



# 变后掠翼超远程制导炮弹方案弹道优化方法

高英瑞<sup>1</sup>, 史金光<sup>1\*</sup>, 任华杰<sup>2</sup>, 耿宝魁<sup>3</sup>

(1.南京理工大学 能源与动力工程学院,江苏 南京 210094;2.海装沈阳局驻沈阳地区第三军事代表室,辽宁 沈阳 110066;  
3.西北工业集团有限公司,陕西 西安 710043)

**摘要:**为使超远程制导炮弹在全飞行空域中始终保持良好的气动特性,提升其最大射程与飞行效率,将变体飞行器技术应用于大口径超远程制导炮弹,设计了一种变后掠翼超远程制导炮弹的气动外形及变后掠翼方式,提出一种适配该类具有连续变后掠翼能力的超远程制导炮弹方案弹道优化方法。通过引入变形参数来描述炮弹尾翼后掠角的变化,构建变后掠翼超远程制导炮弹的纵向动力学模型,采用粒子群优化算法,以全弹升阻比最大为目标函数,在设定约束条件下优化获得制导炮弹的尾翼后掠外形与舵偏角方案。通过对变后掠翼超远程制导炮弹与尾翼后掠角为零的基准固定尾翼外形进行方案弹道对比仿真计算。结果表明:变后掠翼超远程制导炮弹可以根据弹丸飞行速度连续改变尾翼后掠角,改变炮弹飞行时的空气阻力与升力,使炮弹在弹道滑翔段始终拥有良好的升阻比特性;相较于基准固定外形制导炮弹,采用变后掠翼的制导炮弹射程提高了 8.9%。研究方法为连续变后掠翼超远程制导炮弹的方案弹道优化设计提供了理论依据与参考。

**关键词:**变后掠翼;超远程制导炮弹;粒子群算法;弹道优化;连续变形

**中图分类号:**TJ385 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-499X(2025)02-0069-07

## Ballistic Optimization Method of Variable Swept Wing Extended-range Guided Projectiles

GAO Yingrui<sup>1</sup>, SHI Jinguang<sup>1\*</sup>, REN Huajie<sup>2</sup>, GENG Baokui<sup>3</sup>

(1.School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;  
2.The Third Military Representative Office of Shenyang Naval Equipment Bureau in Shenyang, Shenyang 110066, China;  
3.Northwest Industries Group Corporation, Xi'an 710043, China)

**Abstract:** In order to maintain excellent aerodynamic characteristics of extended-range guided projectiles in the entire flight airspace while enhancing their maximum range and flight efficiency, morphing vehicle technology was applied to large-caliber extended-range guided projectiles. The aerodynamic shape and variable swept wing of a variable swept wing extended-range guided projectiles was designed. Furthermore, a trajectory optimization methodology specifically adapted for extended-range guided projectiles featuring continuous variable swept wing capability was proposed. By introducing a deformation parameter to characterize the variation of the fin swept angles of the projectile, a longitudinal dynamics model for extended-range guided projectiles with variable swept wing was constructed. Particle swarm optimization algorithm was employed, with maximum overall lift-to-drag ratio as the objective function, to simultaneously optimize wing sweep angles and rudder deflection angle. Ballistic simulation was carried out for the variable swept wing extended-range guided projectiles and its fixed shape respectively. The simulation results show that the variable swept wing extended-range guided projectiles can continuously

adjust wing sweep angles according to the flight velocity of the projectile, thereby modulating aerodynamic drag and lift to maintain optimal lift-to-drag ratio characteristics throughout the ballistic glide phase. Compared to the guided projectile with fixed shape, the guided projectile with variable swept wing achieves significant range increase of 8.9%. The research method provides a theoretical foundation and reference for the optimal design of the ballistic trajectory of the continuous variable sweep wing extended-range guided projectiles.

**Key words:** variable swept wing; extended-range guided projectiles; particle swarm algorithm; trajectory optimization; continuous deformation

变体飞行器是能根据飞行环境变化和飞行任务需求,以性能为优化目标自适应改变外形,实现最优飞行性能的新概念飞行器<sup>[1]</sup>。由于变体飞行器具有飞行效率高、能量损耗低、空气动力性能良好等优势,世界各军事强国正积极将飞行器变体技术应用于飞机、无人机和导弹的设计中。

制导炮弹具有发射平台多样、反应迅速、打击精确等特点,显著提升了现代战争中的火力打击能力,成为现代军队不可或缺的高效打击武器之一。将变体飞行技术应用于制导炮弹的设计,能够使制导炮弹在多种飞行任务下始终保持较优的气动与弹道性能,进一步提升大口径火炮的超远程精确打击能力,具有重要的研究意义<sup>[2-4]</sup>。

相关研究表明,通过调整飞行器的后掠角、展长和弦长等参数能显著改变飞行器的气动特性,使飞行器适应多种环境和任务<sup>[5]</sup>,如大展弦比、小后掠角弹翼适合亚声速飞行;小展弦比、大后掠角弹翼适合高超声速飞行。为此,可利用上述特点,将导弹的弹翼设计为后掠角度或弹翼面积可变结构,从而使导弹在高速及低速飞行时都能维持良好的气动特性<sup>[6]</sup>。文献[7]采用CFD方法计算了某型变后掠翼身组合体飞行器在不同马赫数与后掠角下的气动数据,得到升阻比随攻角与后掠角的变化规律。文献[8,9]设计了一种采用剪切可变后掠弹翼的导弹外形方案,分析了超声速条件下不同弹翼后掠角的气动特性。

