

## 尾流模拟火箭弹空中弹道对模拟尾流生成区域的影响\*

张锐<sup>1</sup>,袁志勇<sup>1</sup>,刘忠乐<sup>1</sup>,张冲<sup>2</sup>

(1. 海军工程大学兵器工程学院,湖北武汉 430033; 2. 中国人民解放军92095部队,浙江台州 318000)

**摘要:**为了研究尾流模拟火箭弹的空中弹道特性对模拟尾流区域的影响,建立火箭弹质点外弹道模型、阻力板和发动机空间运动微分方程以及连接绳的受力模型,得到火箭弹无控飞行、空中转向、空中分离至爆索展开入水全过程的空间运动微分方程。对尾流模拟火箭弹全程弹道进行仿真分析,着重分析不同初始射击诸元对爆索空中弹道的影响,探究初始发射角、脉冲发动机的喷管数量、点火时间以及火箭弹空中分离时间对模拟尾流生成区域的影响。仿真结果表明:初始发射角为 $15^\circ$ 时火箭弹射程和最大射高相对比较合理;火箭弹空中转向角度依赖于脉冲发动机总冲量,与点火时刻无关;空中分离时刻对爆索入水发泡区域影响不太明显,在满足转向要求和发泡区域要求的情况下应该尽早完成空中转向和分离。

**关键词:**爆索;减速板;空中弹道;推偏发动机;射击诸元

中图分类号:TJ012.3 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2019)04-094-08

## Influence of airborne trajectory of wake simulator rocket on formation area of simulated wake

ZHANG Rui<sup>1</sup>, YUAN Zhiyong<sup>1</sup>, LIU Zhongle<sup>1</sup>, ZHANG Chong<sup>2</sup>

(1. Academy of Weaponry Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;

2. The PLA Unit 92095, Taizhou 318000, China)

**Abstract:** In order to study the effects of the airborne ballistic characteristics of wake simulation rockets on the simulated wake area, the exterior ballistic model of the rocket projectile, the space motion differential equation of the resistance plate and the engine, the force model of the connecting rope were established. The differential equations of space motion in the whole process of uncontrolled flight, air steering, air separation and unfolding of the detonating cable were obtained. The whole trajectory of the tail-flow-simulated-rocket was simulated and analyzed. The effect of different initial firing elements on the air trajectory of the detonating cable was emphatically analyzed. The influence of initial launch angle, the number of pulse tubes, the ignition time and the rocket separation time on simulated wake generation region were investigated. The simulation results show that the range and maximum shot height of the rocket projectile are relatively reasonable when the initial launch angle is 15 degrees. The angle of the rocket's air steering depends on the total impulse of the pulse engine and has nothing to do with the ignition time. The effect of air separation time on the water foaming area of the detonating cord is not obvious. Air steering and separation should be completed as soon as possible when the steering requirements and the requirements of the foamed area are met.

**Keywords:** bomb cord; speed brake plate; aerial trajectory; pulse engine; shooter elements

舰船在航行过程中由于螺旋桨空化效应以及吃水线渗入的大量气泡不断扩散,尾部会形成一条包含大量直径在 $50 \sim 1500 \mu\text{m}$ 气泡的气幕带,即尾流<sup>[1]</sup>。从文献<sup>[2-3]</sup>可以得到目前在役舰船尾流的长度一般为 $1350 \sim 4000 \text{ m}$ ,宽度为 $30 \sim 42 \text{ m}$ ,厚度为 $10 \text{ m}$ 左右。尾流自导鱼雷应用尾流区域不同于非尾流区域的声、热、电、磁等物理特性进行跟踪制导,对行进中的舰船和潜艇构成很大威胁,现役尾流自导鱼雷采用的主要是基于舰船尾

流气泡场声特性的主动声尾流自导系统<sup>[4]</sup>,因此模拟与舰艇尾流几何尺度、气泡尺寸和气泡密度大致接近的气泡带对声尾流自导鱼雷进行诱骗毁伤具有迫切的军事需求。

尾流模拟火箭弹<sup>[5]</sup>在现役反鱼雷拦截弹的基础上进行改进设计,功能是在平行于舰艇航行方向距离舰艇 $2000 \sim 2500 \text{ m}$ 的距离生成长约 $2000 \text{ m}$ 、宽约 $20 \text{ m}$ 、厚约 $20 \text{ m}$ 的气泡带模拟舰艇尾流,以诱杀尾流自导鱼雷<sup>[6]</sup>。弹体由发动机、

\* 收稿日期:2018-04-19

基金项目:国家重点基础研究发展计划资助项目(7131441)

作者简介:张锐(1991—),男,陕西商洛人,博士研究生,E-mail:412671009@qq.com;

袁志勇(通信作者),男,副教授,硕士,硕士生导师,E-mail:3140085199@qq.com

分离机构、前置脉冲发动机<sup>[7-8]</sup>、阻力板以及入水产生气泡带的爆索组成。脉冲发动机在火箭弹空中分离之前释放点火脉冲以进行弹道修正<sup>[9-10]</sup>,从而使火箭弹在脉冲发动机推偏作用下完成空中转向,使其飞行方向近似与舰船航行方向平行,从而保证串列爆索入水发泡形成的模拟尾流大致平行于舰船真实尾流;分离机构在脉冲发动机进行弹体推偏修正方向后选取适当时机,将发动机和弹体分离<sup>[11-12]</sup>;分离同时,阻力板打开增大阻力<sup>[13]</sup>并拉出弹仓中串列爆索,尾流模拟火箭弹成功诱骗的关键是保证弹仓中的爆索以“一”字形入水。

