

# 滑翔增程弹弹道优化设计研究

曹红锦<sup>1</sup>, 葛致磊<sup>2</sup>

(1. 中国兵器工业第五九研究所, 重庆 400039;  
2. 西北工业大学 精确制导与控制研究所, 西安 710072)

**摘要:**研究了炮弹的增程优化设计,建立了滑翔增程弹的运动模型,为了简化问题及获得良好的弹道,提出分段优化全程弹道的方法;全程弹道分为弹道段、滑翔段,采用不同方法对各段进行优化,包括最佳射角设计、能量损失最小弹道设计、最优滑翔设计等,从而使得整个弹道达到最优;通过对某型炮弹为对象的数字仿真,所设计的弹道能够实现最大增程效果;研究结论对滑翔增程炮弹弹道优化设计具有一定的参考意义。

**关键词:**滑翔;弹道优化;增程;射程

中图分类号:TJ012.3

文献标识码:A

文章编号:1006-0707(2013)11-0008-04

## A Study on Optimizing Design of Trajectory for Glide Extended-Range Projectile

CAO Hong-jin<sup>1</sup>, GE Zhi-lei<sup>2</sup>

(1. No. 59 Institute of China Ordnance Industry, Chongqing 400039, China;  
2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** An optimizing design of sliding extended-range is researched. The gliding extended range projectile model is established. The whole ballistic include ballistic period and sliding period. Different methods are used to optimize paragraphs ballistic. The whole ballistic achieves the optimal. Taking someone glide extended-range projectile as study object, the design of trajectory is achieved maximum extended-range. The conclusion of this study is conducive to the design of gliding extended-range projectiles in future.

**Key words:** gliding; trajectory optimization; extended-range; range

滑翔增程是炮弹实现远距离打击目标的有效途径之一,良好的弹道设计是实现远距离滑翔的关键技术之一。近年来,各国都在研究各种增程技术,以使弹丸射程提高。目前,主要的增程技术可分为3类。一是通过发射平台提高弹丸初速度;二是通过增加火箭发动机增加射程;三是通过减小阻力达到增速从而提高射程。弹箭滑翔增程是在炮弹飞行到弹道顶点附近,利用俯仰舵面偏转,使弹体产生一攻角,以增大弹体升力,实现滑翔增程的效果<sup>[1]</sup>。文献[2]通过一些简化,将滑翔增程炮弹滑翔距离表达为大气密度的函数,通过求导计算得到了最大滑翔距离的解析表达式,但其没有考虑滑翔段之前的弹道设计问题,文献[3]在滑翔段,采用序列

二次规划法和最大升阻比法两种方式设计了滑翔弹道。文献[4]根据滑翔增程炮弹的空气动力特性和飞行弹道特性,在一定假设条件下推导了最大滑翔距离的计算公式。文献[5]采用不同攻角分别进行等攻角滑翔飞行,得到最优攻角,又在最优攻角和最优射角条件下得到了理想弹道方案。

本文研究的方法属于通过减小阻力以达到增程的目的。本文研究的炮弹为一种亚音速飞行炮弹,飞行速度大约为0.8马赫左右,以保持较低的阻力和稳定的空气动力参数。为了满足大射程目标,必须优化设计弹道,使得在现有条件下航程达到最大,故将航程最大作为总体优化目标。为了简化设计且兼顾目标航程变化,对全程弹道进行了分段;弹道

段,滑翔段,不同阶段采用不同的方法进行优化。其中弹道段类比光折射的理论,对弹道段的弹道进行分析,把滑翔增程炮弹看成是光在不同的介质内寻找一条最省能量的路径。滑翔弹道设计是根据升阻比最大为目标导出升降舵偏角和平衡攻角的表达式,得到滑翔飞行的最优弹道。从而使得整个弹道达到最优。

## 1 增程弹纵向数学模型

本文研究重点是对炮弹的弹道段和滑翔段进行优化设计,以增加炮弹射程,所以是以纵向设计为主,建立增程弹纵向平面内质心运动方程:

$$\begin{cases} m\dot{v} = -C_D q S - mg \sin\theta \\ m v \dot{\theta} = C_y q S - mg \cos\theta \\ \dot{x} = v \cos\theta \\ \dot{y} = v \sin\theta \\ m_z^\alpha \alpha_B + m_z^{\delta_z} \delta_{zB} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中: $m$ 为炮弹质量; $S$ 为炮弹特征面积; $v$ 为炮弹速度; $\theta$ 为炮弹弹道倾角; $x, y$ 为炮弹质心坐标; $C_D$ 为阻力系数; $C_y$ 为升力系数; $m_z^\alpha$ 为俯仰力矩静稳定力矩导数; $m_z^{\delta_z}$ 为舵面效率; $\alpha_B$ 为平衡攻角; $\delta_{zB}$ 为平衡舵偏角。

## 2 弹道段优化设计

由费马定理可知,光从一点传播到另一点将循着这样一条路径:光沿这条路径传播所需要的时间同附近的路径比起来,不是最大,便是最小,或者相同。换句话说,光沿着所需时间为极值的路径传播。此时光的衰减也是最小的。