上述研究主要针对飞机、导弹等有动力飞行器的剪切式变后掠翼的气动特性展开研究。但是制导炮弹的滑翔段通常为无动力飞行,剪切式变后掠翼在增大后掠角的同时会减小弹翼面积,导致气动阻力和升力同时降低,对制导炮弹的升阻比产生不利影响。当前,柔性蒙皮机翼已经成为未来变体飞行器发展的趋势,柔性蒙皮在实现变体机翼所需的大

变形的同时,能够提供足够的刚度和强度以承受局部气动载荷<sup>[10]</sup>。因此,可将变体飞行器技术应用于大口径超远程制导炮弹,针对制导炮弹的无动力滑翔段,设计了一种机械结构搭配柔性蒙皮的制导炮弹尾翼变后掠外形方案。

合理的弹道设计方案是充分发挥变体制导炮弹性能的前提。文献[11]根据变后掠翼巡航导弹的飞行特点,将其飞行过程分为5个阶段,并对每个阶段设计了弹道和控制指令。文献[12]研究了某变体巡航导弹在不同任务阶段下变翼飞行的空气动力特性。文献[13]通过分析某变体制导炮弹的气动特性与弹翼后掠角之间的关系,根据多种任务剖面制定了一种分段式变体方案。上述研究通过划分多种任务剖面,进行了分段式的变体方案弹道设计,为变体飞行器的多任务弹道设计提供了参考。然而,此类方法在单一任务剖面中仍采用固定外形设计,未能充分发挥出变体飞行器连续变形的优势。

因此,本文提出一种适配连续变后掠翼制导炮弹方案弹道的优化方法。通过引入变形参数来描述炮弹尾翼后掠角的变化,构建变后掠翼超远程制导炮弹的纵向动力学模型,采用粒子群优化算法,以全弹升阻比最大为目标函数,优化获得制导炮弹的尾翼后掠外形与舵偏角方案,为连续变后掠翼制导炮弹的方案弹道优化设计提供理论依据与参考。

## 1 变后掠翼超远程制导炮弹外形设计

### 1.1 炮弹物理模型

本文以某超远程制导炮弹为研究对象,弹丸全长为3.5 m,长细比约为11,采用鸭式气动布局。4片后掠鸭舵位于弹体头部,呈“十”字型排列,采用前折后张方式;8片尾翼位于弹体尾部,呈“米”字型排列,采用前折后张方式。

变后掠翼超远程制导炮弹采用火箭助推与滑翔

增程相结合的复合增程方式,不同尾翼后掠角的炮弹外形如图1所示。炮弹发射后折叠尾翼张开保持稳定飞行,火箭发动机在炮弹出炮口后几秒开始工作,推动弹丸提速并持续爬高。在火箭发动机停止工作后,弹丸惯性飞行至弹道顶点附近,此时弹道参数探测系统开始工作。同时,折叠式鸭舵张开,炮弹尾翼根据飞行环境和飞行任务调整后掠角,操控弹体姿态使其滑翔至弹道终点。

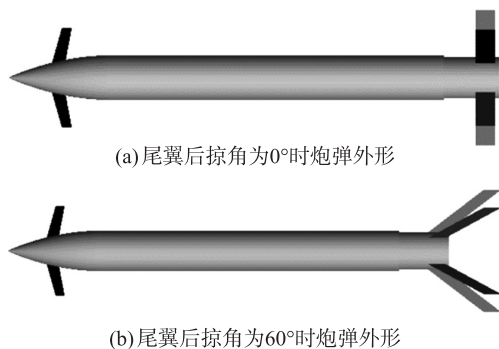


图1 变后掠翼超远程制导炮弹外形图

Fig. 1 Diagram of variable swept wing extended-range guided projectiles

## 1.2 炮弹变后掠尾翼外形设计

炮弹尾翼变形示意图如图2所示。8片尾翼为框架结构,采用可伸缩的柔性蒙皮,当尾翼后掠角变化时,通过改变尾翼的外露长度保持展长恒定。考虑到工程上的强度问题,尾翼长度不宜过长,设计尾翼后掠角变化范围为 $[0^\circ, 60^\circ]$ 。相比于剪切式变后掠翼的变形方式,该变形方式能够在变形过程中保持尾翼的面积恒定。

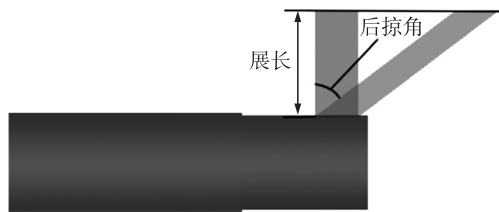


图2 炮弹尾翼变形示意图

Fig. 2 Schematic diagram of shell tail deformation

针对这一变形方案,引入变形参数描述后掠角的变化<sup>[14]</sup>,定义为

$$\xi = \frac{\chi - \chi_{\min}}{\chi_{\max} - \chi_{\min}} \quad (1)$$

式中: $\chi$ 为尾翼后掠角, $\chi_{\max}$ 为尾翼最大后掠角, $\chi_{\min}$ 为尾翼最小后掠角。本文情况下,变形参数在后掠角为 $0^\circ$ 时为0,在后掠角为 $60^\circ$ 时为1。由此可以