传统的弹道模型<sup>[14-15]</sup>已经很成熟,而空中爆索的应用较少,本文在传统的外弹道的基础上通过建立绳索模型将子弹串联起来<sup>[16-18]</sup>,利用MATLAB对火箭弹以及爆索的空中弹道进行数值求解<sup>[19]</sup>,着重分析分离时刻<sup>[20-21]</sup>、初始俯仰角、前置脉冲发动机以及风速对空中弹道以及模拟尾流生成区域的影响,得到火箭弹以及空中爆索空中弹道的一般规律,优选相关控制参数。

### 1 空中分离前火箭弹弹道模型的建立

尾流模拟火箭弹由脉冲发动机、弹仓(弹仓内部为串列爆索)、分离机构、发动机、稳定尾翼和阻力板组成,如图1所示。

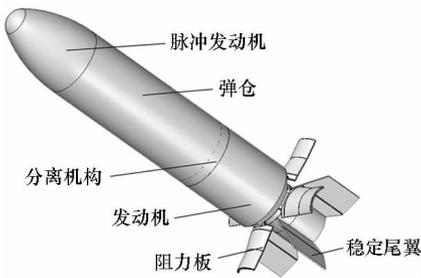


图1 尾流模拟火箭弹结构示意图  
Fig.1 Schematic diagram of wake simulation rocket shell structure

尾流模拟火箭弹空中弹道涉及分离前弹道和分离后弹道,分离前弹道与初始射击诸元以及弹体的自身结构有关,分离后弹道与阻力板的阻力特性、连接绳的刚度、分离点以及其他外部环境有很大关系。因而在火箭弹弹道仿真模拟时,在六自由度弹道仿真的基础上应用控制变量法分析不同参数对弹道的影响<sup>[22]</sup>。

建模过程使用到的坐标系<sup>[23]</sup>有:地面坐标系 $o_0 - x_0y_0z_0$ ,弹道坐标系 $o - x'y'z'$ ,弹体坐标系 $o - xyz$ ,阻力板体坐标系 $o_d - x_dy_dz_d$ ,阻力板弹道坐标

系 $o_d - x_dy_dz_d$ 。

假设火箭弹在小攻角条件下飞行,发动机推力曲线已知,忽略非定常运动附加质量和质量惯性矩的影响,质心运动方程在 $o_0 - x_0y_0z_0$ 坐标系中建立,发射点为坐标原点;初始射击平面与 $x_0o_0y_0$ 平面重合。火箭弹空间受力及运动情况如图2所示,其中 $F_p$ 为发动机推力, $F_{tp}$ 为脉冲发动机作用在火箭弹上的合外力,与弹体坐标系 $oz$ 轴平行。 $\alpha$ 为攻角, $\beta$ 为侧滑角, $\Theta$ 为弹道倾角, $\Psi$ 为弹道偏角, $\omega_z$ 、 $\omega_y$ 为弹体绕 $oz$ 、 $oy$ 轴的转动角速度,参考文献[21],建立火箭弹六自由度运动微分方程。

各角度正方向确定:在空间弹道模型建立的时候用正负号表示方向,定义火箭弹速度矢量在纵平面上投影与在 $o_0x_0$ 以下时 $\alpha$ 为正;定义导弹质心速度矢量在导弹纵平面右侧(从弹尾观测)时 $\beta$ 为正;定义火箭弹速度矢量的指向在 $x_0o_0z_0$ 上方时 $\Theta$ 为正;沿 $o_0y_0$ 俯视,火箭弹速度矢量水平面投影在 $o_0x_0$ 左边时 $\Psi$ 为正。

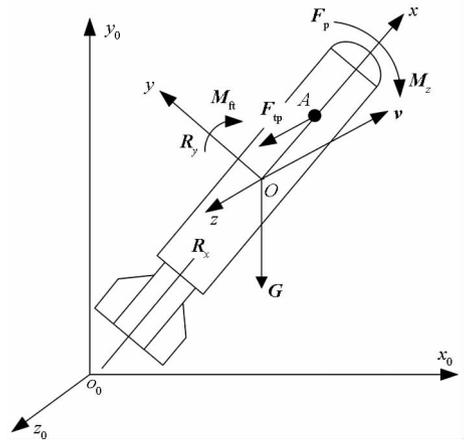


图2 火箭弹受力及运动平面图  
Fig.2 Plane figure of motion and forces of rocket shell

图2中, $M_{rt}$ 、 $M_z$ 为攻角 $\alpha$ 引起的位置阻力矩,位置俯仰力矩, $v$ 为火箭弹速度, $R_x$ 为弹体阻力沿 $ox$ 方向分量, $R_y$ 为弹体阻力沿 $oy$ 方向分量, $G$ 为火箭弹所受重力。

