱盖 序号	$x=6\text{ m}$				$x=9\text{ m}$			
	压力/ $10^5\text{ Pa}$		温度/K		压力/ $10^5\text{ Pa}$		温度/K	
	最大值	平均值	最大值	平均值	最大值	平均值	最大值	平均值
2号	1.137	1.022	846	735	1.470	1.160	934	774
3号	1.089	1.016	826	423	1.266	1.092	882	715
4号	1.134	1.020	875	765	1.410	1.113	909	748

由表 1 可看出,导弹运动 9 m 时燃气流对箱盖的影响相对较大,下面给出  $x=9\text{ m}$  时的具体仿真结果。

### 2.2 燃气射流仿真模型

燃气射流选取从导弹尾部沿轴线向后到发射箱前盖区域,并且考虑导弹滑离时的下沉量和偏转角度,计算网格见图 4,在流场区域上部网格较密的区域为喷管,流场区域底部为 4 联装发射箱前盖。4 个前盖编号见图 5,本文以导弹从 1 号箱发射为例建立仿真模型。

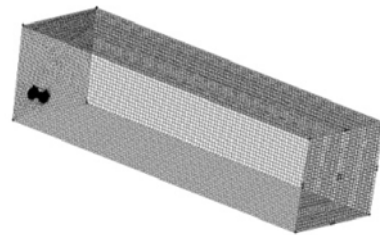


图 4 计算区域

Fig. 4 Computation zone

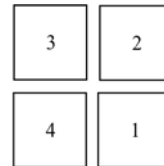


图 5 发射箱前盖编号示意图

Fig. 5 Former lid of launch box numbering

计算网格采用非结构化网格,总网格数为 70 万,计算结果收敛精度为  $10^{-3}$ 。压力入口边界条件:发动机喷管入口处总压 9.8 MPa,总温 3 300 K。压力出口边界条件:取周围大气边界条件,压力为 101 325 Pa,温度 300 K。

## 3 仿真分析

### 3.1 导弹不同运动距离对前盖影响比较

通过对导弹不同运动距离的仿真计算,得出各种情况下燃气流作用于发射箱前盖的压力、温度分布情况。表 1 给出了 2 种情况下 3 个箱盖的压力、温度值。

### 3.2 $x=9\text{ m}$ 发射箱前盖表面压力、温度分布

通过对流场区域计算仿真,得出图 6、图 7 所示的发射箱前盖压力、温度分布情况。

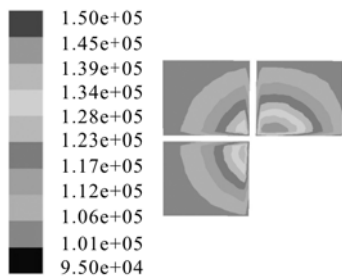


图 6 发射箱前盖压力分布云图

Fig. 6 Pressure distribution on former lid

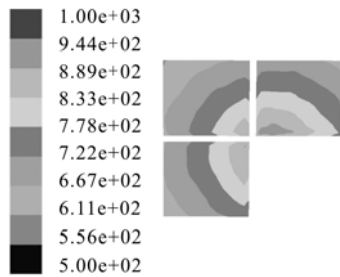


图 7 发射箱前盖温度分布云图

Fig. 7 Temperature distribution on former lid

由图可以看出,2号、3号、4号发射箱前盖在联装箱几何中心附近区域的压力比周围区域压力大,2号箱盖在靠近联装箱几何中心处有一相对高压区域。其中,2号箱盖表面压力最大,4号箱盖表面压力次之,3号箱盖表面压力最小。发射箱前盖表面压力升高主要是由于燃气流对前盖的冲击作用造成的,由于导弹发射过程中发生头部下沉和偏转,致使从喷管喷出的燃气射流轴线偏向2号箱,因此燃气流对2号箱盖的冲击作用较大,导致2号箱盖压力较高。前盖温度分布与压力分布有大致相同的趋势:2号、3号、4号发射箱前盖在联装箱几何中心附近区域的温度比周围区域温度高,其中2号箱在靠近联装箱几何中心处有一相对高温区域。