通过变形参数对炮弹尾翼后掠角的变化进行定量描述。

## 2 变后掠翼超远程制导炮弹的方案弹道优化设计方法

### 2.1 方案弹道模型

为方便对制导炮弹进行弹道优化,本文忽略尾翼后掠角调整引起的炮弹质心位置变化,基于瞬时平衡假设,只研究制导炮弹质心在纵向平面内的运动。炮弹在滑翔段的运动方程组为

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -\frac{1}{2m}\rho S C_x v^2 - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2m}\rho S C_y v - \frac{g \cos \theta}{v} \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} = v \sin \theta \\ \frac{\alpha}{\delta_z} = \frac{C_y^{\delta_z}(x_G - x_R)}{C_y^\alpha(x_F - x_G)} \\ C_x = C_{x0}(1 + k_1 \alpha^2) + C_{x0}^{\delta_z}(1 + k_2 \delta_z^2) \\ C_y = C_y^\alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z \end{cases} \quad (2)$$

式中: $v$ 为弹丸速度; $m$ 为弹丸质量; $\rho$ 为大气密度; $S$ 为特征面积; $g$ 为重力加速度; $\theta$ 为弹道倾角; $x$ 为水平射程; $y$ 为飞行高度; $\alpha$ 为攻角; $\delta_z$ 为舵偏角; $x_G$ 为滑翔段全弹重心位置; $x_F$ 为弹翼组合体压心位置; $x_R$ 为控制舵压心位置; $C_x$ 为弹翼组合体阻力系数; $C_y$ 为弹翼组合体升力系数; $C_{x0}$ 为弹翼组合零升阻力系数; $k_1$ 为弹翼组合诱导阻力系数; $k_2$ 为操纵舵的诱导阻力系数; $C_y^\alpha$ 为弹翼组合升力系数的导数; $C_{x0}^{\delta_z}$ 为操纵舵的零升阻力系数; $C_y^{\delta_z}$ 为操纵舵的升力系数的导数。

本文通过 Missile Datcom 软件计算得到若干飞行工况下,不同尾翼后掠角外形炮弹的气动力系数。由于炮弹尾翼后掠角变化会对炮弹零升阻力系数与升力系数导数产生影响,在固定飞行速度下,二者均可以看作与后掠角变形参数有关的函数。因此,本文基于非线性最小二乘法,将弹丸不同飞行速度下零升阻力系数与升力系数导数拟合成变形参数的二次函数。

$$C_{x0} = c_1 \xi^2 + c_2 \xi + c_3 \quad (3)$$

$$C_y^\alpha = c_4 \xi^2 + c_5 \xi + c_6 \quad (4)$$

式中: $c_1$ 、 $c_2$  和  $c_3$  为零升阻力系数的拟合参数,系数值如表 1 所示; $c_4$ 、 $c_5$  和  $c_6$  为升力系数导数的拟合参数,系数值如表 2 所示。

表 1 零升阻力系数拟合结果

Table 1 Fitting results of zero-lift drag coefficient

| $Ma$ | $c_1$  | $c_2$  | $c_3$ | 残差    |
|------|--------|--------|-------|-------|
| 0.50 | -0.036 | -0.003 | 0.250 | 0.001 |
| 0.80 | -0.036 | -0.006 | 0.258 | 0.001 |
| 0.95 | 1.138  | -1.764 | 1.068 | 0.067 |
| 1.05 | 0.968  | -1.655 | 1.334 | 0.083 |
| 1.20 | -0.018 | -0.523 | 1.267 | 0.038 |
| 1.50 | 0.085  | -0.451 | 1.019 | 0.018 |
| 1.75 | -0.127 | -0.057 | 0.812 | 0.009 |
| 2.00 | 0.080  | -0.300 | 0.771 | 0.001 |
| 2.50 | 0.054  | -0.261 | 0.687 | 0.002 |
| 3.00 | 0.010  | -0.195 | 0.642 | 0.005 |
| 3.50 | 0.024  | -0.216 | 0.607 | 0.004 |
| 4.00 | 0.030  | -0.226 | 0.582 | 0.003 |

表 2 升力系数导数拟合结果

Table 2 Fitting results of lift coefficient derivative

| $Ma$ | $c_4$  | $c_5$   | $c_6$  | 残差    |
|------|--------|---------|--------|-------|
| 0.50 | -2.538 | -4.915  | 15.078 | 0.192 |
| 0.80 | -1.979 | -6.078  | 21.565 | 0.151 |
| 0.95 | -9.416 | -11.041 | 32.098 | 0.173 |
| 1.05 | -4.708 | -17.479 | 35.533 | 0.189 |
| 1.20 | -1.878 | -4.828  | 25.340 | 0.189 |
| 1.50 | -1.776 | -2.389  | 17.962 | 0.101 |
| 1.75 | 1.604  | -3.232  | 15.006 | 0.189 |
| 2.00 | 1.434  | -2.981  | 13.413 | 0.134 |
| 2.50 | 1.972  | -3.674  | 10.978 | 0.112 |
| 3.00 | 1.388  | -2.602  | 8.887  | 0.071 |
| 3.50 | 0.815  | -1.709  | 7.454  | 0.023 |
| 4.00 | 0.711  | -1.478  | 6.331  | 0.032 |