火箭弹所受空气动力和力矩为:

$$R_x = -\frac{1}{2}\rho sv^2 C_{x0}(1 + K\alpha^2) \quad (1)$$

$$R_y = \frac{1}{2}\rho sv^2 C'_y \alpha \quad (2)$$

$$R_z = -\frac{1}{2}\rho sv^2 C'_z \beta \quad (3)$$

$$M_z = \frac{1}{2}\rho sv^2 l m'_z \alpha \quad (4)$$

$$M_y = \frac{1}{2}\rho sv^2 l m'_y \beta \quad (5)$$

式(1)~(3)分别为火箭弹所受的阻力、升力和侧向力,式(4)、式(5)分别表示火箭弹所受的稳定力矩,定义 $\alpha$ 为正时俯仰力矩为正, $\beta$ 为正时偏航力矩为正。其中, $C_{x0}$ 为攻角 $\alpha=0^\circ$ 时的阻力系数, $K$ 为与弹形相关的无量纲系数, $C'_y$ 为升力系数对攻角 $\alpha$ 的导数, $C'_z$ 为侧向力系数对侧滑角 $\beta$ 的导数, $m'_z$ 、 $m'_y$ 为稳定力矩系数对攻角 $\alpha$ 、侧滑角 $\beta$ 的导数, $\rho$ 为空气密度, $s$ 为特征面积, $l$ 为全弹长度。

弹体空间运动方程为:

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = F_p \cos\alpha \cos\beta - R_x - m_0 g \sin\Theta \\ m v \frac{d\Theta}{dt} = F_p \sin\alpha + R_y - m_0 g \cos\Theta \\ -m v \cos\Theta \frac{d\Psi}{dt} = -F_p \cos\alpha \sin\beta + R_z + F_{tp} \end{cases} \quad (6)$$

弹体绕轴转动方程为:

$$\begin{cases} J_x \frac{d\omega_x}{dt} = M_x \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} = M_y + F_{tp} l_{tp} \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_p - M_z \end{cases} \quad (7)$$

弹体质心运动方程为:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = v \cos\Theta \cos\Psi \\ \frac{dy}{dt} = v \sin\Theta \\ \frac{dz}{dt} = -v \cos\Theta \sin\Psi \end{cases} \quad (8)$$

式(6)~(8)为弹体平面运动微分方程组。其中, $m_0$ 为分离前火箭弹总质量, $m$ 为火箭弹总质量, $\omega_x$ 、 $\omega_y$ 、 $\omega_z$ 为火箭弹绕弹体坐标系 $ox$ 、 $oy$ 、 $oz$ 轴的旋转角速度, $l_{tp}$ 为脉冲发动机合外力作用于火箭弹质心时的力臂。

## 2 空中分离后发动机及阻力板弹道建模

### 2.1 阻力板及发动机受力分析

火箭弹空中分离后,阻力板和发动机侧向受力很小,可以忽略。分离后发动机尾端、阻力板与弹仓部分主要受气动阻力、升力、稳定力矩、重力以及连接绳拉力、拉力矩的作用<sup>[24-25]</sup>,如图3所示。

阻力板和发动机所受的气动力和力矩为:

$$\mathbf{R}_{xp} = -\frac{1}{2} \rho S_p C_{xp} v_p^2 \quad (9)$$

$$\mathbf{R}_{yp} = \frac{1}{2} r S_p C'_{yp} v_p^2 (\mathbf{e}_{z1} \times \mathbf{v}_p) \alpha_p / \sin\alpha_p \quad (10)$$

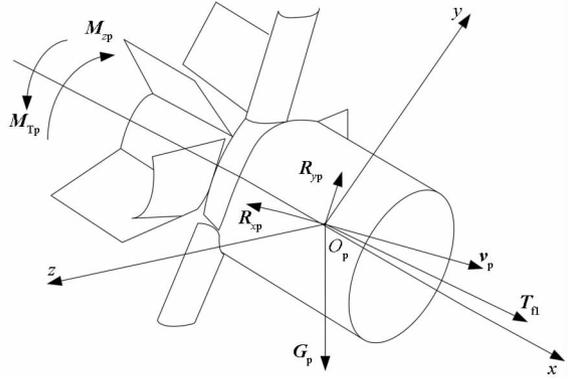


图3 发动机尾端与阻力板受力图

Fig. 3 Force diagram of engine rear end and resistance plate

$$\mathbf{M}_{zp} = \frac{1}{2} \rho S_p L_p m'_{zp} v_p \mathbf{v}_p \times \mathbf{e}_{z1} \alpha_p / \sin\alpha_p \quad (11)$$

其中: $S_p$ 为阻力板阻力特征面积, $C_{xp}$ 为阻力板的阻力系数, $v_p$ 为阻力板质心速度大小, $\mathbf{e}_{z1}$ 为阻力板速度坐标系 $oz_1$ 轴的基矢量,升力垂直于基矢量 $\mathbf{e}_{z1}$ 和速度矢量 $\mathbf{v}_p$ 所确定的阻力平面, $C'_{yp}$ 为阻力板升力系数导数, $\alpha_p$ 为阻力板的攻角, $m'_{zp}$ 为阻力板稳定力矩系数导数, $L_p$ 为阻力板特征长度,稳定力矩方向由 $\mathbf{v}_p \times \mathbf{e}_{z1}$ 确定。