仿真得到二维截面内全流场速度、温度分布云图见图8~图9。

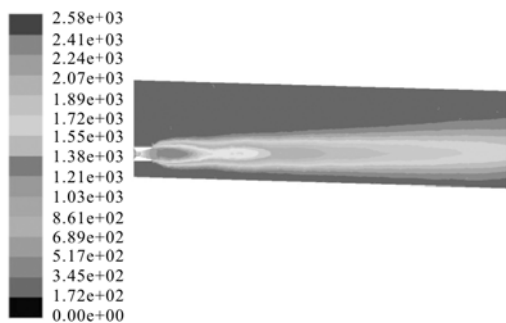


图 8 全流场速度分布云图

Fig. 8 Velocity distribution in whole field

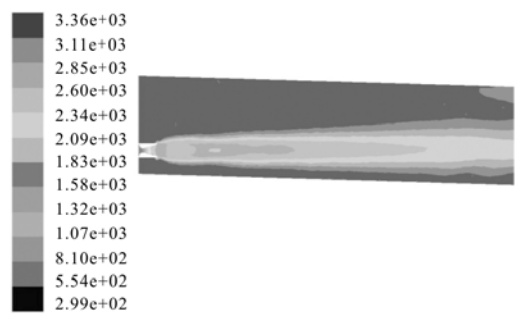


图 9 全流场温度分布云图

Fig. 9 Temperature distribution in whole field

## 4 结论

通过对导弹运动6m、9m 2种情况下导弹运动出箱后燃气流对多联装发射箱前盖影响数值模拟,得出如下结论:

1)2种情况下,当导弹运动9m时燃气流对发射箱前盖的影响较大,这主要是由于燃气从喷管喷出后边界向外扩展,当导弹运动一定的距离时,燃气对前盖的冲击影响达到最大;

2)发射箱前盖表面压力和温度在靠近联装箱几何中心区域比其它区域数值要高;

3)当下层联装箱发射导弹,燃气射流对位于该箱正上部的发射箱前盖影响最大;

4)在设计与防护发射箱前盖时要充分考虑燃气射流的影响,设置合适的前盖反向破碎压力,防止导弹发射后燃气流将其它发射箱的前盖吹破或烧蚀。

## 参考文献(References):

[1] 卞海忠,李志刚,郭丽芳. 无人机箱式发射助推火箭燃气流场数值模拟[J]. 战术导弹技术,2011,(5):112-115.  
BIAN Haizhong, LI Zhigang, GUO Lifang. Numerical simulation of jet flow field of booster rocket in the unmanned vehicle container launching process[J]. Tactical missile technology, 2011, (5): 112-115. (in Chinese)

[2] 姚昌仁,张波,火箭导弹发射装置[M]. 北京:北京理工大学出版社,1998.  
YAO Changren, ZHANG Bo. Launch equipment on rocket and missile[M]. Beijing: Beijing institute of technology press, 1998. (in Chinese)

[3] 韩占忠,王敬,兰小平. FLUENT 流体工程仿真计算实例与应用[M]. 北京:北京理工大学出版社,2004.  
HAN Zhanzhong, WANG Jing, LAN Xiaoping. FLUENT fluid engineering simulation case and application [M]. Beijing: Beijing institute of technology press, 2004. (in Chinese)