## 2.2 方案弹道优化设计目标函数与约束条件

根据变外形制导炮弹的气动布局与飞行特点,其在滑翔段的升阻比可表示为<sup>[15]</sup>

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{qSC_y^\alpha \alpha + qSC_y^{\delta_z} \delta_z}{qSC_{x0}(1+k_1\alpha^2) + qSC_{x0}^{\delta_z}(1+k_2\delta_z^2)} \quad (5)$$

式中: $q=0.5\rho v^2$ 。根据瞬时平衡假设,攻角  $\alpha$  用舵偏

角  $\delta_z$  表示,则升阻比的关系为

$$K = \frac{\left[ \frac{(x_G - x_R)}{(x_F - x_G)} + 1 \right] C_y^{\delta_z} \delta_z}{C_{x0} \left[ 1 + k_1 \left( \frac{C_y^{\delta_z} (x_G - x_R)}{C_y^\alpha (x_F - x_G)} \delta_z \right)^2 \right] + C_{x0}^{\delta_z} (1 + k_2 \delta_z^2)} \quad (6)$$

于是,升阻比可用变形参数与舵偏角表示为

$$K = f(\delta_z, \xi) \quad (7)$$

超远程制导炮弹进行变后掠翼设计,主要目的是为提高射程,为此,选取变后掠翼超远程制导炮弹滑翔段上的升阻比最大为目标函数,即

$$\max(k) = \max(f(\delta_z, \xi)) \quad (8)$$

在进行方案弹道优化过程中,考虑的约束主要包括:①后掠翼变形参数与舵翼偏转角在规定的范围内变化;②弹翼变形与舵翼偏转引起全弹的攻角要在规定的要求内。具体为  $\xi \in [0, 1]$ ,  $\delta_z \in [0^\circ, 25^\circ]$ ,  $\alpha \in [0^\circ, 8^\circ]$ 。

## 2.3 粒子群优化算法

由于粒子群优化算法(particle swarm optimization, PSO)是一种基于群体智能的随机优化算法,可在全局的解空间内根据个体的适应度值进行搜索,不受函数性质(如连续性、可导性等)的限制,具有可靠性高、收敛速度快、优化效果好等特点。因此,本文采用粒子群优化算法进行计算。

在粒子群优化算法中,每个粒子代表了搜索空间中的一个潜在解,粒子根据自身经验和相邻粒子的经验进行位置调整,通过不断迭代优化来寻找最优解<sup>[16]</sup>。粒子的速度决定了粒子移动的方向和距离,速度随自身及其他粒子的移动经验进行动态调整;粒子的位置随着自身位置及速度进行动态调整,从而实现个体在可行解空间中的寻优。粒子的速度和位置更新公式分别为<sup>[17]</sup>

$$\begin{cases} V_{id}^{k+1} = \omega V_{id}^k + h_1 r_1 (p_{id}^k - x_{id}^k) + h_2 r_2 (p_{gd}^k - x_{id}^k) \\ x_{id}^{k+1} = x_{id}^k + V_{id}^{k+1} \end{cases} \quad (9)$$

式中: $V_{id}^k$ 、 $x_{id}^k$  分别为第  $i$  个粒子在  $d$  维上  $k$  时刻的速度与位置; $p_{id}^k$  为第  $i$  个粒子在  $d$  维上的位置最优值; $p_{gd}^k$  为群体的位置最优值; $\omega$  惯性权值; $h_1$ 、 $h_2$  为加速度常数; $r_1$ 、 $r_2$  为  $[0, 1]$  内的随机数。

结合上文炮弹的升阻比模型和粒子群优化算法,优化获取最大升阻比对应的舵偏角和后掠角方案的基本流程如下:

①模型初始化。粒子群算法参数和种群初始化,根据式(3)~式(6)生成弹丸某一飞行速度下的

升阻比函数。

- ②根据式(9)更新粒子速度和位置信息。
- ③计算种群平均运动步长,根据粒子步长判断是否按照一定概率重新初始化部分个体。
- ④计算目标函数式(8),调整个体最优适应度和种群最优适应度值。
- ⑤如果满足终止条件则停止计算,输出最优个体位置,得到弹丸在该飞行速度下,最大升阻比对应的舵偏角和后掠角;否则,返回步骤③。
- ⑥重复步骤①~⑤,建立弹丸不同飞行速度时,

升阻比最大对应的舵偏角和后掠角方案。

⑦通过对炮弹速度进行插值处理,调用制导炮弹的尾翼后掠外形与舵偏角方案,逐步积分弹道方程从而获得炮弹的方案弹道。

2.4 优化算例

为分析变后掠翼超远程制导炮弹在亚、跨、超声速滑翔飞行达到最大升阻比时的后掠尾翼外形情况,采用上述粒子群算法,优化获得弹丸飞行马赫数分别为 0.8、1.0、2.0、4.0 时,最大升阻比对应的舵偏角和后掠角方案,寻优结果如图 3 与表 3 所示。