重力为:

$$\mathbf{G} = -m_1 \mathbf{g} \quad (12)$$

重力作用于质心处,不产生力矩,视为常量, $m_1$ 为阻力板和发动机质量。

爆索出仓后,每个子弹由绳子连接两端,共10颗子弹,每一段绳子受力可以表示为:

$$\mathbf{T}_{fi} = \begin{cases} 0 & \Delta l \leq l_0 \\ E_i A \Delta l + d_i \dot{\Delta l} & \Delta l > l_0 \\ 0 & y_{0i+1} < 0 \end{cases} \quad (13)$$

其中: $\mathbf{T}_{fi}$ 为第 $i$ 根绳段的拉力(张力); $E_i$ 为第 $i$ 根绳段的刚度,可以视为常量; $A$ 为连接绳的端面面积; $\Delta l$ 为前后两个离散质量节点的距离; $\dot{\Delta l}$ 为距离的变化率; $l_0$ 为设置的离散长度; $d_i$ 为第 $i$ 根绳段的阻尼系数; $y_{0i+1}$ 为前一个离散绳段质点或者子弹在地面坐标系中的高度。由计算公式可知,当两个离散绳段质点之间的距离 $\Delta l$ 大于设定的离散长度 $l_0$ 时,可以计算拉力值;当小于 $l_0$ 时,则视为零。

### 2.2 发动机与阻力板运动微分方程组的建立

#### 2.2.1 阻力板质心动力学方程

应用动量定理,阻力板质心动力学方程矢量形式为:

$$m_p \frac{d\mathbf{V}_p}{dt} = \mathbf{F}_p \quad (14)$$

式中,  $F_p$  为合外力。

$$F_p = R_{xp} + R_{yp} + G_p + T_{fi} \quad (15)$$

阻力板和弹仓质心动力学方程标量形式为:

$$\begin{cases} m_p \frac{dv_p}{dt} = F_{px1} \\ m_p v_p \frac{d\Theta_p}{dt} = F_{py1} \\ m_p v_p \cos\Theta_p \frac{d\Psi_p}{dt} = F_{pz1} \end{cases} \quad (16)$$

其中:  $F_{px1}$  为切向力, 与速度方向相反;  $F_{py1}$  和  $F_{pz1}$  作为法向力和侧向力, 改变阻力板质心运动方向。

### 2.2.2 阻力板绕轴转动动力学方程

将阻力板和弹仓转动惯量  $M_p$  在阻力板体坐标系  $o_d - x_d y_d z_d$  中分解, 可得阻力板在体坐标系中绕轴转动动力学方程的标量形式:

$$\begin{cases} J_{xp} \frac{d\omega_{xp}}{dt} = M_{pxd} \\ J_{yp} \frac{d\omega_{yp}}{dt} = M_{pyd} + J_{yp} \omega_{zp}^2 \tan\psi_p - J_{xp} \omega_{xp} \omega_{zp} \\ J_{zp} \frac{d\omega_{zp}}{dt} = M_{pzd} + J_{yp} \omega_{yp} \omega_{zp} \tan\psi_p - J_{xp} \omega_{xp} \omega_{zp} \end{cases} \quad (17)$$

其中:  $J_{xp}, J_{yp}, J_{zp}$  为阻力板绕体坐标系三个坐标轴的转动惯量;  $\omega_{xp}, \omega_{yp}, \omega_{zp}$  为阻力板和弹仓在体坐标系的转动角速度。

### 2.2.3 阻力板运动学方程

阻力板的质心运动学方程在地面坐标系中建立, 绕心转动方程在体坐标系中建立, 具体表达式如下。

绕心转动方程:

$$\begin{cases} \frac{d\theta_p}{dt} = \frac{1}{\cos\psi_p} \omega_{zp} \\ \frac{d\psi_p}{dt} = -\omega_{yp} \\ \frac{d\gamma_p}{dt} = \omega_{xp} - \omega_{zp} \tan\psi_p \end{cases} \quad (18)$$

其中,  $\theta_p, \psi_p, \gamma_p$  为阻力板在空中的俯仰角、偏航角和横滚角。

质心运动学方程:

$$\begin{cases} \frac{dx_p}{dt} = v_p \cos\Psi_p \cos\Theta_p \\ \frac{dy_p}{dt} = v_p \sin\Psi_p \\ \frac{dz_p}{dt} = -v_p \cos\Psi_p \sin\Theta_p \end{cases} \quad (19)$$

其中,  $\Theta_p, \Psi_p$  为阻力板弹道倾角和弹道偏角。

上述方程组中, 阻力板攻角  $\alpha_p$ 、侧滑角  $\beta_p$ 、弹

道倾角  $\Theta_p$ 、弹道偏角  $\Psi_p$ 、高低俯仰角  $\theta_p$  以及偏航角  $\psi_p$  之间的联系方程可以根据坐标变换理论得到。

$$\sin\beta_p = \sin\Psi_p \cos\psi_p - \sin\Psi_p \cos\theta_p \cos(\theta_p - \Theta_p) \quad (20)$$

$$\sin\alpha_p = \sin(\theta_p - \Theta_p) \cos\psi_p / \cos\beta_p \quad (21)$$

综合方程(14) ~ (21), 即为发动机和阻力板运动微分方程组。

## 3 空中分离后弹仓运动微分方程组的建立

作用在弹仓上的力和力矩计算公式以及运动微分方程的建立过程如图4所示。

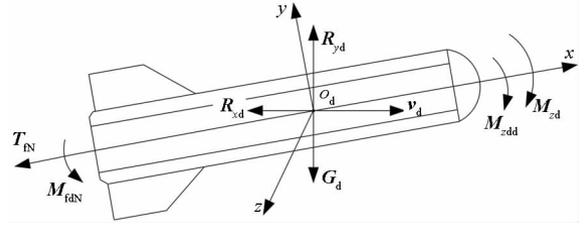


图4 弹仓受力示意图

Fig.4 Forces sketch map of magazine

作用在弹仓上的外力矩中需要添加赤道阻尼力矩  $M_{zdd}$ , 该力矩阻碍弹仓的摆动。具体表达式为:

$$M_{zdd} = -\frac{1}{2} \rho S_d L_d m'_{zd} v_d^2 \omega_{zd} \quad (22)$$

式中:  $S_d$  为弹仓阻力特征面积;  $L_d$  为弹仓特征长度;  $m'_{zd}$  为赤道阻尼力矩系数导数;  $\omega_{zd}$  为弹仓摆动角速度矢量, 其求解过程与阻力板求解过程类似, 在此不再列出。

## 4 火箭弹外弹道仿真分析

### 4.1 质点弹道轨迹仿真分析

在前面火箭弹空中弹道模型建立的基础上进行仿真分析, 火箭弹气动参数通过 fluent 计算得到。选择火箭弹发射时的初始仰角  $\theta_0$  分别为  $15^\circ, 30^\circ$  和  $45^\circ$ , 对火箭弹全程弹道进行仿真计算, 空中运动轨迹如图5所示。

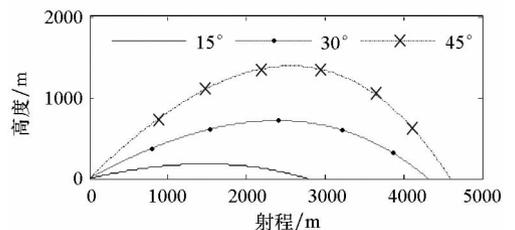


图5 不同发射仰角火箭弹外弹道轨迹

Fig.5 Ballistic trajectory of rocket shell in different launch elevation

由图 5 可知,当初始发射仰角  $\theta_0 = 15^\circ$  时,火箭弹外弹道曲线平直、低矮,射高低于 200 m,射程则达到 2784 m;当初始发射角为  $30^\circ$  和  $45^\circ$  时,火箭弹射程分别为 4100 m 和 4700 m。为了使模拟尾流与舰船的距离在 2000 ~ 2500 m,在下文仿真时取初始发射角为  $15^\circ$  进行分析。

### 4.2 火箭弹空中分离弹道特性

爆索拉出展开前发动机和弹仓速度相同,在分离机构动作阶段,发动机与弹仓在短时间分离,空中弹道随之变成两个轨迹,串列爆索在空中拉直的过程中,每个发泡弹丸的轨迹会有所不同。分离时间为 5.5 s 时,火箭弹完成空中分离后发动机和弹仓空间轨迹如图 6 ~ 7 所示。

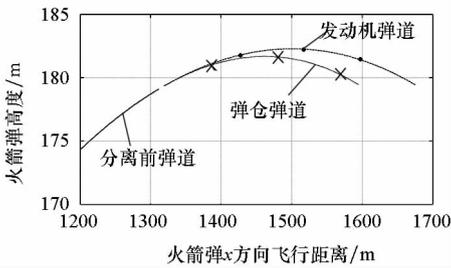


图 6 火箭弹分离瞬间空中弹道

Fig. 6 Air trajectory of rocket separation instant

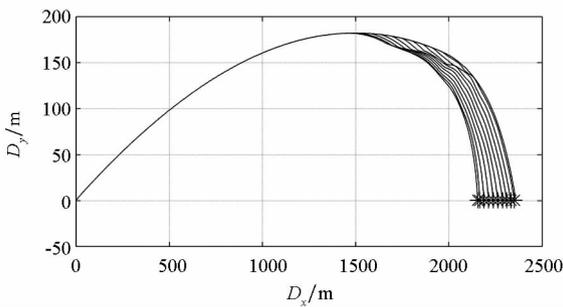


图 7 无风、脉冲发动机不工作时火箭弹全程弹道

Fig. 7 Full range of rocket trajectory while windless and pulsed engine is not working

从图 7 中可以看出,爆索空中展开后由于受到的阻力增大,飞行距离迅速减小,最终 10 枚子弹基本保持“一”字形入水,如图 8 所示,  $D_x$ 、 $D_y$  分别表示爆索发泡区域沿地面坐标系  $o_0x_0$ 、 $o_0y_0$  方向位置。模拟尾流沿  $x_0$  轴有效发泡区域大概在 2100 ~ 2400 m 之间,第 1 枚子弹和第 2 枚子弹的发泡区域有部分重叠,第 7 枚子弹到第 10 枚子弹的发泡区域基本相切,中间的子弹发泡区域稍有间距,但是可以近似认为气泡带满足设计要求。