- [4] 姜毅. 独立自排导垂直发射技术燃气流场数值计算及试验研究[D]. 北京:北京理工大学,2005.  
JIANG Yi. The numerical calculation and experiment research of the self-discharge vertical launching technology jet flow field[D]. Beijing: Beijing institute of technology, 2005. (in Chinese)
- [5] 刘琦,傅德彬,姜毅. 贮运发射箱内燃气射流的非定常冲击波流场数值模拟[J]. 弹箭与制导学报,2004,24(3):45-49.  
LIU Qi, FU Debin, JIANG Yi. Unsteady simulation of shock wave in launcher[J]. Journal of projectiles rockets missile and guidance, 2004,24(3):45-49. (in Chinese)
- [6] 何景轩,余贞勇,孙利清. 固体火箭发动机内弹道性能仿真[J]. 固体火箭技术,2004,27(1):20-23.  
HE Jingxuan, YU Zhenyong, SUN Liqing. Internal ballistic calculation of solid rocket motors [J]. Journal of solid rocket technology, 2004,27(1):20-23. (in Chinese)
- [7] Uwe R, Rosemarie M. CFD-simulation of the flow through a fluidic element[J]. Aerospace science technology,2004(4):111-123.
- [8] 赵承庆,姜毅. 气体射流动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,1998.  
ZHAO Chenqing, JIANG Yi. Gas dynamics of jet flow [M]. Beijing: Beijing institute of technology press, 1998. (in Chinese)
- [9] 高峰,王建新,马岑睿. 高过载下固体火箭发动机长尾喷管[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(1):1-4.  
GAO Feng, WANG Jianhui, MA Cenrui. Numerical simulation of the tail nozzle pipe of heat transfer in hgh acceleration[J]. Journal of air force engineering university:natural science edition, 2012,13(1):1-4. (in Chinese)

(编辑:田新华)

(上接第31页)

- ZHUANG Jianjun, NING Xinbao, ZOU Ming, et al. Agreement of two-entropy-based measures on quantifying the complexity of short-term heart rate variability signals from professional shooters [J]. Acta physica sinica, 2008,57(5):2805-2812. (in Chinese)
- [6] 佟春生,黄强,刘涵. 基于复杂性理论的径流时间序列动力学特征分析[J]. 系统工程理论与实践,2004,9(9):102-108.  
TONG Chunsheng, HUANG Qiang, LIU Han. Analysis on runoff time series dynamics character based on complexity theory [J]. System engineering & practice, 2004,9(9):102-108. (in Chinese)
- [7] 高清维,李川奇,庄镇泉. 齿轮箱振动信号的复杂度分析[J]. 电子测量与仪器学报,2002,16(2):1-4.  
GAO Qingwei, LI Chuanqi, ZHUANG Zhenquan. Complexity analysis of gearbox vibration signal[J]. Journal of electronic measurement and instrument, 2002,16(2):1-4. (in Chinese)
- [8] 张佃中. Lempel-Ziv 复杂度算法中粗粒化方法分析及改进[J]. 计算物理,2008,25(4):499-505.  
ZHANG Dianzhong. Coarse graining method in Lempel-Ziv complexity arithmetic[J]. Chinese journal of computational physics, 2008,25(4):499-505. (in Chinese)
- [9] 张佃中. 非线性时间序列互信息与 Lempel-Ziv 复杂度的相关性研究[J]. 物理学报,2007,56(6):3152-3158.  
ZHANG Dianzhong. Research on the correlation between the mutual information and Lempel-Ziv complexity of nonlinear time series[J]. Acta physica sinica, 2007,56(6):3152-3158. (in Chinese)
- [10] 沈恩华,蔡志杰,顾凡及.  $C_0$  复杂度的数学基础[J]. 应用数学和力学,2005,26(9):1083-1090.  
SHEN Enhua, CAI Zhijie, GU Fanji. Mathematical foundation of  $C_0$  complexity[J]. Applied mathematics and mechanics,2005,26(9):1083-1090. (in Chinese)
- [11] 蔡志杰,孙洁. 改进的  $C_0$  复杂度及其应用[J]. 复旦学报:自然科学版,2008,47(6):791-797.  
CAI Zhijie, SUN Jie. Modified  $C_0$  complexity and applications[J]. Journal of fudan university:natural science edition,2008,47(6):791-797. (in Chinese)
- [12] 何航程,沈模卫,陈硕,等. 认知神经科学领域脑电复杂度测度方法的新进展[J]. 应用心理学,2002,8(3):51-55.  
HE Hangcheng, SHEN Mowei, CHEN Shuo, et al. Recent development of the complexity analysis of EEG in cognitive neuroscience[J]. Chinese journal of applied psychology,2002,8(3):51-55. (in Chinese)

(编辑:田新华)