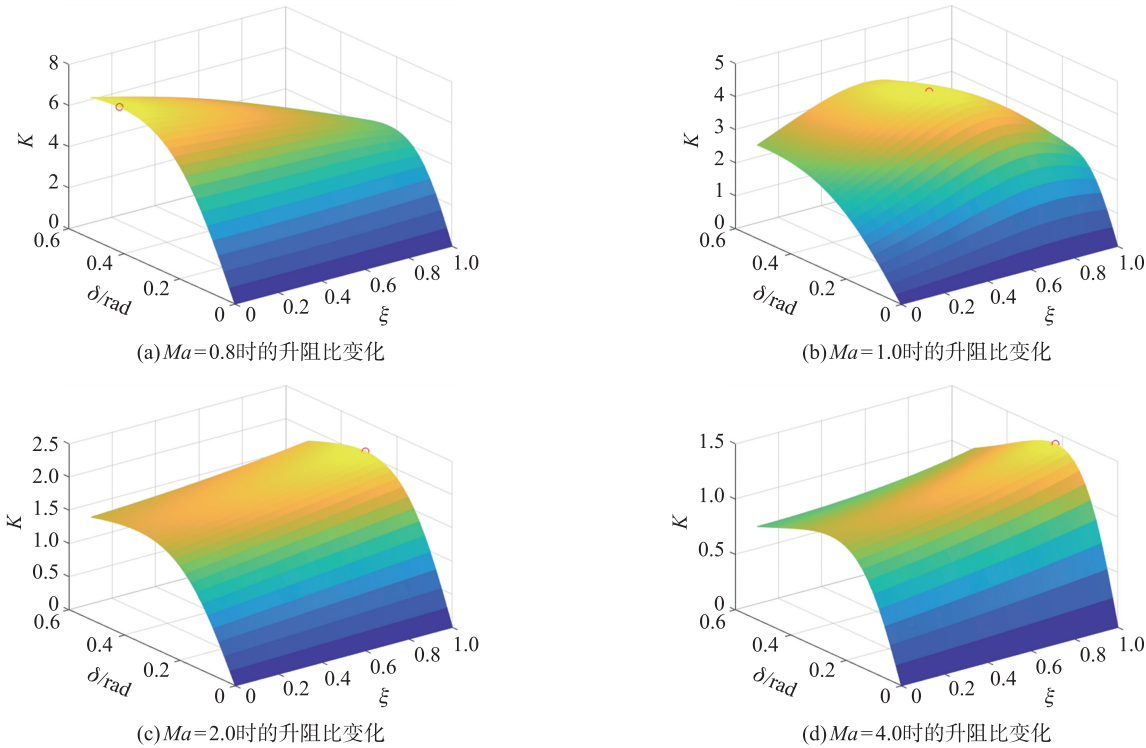


图 3 不同马赫数下升阻比最大值位置

Fig. 3 Location of the maximum lift-to-drag ratio at different Ma

表 3 算例优化结果

Table 3 Optimization results of the example

| Ma  | K     | $\xi$ | $\delta/\text{rad}$ |
|-----|-------|-------|---------------------|
| 0.8 | 7.043 | 0     | 0.416               |
| 1.0 | 4.138 | 0.567 | 0.342               |
| 2.0 | 2.052 | 1     | 0.313               |
| 4.0 | 1.400 | 1     | 0.226               |

优化结果可知:制导炮弹为实现最大升阻比滑翔飞行,在亚、跨、超声速条件下对应的尾翼后掠角变化较大。随着弹丸速度的增加,炮弹最大升阻比对应的尾翼后掠角也逐渐增大。炮弹在亚声速飞行时,尾翼后掠角为 0°的升阻比最大;炮弹在跨声速

飞行时,随着炮弹飞行速度的增大,激波阻力急剧上升,此时增大后掠角延缓了激波的形成,提升了升阻比;炮弹在高超声速飞行时,尾翼后掠角为 60°的升阻比最大。

3 方案弹道优化设计仿真与结果分析

为了更直观地研究连续变后掠尾翼对超远程制导炮弹射程的影响,使用上文优化获得的最大升阻比对应的舵偏角和后掠角方案,对变后掠翼超远程制导炮弹与尾翼后掠角为零的基准固定外形制导炮弹进行弹道对比仿真计算。弹道仿真初始状态参数如表 4 所示。

表4 初始状态参数

Table 4 Parameters of initial state

| 初始点<br>速度<br>/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ) | 射角<br>/( $^{\circ}$ ) | 特征<br>面积<br>/ $\text{m}^2$ | 弹重<br>/ $\text{kg}$ | 火箭<br>装药<br>量/ $\text{kg}$ | 火箭发动<br>机工作时<br>间/ $\text{s}$ | 火箭<br>推力<br>/ $\text{N}$ |
|------------------------------------------------|-----------------------|----------------------------|---------------------|----------------------------|-------------------------------|--------------------------|
| 660                                            | 63                    | 0.080 4                    | 550                 | 230                        | 6~45                          | 12 955                   |