### 4.3 脉冲发动机运行状态对火箭弹弹道的影响

根据战术要求,火箭弹发射出管后要完成大

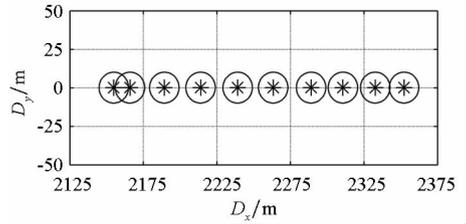


图 8 爆索发泡区域

Fig. 8 Generated bubble area of bomb cord

约  $20^\circ$  空中转向,对其外弹道进行仿真时主要考虑 3 个方面:①脉冲发动机喷管数量对火箭弹空中弹道的影响;②同一分离时刻,不同点火时间对空间弹道的影响;③同一点火时间,不同分离时刻对空间弹道的影响。

脉冲发动机的工作时间应该在火箭弹被动飞行阶段且在分离时间点以前,设置脉冲发动机工作时间为发射后第 4 ~ 5 s,对不同初始发射角度下火箭弹全程弹道进行仿真分析。脉冲发动机推偏时间为 1 s,单喷管平均推力为 1005 N。图 9 是始发射角为  $15^\circ$  时脉冲发动机不同数量喷管点火推偏情况下火箭弹空中弹道曲线。

从图 9 可以看出,脉冲发动机的运行状态对火箭弹的空中转向较为明显,单喷管工作时火箭弹空中转向角度大约为  $3.12^\circ$ ,三喷管同时工作的情况下当火箭弹空中转向角度约为  $11.676^\circ$  时,脉冲发动机的冲量对火箭弹转向角度有较大影响,基本能满足空中转向要求。

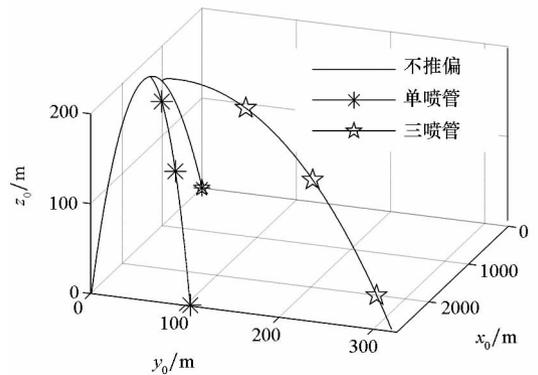


图 9 脉冲发动机喷管数量对弹道的影响

Fig. 9 Effect of number of pulsed engine nozzles on trajectory

### 4.4 同一分离时刻,不同推偏时间对模拟尾流生成区域的影响

火箭弹空中分离时刻设置为 6.5 s,分析不同推偏时间对模拟尾流生成区域的影响。仿真结果如图 10 所示,推偏时间分别是 2 ~ 3 s, 3 ~ 4 s, 4 ~ 5 s, 5 ~ 6 s。

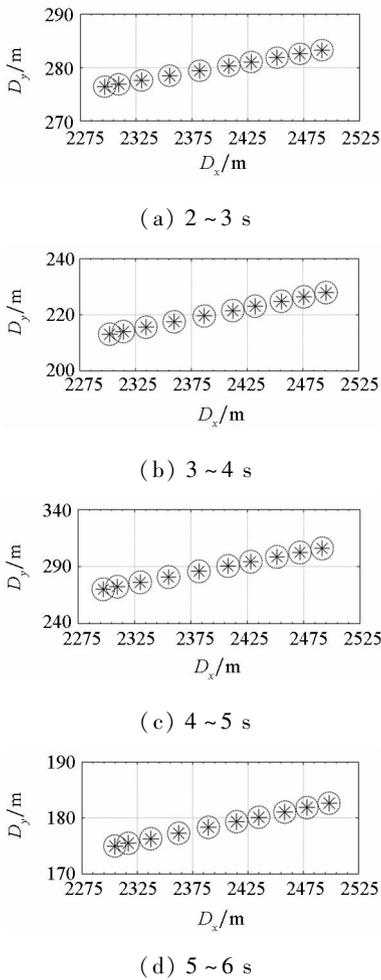


图10 不同推偏时间对模拟尾流生成区域的影响

Fig. 10 Effect of different thrust time on simulated wake generated area

从图10可以得到,同一分离时刻不同推偏时间情况下火箭弹沿  $x_0$  轴位移基本相同,沿  $y_0$  轴距离却呈现先增大后减小的趋势。推偏时间为4~5 s时爆索落点沿  $y_0$  轴展开的距离最大,即推偏的效果最明显,因此推偏时间取4~5 s为宜。火箭弹空中转向角度大致为  $16.699 2^\circ$ ,和设计指标有一定偏差,可以近似认为空中转向满足设计要求。爆索入水后发泡区域相对比较均匀,除了第1颗弹和第2颗弹发泡半径有所重合外其他弹丸发泡区域分布相对比较均匀,基本满足设计指标。

#### 4.5 同一推偏时间,不同分离时刻对模拟尾流生成区域的影响

在分析分离时刻对模拟尾流生成区域的影响时,选择的推偏时间不宜过早,也不宜过晚。过早推偏,火箭弹还处于高速阶段,所受空气阻力比较大;过晚推偏,很可能会错过火箭弹空中弹道分离的最佳时机,因而在确定火箭弹空中分离时刻时设定推偏时间在3~4 s。仿真结果如图11所示,其