图4~图8分别为仿真计算的方案弹道、飞行速度、弹道倾角、攻角和后掠角变化规律对比曲线图。

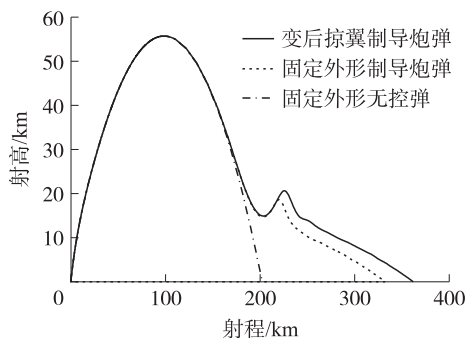


图4 方案弹道曲线对比图

Fig. 4 Comparison of program ballistic curves

由图4可知,固定外形制导炮弹的方案弹道射程为332.6 km;而变后掠翼超远程制导炮弹可根据其飞行速度变化连续地改变尾翼后掠外形,使得弹丸在飞行过程中的升阻比更高,具备更强的滑翔能力,其射程可达362.1 km。与尾翼后掠角为零的基准固定外形制导炮弹相比,变后掠翼超远程制导炮弹的射程提高了8.9%。

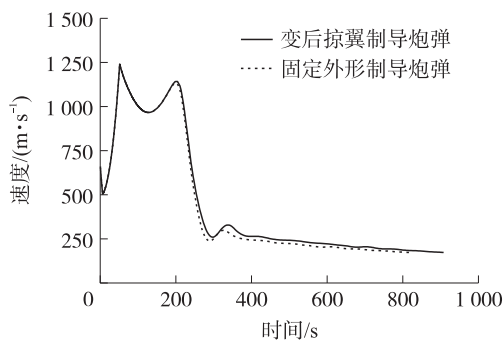


图5 飞行速度曲线对比图

Fig. 5 Comparison of flight speed curves

如图5所示,火箭发动机在炮弹出炮口后的6~45 s内工作,将炮弹飞行速度提高至1 240 m/s。火箭发动机关闭后,受空气阻力影响炮弹速度逐渐降低。在进入滑翔段后,炮弹的重力势能转化为动能,飞行速度再次提高。由于变后掠翼制导炮弹在滑翔飞行过程中,后掠角变化导致作用在弹丸上的空气阻力与升力发生改变,其升阻比特性较固定外

形制导炮弹要好。因此,滑翔段上变后掠翼制导炮弹较固定外形制导炮弹飞行速度要大。

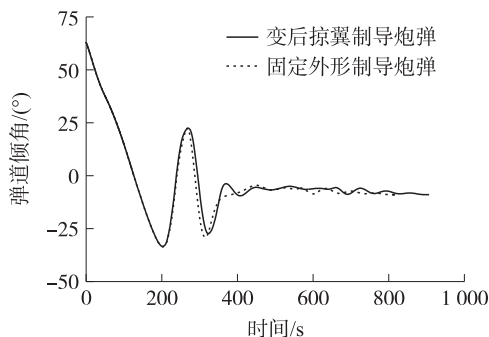


图6 弹道倾角曲线对比图

Fig. 6 Comparison of flight path angle curves

如图6所示,弹丸过弹道顶点后,其弹道倾角开始震荡,经过一段时间后缓慢变化至约 $-9^{\circ}$ ,并保持该姿态一直飞行至落点。这是由于制导炮弹在弹道顶点附近张开舵翼开始滑翔飞行,舵翼偏转使得弹丸获得较大的攻角并产生升力,在滑翔升力与重力分量的相互作用影响下,弹丸的下落趋势趋缓,出现了跳跃弹道,从而提高了弹丸滑翔段的飞行时间和射程。对于变后掠翼制导炮弹,由于其在滑翔段上的飞行速度较固定外形制导炮弹大,为了获得最大升阻比滑翔飞行,弹道倾角的变化相对要大,以利于获得更大的跳跃弹道。

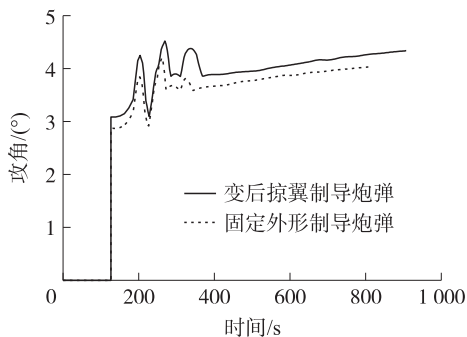


图7 攻角曲线对比图

Fig. 7 Comparison of angle of attack curves

如图7所示,变后掠翼制导炮弹通过不断调整尾翼后掠角和舵偏角,使得其攻角始终大于基准固定外形制导炮弹的对应值,实现最大升阻比滑翔飞行。

如图8所示,变后掠翼超远程制导炮弹在超声速滑翔飞行时,采用较大的后掠角( $\chi = 60^{\circ}$ );在亚声速飞行时,采用较小的后掠角( $\chi = 0^{\circ}$ );在跨声速飞行时,后掠角出现先减小、后增大、再减小的变化规

律。这是因为超远程制导炮弹在滑翔飞行时,经历了超声速、跨声速、亚声速的大速域连续变化,通过调整尾翼后掠角和舵偏角,改变作用在全弹上的升力与阻力,使得全飞行速域上获得最大的升阻比特性。该方案弹道的后掠角优化结果与2.4节设定马赫数条件下的后掠角优化结果规律一致,表明该方案弹道优化设计方法合理可行。

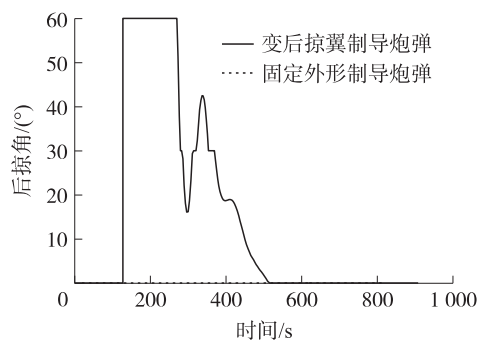


图8 后掠角曲线对比图

Fig. 8 Comparison of sweep angle curves

## 4 结束语

通过对变后掠翼超远程制导炮弹与尾翼后掠角为零的基准固定外形制导炮弹进行方案弹道对比仿真计算。结果表明,变后掠翼超远程制导炮弹的方案弹道射程达到362.1 km,与尾翼后掠角为零的基准固定尾翼外形制导炮弹相比,其射程提高了8.9%。该方案弹道后掠角优化结果与设定马赫数条件下的后掠角优化结果规律一致,表明提出的具有连续变后掠翼能力制导炮弹的方案弹道优化设计方法合理可行,可为连续变后掠制导炮弹的方案弹道优化设计提供理论依据与参考。

## 参考文献

- [1] 李雪江,刘峰,乔宇. 变体飞行器发展现状与应用前景[J]. 飞机设计,2022,42(5):1-7.  
LI Xuejiang, LIU Feng, QIAO Yu. Development and application prospect of morphing aircraft[J]. Aircraft Design, 2022, 42(5): 1-7. (in Chinese)
- [2] 侯森,阎康,王伟. 远程制导炮弹技术现状及发展趋势[J]. 飞航导弹,2017(10):86-90.  
HOU Miao, YAN Kang, WANG Wei. Status quo and development trend of long-range guided artillery shell technology[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017(10): 86-90. (in Chinese)
- [3] RIYADL A, NUGROHO W, MUSLIMIN A N, et al. Study on the development of guidance system technology for 122 - 140 mm artillery rocket[J]. Jurnal Teknologi Dirgantara, 2021, 19(2):

201-212.

- [4] 王伟,张宏岩,刘佳琪,等. 俄乌冲突对陆战制导弹药发展的影响研究[J]. 战术导弹技术,2024(1):150-160.  
WANG Wei, ZHANG Hongyan, LIU Jiaqi, et al. Research on the influence of the Russia-Ukraine conflict on the development of land combat guided munitions[J]. Tactical Missile Technology, 2024(1): 150-160. (in Chinese)
- [5] 魏东辉,陈万春,李娜英,等. 智能变形导弹变形机理及协调控制机制研究[J]. 战术导弹技术,2016(2):10-15.  
WEI Donghui, CHEN Wanchun, LI Naying, et al. Morphing theory and control approaches of a morphing missile[J]. Tactical Missile Technology, 2016(2): 10-15. (in Chinese)
- [6] 陈战辉,谢军伟,付云. 变体技术在巡航导弹上的应用研究[J]. 飞航导弹,2011(8):32-35.  
CHEN Zhanhui, XIE Junwei, FU Yun. Study on the application of morphing technology on cruise missiles[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2011(8): 32-35. (in Chinese)
- [7] 刘璐,董彦非. 基于空气动力学的变后掠翼翼身组合体变后掠规律基础研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学),2017,31(8):76-80.  
LIU Lu, DONG Yanfei. Basic analysis of the best sweep variation rule about variable sweep wing-body based on aerodynamics[J]. Journal of Chongqing University of Technology(Natural Science), 2017, 31(8): 76-80. (in Chinese)
- [8] LI Yu, YI Lin, AO Yuntu, et al. Simulation analysis the aerodynamic characteristics of variable sweep wing missile[J]. Journal of Physics Conference Series, 2020, 1570(1): 012073.
- [9] YI Lin, LI Yu, MA Liangzheng, et al. Analysis of aerodynamic characteristics of missile with different sweep angle under supersonic condition[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1802(4): 42003.
- [10] 杨森,刘峰,聂瑞,等. 变体飞行器智能材料驱动器和柔性蒙皮研究进展[J]. 航空工程进展,2024,15(3):1-12.  
YANG Sen, LIU Feng, NIE Rui, et al. Review of smart materials actuator and flexible skin for morphing aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(3): 1-12. (in Chinese)
- [11] 王旭刚,陈琦,王中原. 远程变后掠翼巡航导弹多任务弹道设计及仿真[J]. 弹道学报,2018,30(3):13-17.  
WANG Xugang, CHEN Qi, WANG Zhongyuan. Multi-task trajectory design and simulation for long-range swing-wing cruise missile[J]. Journal of Ballistics, 2018, 30(3): 13-17. (in Chinese)
- [12] TAKAHASHI T T, SPALL R J, TURNER D C, et al. A multi-disciplinary assessment of morphing aircraft technology applied to tactical cruise missile configurations[R]. AIAA 2004-1725, 2004.
- [13] 贾昂,王旭刚,李广才. 变体制导炮弹气动特性分析及弹道仿真[J]. 弹道学报,2022,34(4):74-82.  
JIA Ang, WANG Xugang, LI Guangcai. Aerodynamic characteristics analysis and ballistic simulation of morphing guided projectile[J]. Journal of Ballistics, 2022, 34(4): 74-82. (in Chinese)