分离时间分别是5 s、5.5 s、6 s、6.5 s、7 s、7.5 s。

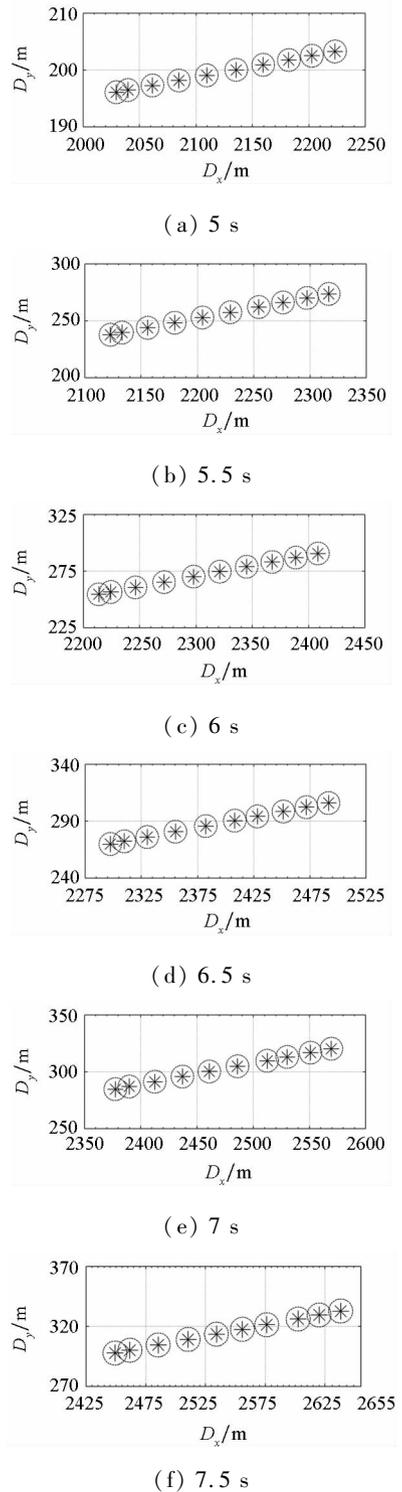


图11 分离时刻对模拟尾流生成区域的影响

Fig. 11 Effect of separation time on simulated wake generated Area

由图11可以看出,不同分离时刻火箭弹爆索空中弹道的变化主要体现在沿  $x_0$  轴位移上,随着分离时刻的推移,爆索落点沿  $x_0$  轴的位移呈现先增大后减小的趋势,在2500 m左右,但是火箭弹空中转向角度在分离时刻为5.5 s时基本是最大的,大约为  $16.7^\circ$ 。过晚分离时,火箭弹处于减速

下降阶段,推偏角度较小且不利于爆索空中展开;过早分离时,爆索展开后在空中时间较长,爆索空中飞行时间较长,也比较容易受到外部环境的干扰。

因而通过仿真分析优选火箭弹初始发射角度为  $15^\circ$ ,推偏时间为  $4 \sim 5$  s,分离时刻为  $5.5$  s。

## 5 结论

本文分析了尾流模拟火箭弹射击俯仰角以及空中分离时刻、脉冲发动机的状态对模拟尾流生成区域的影响,得到以下结论:

1) 在射击参数确定的情况下,尾流模拟火箭弹能够按照预定的轨迹飞行并完成空中开伞分离,且模拟尾流的生成区域近似能够达到设计要求;

2) 火箭弹飞行过程中应该先完成转向,再开伞分离,且转向和分离应该在火箭弹飞行至弹道最高点之前完成,以保证火箭弹在末端无控飞行过程中稳定且爆索能够充分拉直;

3) 未考虑外部环境对模拟尾流生成区域的影响,后续可以针对风载荷对模拟尾流生成区域的影响进行探索性研究。

## 参考文献 (References)

[1] 高江,张静远,杨力.舰船气泡尾流特性研究现状[J].舰船科学技术,2008,30(4):27-32.  
GAO Jiang, ZHANG Jingyuan, YANG Li. The present situation of research on shipwake characteristic [J]. Ship Science and Technology, 2008, 30(4): 27-32. (in Chinese)

[2] 王宏,韩明连,陆达人.舰船声尾流自导鱼雷及其防御技术[J].声学技术,2007,26(2):193-198.  
WANG Hong, HAN Minglian, LU Daren. Ship wake guided torpedo and the defense technique [J]. Technical Acoustics, 2007, 26(2): 193-198. (in Chinese)

[3] 荆昌凤.海军武器系统概论[M].北京:海潮出版社,2006.  
XING Changfeng. Conspectus of naval weapon system [M]. Beijing: Haichao Publishing House, 2006. (in Chinese)

[4] 田恒斗,金良安,迟卫.尾流自导鱼雷对抗技术现状与研究[J].火力与指挥控制,2010,35(10):36-39.  
TIAN Hengdou, JIN Liang'an, CHI Wei. The status and prospect of the countermeasure against wake homing torpedo [J]. Fire Control & Command Control, 2010, 35(10): 36-39. (in Chinese)

[5] 万业廷,高建光.基于LS-DYNA软件的爆索空中弹道仿真研究[J].舰船电子工程,2016,36(3):78-81.  
WAN Yeting, GAO Jianguang. Simulation of blasting-rope air trajectory based on LS-DYNA software [J]. Ship Electronic Engineering, 2016, 36(3): 78-81. (in Chinese)

[6] 任磊,贾跃,寇祝.机动受限舰艇使用火箭诱杀弹对抗声自导鱼雷仿真研究[J].指挥控制与仿真,2012,34(3):102-106.  
REN Lei, JIA Yue, KOU Zhu. Research on trapping and killing rocket simulation in ship limited mobility countering acoustic homing torpedo [J]. Command Control & Simulation, 2012, 34(3): 102-106. (in Chinese)

[7] 赵捍东.脉冲发动机提供控制力的火箭弹弹道修正理论及技术研究[D].南京:南京理工大学,2008.  
ZHAO Handong. The study of theory and technique for rocket trajectory correction by the control force of lateral push jet [D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2008. (in Chinese)

[8] Giudos B, Cooper G R. Aerospace science meeting and exhibit [C]//Proceedings of the 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000.