- [6] 孙船斌,马大为,任杰. 冷发射平台垂直弹射响应特性研究[J]. 南京理工大学学报,2015,39(5):516-522.  
SUN Chuanbin, MA Dawei, REN Jie. Study on vertical launching response characteristics of cold launch platform[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2015, 39(5): 516-522.
- [7] 欧阳福蕾,李磊,龚春林,等. 垂直发射舰载火箭弹出筒姿态研究[J]. 导弹与航天运载技术,2020,377(6):50-54.  
OUYANG Fulei, LI Lei, GONG Chunlin, et al. Research on the ejection attitude of vertical launching ship-borne rocket[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020, 377(6): 50-54. (in Chinese)
- [8] 李翔,毕世华,陈阵. 舰船摇摆下舰载火箭弹初始扰动可能域研究[J]. 舰船科学技术,2011,33(12):89-92.  
LI Xiang, BI Shihua, CHEN Zhen. Research on presumable range of initial disturbances of ship-borne rocket under ship swaying motion[J]. Ship Science and Technology, 2011, 33(12): 89-92. (in Chinese)
- [9] 陈余军,姜毅,赵刚练. 舰载导弹发射数值模拟与点火时机研究[J]. 固体火箭技术,2011,34(6):698-702.  
CHEN Yujun, JIANG Yi, ZHAO Ganglian. Research on numerical simulation and ignition time for ship-based missile launch[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(6): 698-702. (in Chinese)
- [10] 刘广,王琳娜,张保刚,等. 舰船摇摆对导弹发射出筒姿态的影响[J]. 装备环境工程,2019,16(8):39-44.  
LIU Guang, WANG Linna, ZHANG Baogang, et al. Influences of ship swaying motion on missile launching outlet attitude[J]. Equipment Environment Engineering, 2019, 16(8): 39-44. (in Chinese)
- [11] 迟鑫鹏,郑旺辉. 高海情舰载导弹发射安全区域仿真[J]. 现代防御技术,2022,50(4):73-83.  
CHI Xinpeng, ZHENG Wanghui. Simulation of launch safety zone of shipborne missile under high sea conditions[J]. Modern Defence Technology, 2022, 50(4): 73-83. (in Chinese)
- [12] 姚昌仁,张波. 火箭导弹发射装置设计[M]. 北京:北京理工大学出版社,1998.  
YAO Changren, ZHANG Bo. Design of rocket missile launch system[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1998. (in Chinese)
- [13] 周云华,彭松江,邱群先,等. 舰船海况模拟平台等效摇摆参数研究[J]. 舰船科学技术,2013,35(9):71-73.  
ZHOU Yunhua, PENG Songjiang, QIU Qunxian, et al. Research on the equivalent swing parameters of ship motion simulation platform[J]. Ship Science and Technology, 2013, 35(9): 71-73. (in Chinese)
- [14] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2015.  
TAN Dacheng. Internal ballistics of catapults[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015. (in Chinese)
- [15] 李显龙,瞿军. 推力对舰载导弹出筒姿态的影响研究[J]. 火力与指挥控制,2019,44(4):22-26.  
LI Xianlong, QU Jun. A study on how thrust affects the attitude angle of missiles[J]. Fire Control & Command Control, 2019, 44(4): 22-26. (in Chinese)

(上接第 75 页)

- [14] 郑文全. 变体飞行器的非线性控制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2021.  
ZHENG Wenquan. Research on nonlinear control method of morphing aircraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021. (in Chinese)
- [15] 陆秋秋. 滑翔增程制导炮弹弹道优化设计与制导律研究[D]. 南京:南京理工大学,2021.  
LU Qiuqiu. Research on ballistic optimization design and guidance law of glide extended range guided artillery projectile[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2021. (in Chinese)
- [16] 韩庆田. 基于改进 PSO 的多 UAV 协同任务分配研究[J]. 兵器装备工程学报,2019,40(11):74-78.  
HAN Qingtian. Research on cooperate task allocation of multiple UAVs based on PSO algorithm[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(11): 74-78. (in Chinese)
- [17] 谷晓琳,黄明,梁旭,等. 一种改进惯性权重的混沌粒子群优化算法[J]. 大连交通大学学报,2020,41(3):102-106.  
GU Xiaolin, HUANG Ming, LIANG Xu, et al. A chaotic particle swarm optimization algorithm with improved inertia weights[J]. Journal of Dalian Jiaotong University, 2020, 41(3): 102-106. (in Chinese)