[9] 杨希祥,张为华.小型固体运载火箭六自由度弹道仿真[J].航空学报,2010,31(1):41-47.  
YANG Xixiang, ZHANG Weihua. Six-degree of freedom trajectory simulation of small solid launch vehicles [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 41-47. (in Chinese)

[10] 姚郁,毕永涛.姿控式直接侧向力与气动力复合控制策略设计[J].航空学报,2010,31(4):701-708.  
YAO Yu, BI Yongtao. Design of blended control strategy for missiles with lateral jets and aerodynamic surfaces [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 701-708. (in Chinese)

[11] 廉斌.潜射导弹运载器空中热分离建模与仿真[J].水雷战与舰船防护,2012(4):5-9,13.  
LIAN Bin. Modeling and simulation of air ejection separation motion of submarine-launched missile carrier [J]. Mine Warfare & Ship Self-Defence, 2012(4): 5-9, 13. (in Chinese)

[12] 高滨.火工驱动分离装置的应用[J].航天返回与遥感,2004,25(1):55-59.  
GAO Bin. Application of pyrotechnically actuated devices [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2004, 25(1): 55-59. (in Chinese)

[13] 王利荣.降落伞理论与应用[M].北京:宇航出版社,1997.  
WANG Lirong. Parachute theory and application [M]. Beijing: Yuhang Publishing House, 1997. (in Chinese)

[14] 徐明友.火箭外弹道学[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2004.  
XU Mingyou. Rocket exterior ballistics [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2004. (in Chinese)

[15] 周曾素,黄惠冲.弹道学[M].武汉:海军工程大学出版社,1996.  
ZHOU Zengsu, HUANG Huichong. Ballistics [M]. Wuhan: Press of Naval University of Engineering, 1996. (in Chinese)

[16] Cockrell D J, Haidar N I A. Influence of the canopy-payload coupling on the dynamic stability in pitch of a parachute system [C]//Proceedings of Aerospace Design Conference, 1993.

- [17] Wolf D F. The dynamics stability of a non-rigid parachute and payload system[J]. *Aircraft*, 1971, 8(6): 603 - 609.
- [18] Wolf D F, Spahr H R. Parachute cluster dynamic analysis[J]. *Aircraft*, 1977, 14(4): 321 - 322.
- [19] 马利兵, 林都. 基于 MATLAB 的外弹道模型仿真研究[J]. *中北大学学报*, 2006, 27(5): 412 - 415.  
MA Libin, LIN Du. A research on the simulation of exterior trajectory based on MATLAB[J]. *Journal of North University of China*, 2006, 27(5): 412 - 415. (in Chinese)
- [20] 胡荣林, 李兴国. 确定射程弹道修正弹阻力器展开时刻的算法研究[J]. *兵工学报*, 2008, 29(2): 235 - 239.  
HU Ronglin, LI Xingguo. Research on deciding the deployment time of damper for range correction projectiles[J]. *Acta Armamentarii*, 2008, 29(2): 235 - 239. (in Chinese)
- [21] 王永周, 刘明喜, 赵小侠. 一维弹道修正弹阻力执行机构开启时间确定算法[J]. *弹箭与制导学报*, 2009, 29(6): 165 - 168.  
WANG Yongzhou, LIU Mingxi, ZHAO Xiaoxia. Computational method of resistance device's opening time of one-dimensional trajectory correction projectiles [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2009, 29(6): 165 - 168. (in Chinese)
- [22] 肖其虎, 唐硕. 运载火箭空中发射的分离运动分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 2000(4): 13 - 17.  
XIAO Qihu, TANG Shuo. A kinetic analysis of air-launched rocket in air-departure phase [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2000(4): 13 - 17. (in Chinese)
- [23] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013: 28 - 77.  
QIAN Xingfang, LIN Ruixiong, ZHAO Yanan. *Missile flight mechanics* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2013: 28 - 77. (in Chinese)
- [24] 李超旺, 高敏, 郭庆伟, 等. 弹道修正弹射程偏差预测与阻力板展开时机优化[J]. *军械工程学院学报*, 2014, 26(4): 19 - 25.  
LI Chaowang, GAO Min, GUO Qingwei, et al. Optimization on the deployment time of damp ring and the prediction of the range errors for trajectory correction projectiles[J]. *Journal of Ordnance Engineering College*, 2014, 26(4): 19 - 25. (in Chinese)
- [25] 田应元. 一种带减速伞的弹体三维弹道数值仿真模型[J]. *舰船科学技术*, 2009, 31(3): 143 - 146.  
TIAN Yingyuan. A simulation model on 3D trajectory of missile with parachute [J]. *Ship Science and Technology*, 2009, 31(3): 143 - 146. (in Chinese)