本文类比光折射的理论,对弹道段的弹道进行分析。整个弹道段飞行过程中,能量的损失主要来源于空气阻力,空气阻力表达式如下:

$$X = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D \quad (2)$$

其中: $\rho$ 为空气密度; $V$ 为迫弹速度; $C_D$ 为阻力系数。在小攻角飞行时,阻力系数 $C_D$ 变化很小,空气阻力与大气密度呈线性关系。大气密度是随着高度逐渐变化的,因此可将迫弹看成是在不同密度介质内寻找一条损耗最小的路径。

以上问题可以描述为图1所示。图1中,直线 $DE$ 下方的空气密度为 $\rho = \rho_1$ ;  $DE$ 直线上方的空气密度为 $\rho = \rho_2$ 。  $A$ 沿直线到 $C$ ,  $C$ 沿直线到 $B$ 。假设能量在单位长度内损失与空气的密度成正比,则当导弹在直线 $DE$ 下方运动时,可令单位长度所需的能量为 $\rho_1$ ;当导弹在直线 $DE$ 上方运动时,可令单位长度所需的能量为 $\rho_2$ 。如果能够找到这样的路径,则炮弹的飞行路径最短,其能量损耗也最小。

根据空气密度的变化,控制舵,使得弹道倾角的变化同光折射规律类似。弹道倾角同入射角之间为互余关系,则:

$$\rho_1 \cos |\theta_1| = \rho_2 \cos |\theta_2| \quad (3)$$

当已知初始的弹道倾角,就可以顺序求出后面的弹道倾

角,整个弹道段弹道的形状就确定了。

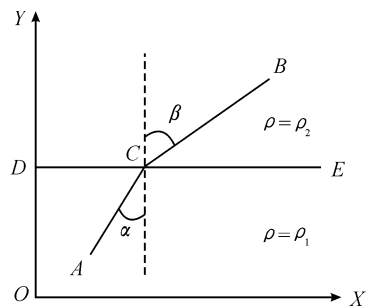


图1 炮弹穿越不同密度介质示意图

## 3 滑翔段优化设计

对炮弹的升力系数 $C_y$ 进行标准化,定义标准化升力系数:

$$k_L = \frac{C_y}{C_y^*} \quad (4)$$

其中: $C_y^*$ 是炮弹以最大升阻比飞行时的升力系数; $C_y$ 是炮弹的实际升力系数。 $k_L = 1$ 表示炮弹以最大升阻比飞行。研究表明<sup>[2,7]</sup>,最优控制滑翔弹道与升力控制系数 $k_L = 1$ ,即滑翔飞行过程中全弹的升阻比最大时,它所给出的飞行距离与最优控制滑翔距离的差值在1.5%以内。

在炮弹滑翔飞行过程中,假设升降舵面偏转时,作用在炮弹上的力矩在每一瞬时都处于平衡状态,也即“瞬时平衡”,则升降舵偏角和平衡攻角满足如下关系:

$$\begin{cases} q S C_y^\alpha \cdot \alpha + q S C_y^{\delta_z} \cdot \delta_z = q S k_L(t) C_y^* \\ q S C_y^\alpha (x_p - x_g) \cdot \alpha + q S C_y^{\delta_z} (x_{p\delta} - x_g) \cdot \delta_z = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中: $q = \frac{\rho V^2}{2}$ 、 $C_y^\alpha$ 、 $C_y^{\delta_z}$ 为翼体组合体及升降舵的升力系数导数; $\alpha$ 、 $\delta_z$ 为增程炮弹的平衡攻角和升降舵偏角; $S$ 为弹体的特征面积; $x_g$ 、 $x_p$ 、 $x_{p\delta}$ 分别为全弹重心、翼体组合体压心和升降舵压心; $l_\delta$ 为升降舵压心位置到全弹重心的距离; $l_\alpha$ 为翼体组合体压心位置到全弹重心的距离。

对式(5)进行化简并求解,可以得到滑翔过程中的平衡攻角和升降舵偏角表达式:

$$\begin{cases} \alpha = \frac{k_L(t) C_y^*}{C_y^\alpha \left(1 + \frac{l_\alpha}{l_\delta}\right)} \\ \delta_z = \frac{k_L(t) C_y^*}{C_y^{\delta_z} \left(1 + \frac{l_\alpha}{l_\delta}\right)} \end{cases} \quad (6)$$

从式(6)可以看出,通过滑翔增程炮弹的滑翔弹道优化过程求出较优的升力控制系数 $k_L(t)$ ,就可以得到炮弹滑翔过程中的较优舵偏规律。因此,可以采用联解弹道等相关方程直接进行滑翔弹道的设计。

根据滑翔弹上每一点升阻比最大的原则,进行滑翔弹道设计,令:

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{qSC_y^\alpha \cdot \alpha + qSC_y^{\delta_z} \cdot \delta_z}{qSC_{x0}(1 + k_1\alpha^2) + qSC_{x0\langle\delta_z\rangle}(1 + k_1\alpha^2)} = \frac{C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^{\delta_z} \cdot \delta_z}{C_{x0}(1 + k_1\alpha^2) + C_{x0\langle\delta_z\rangle}(1 + k_1\alpha^2)} \quad (7)$$

式(7)中:  $Y, Z$  分别表示滑翔段上全弹的升力与阻力;  $C_{x0}$ ,  $C_{x0\langle\delta_z\rangle}$  为翼体组合体和升降舵的零升阻力系数;  $k_1, k_2$  为翼体组合体和升降舵的诱导阻力系数, 其他符号的意义同前。

将力矩平衡关系式代入式(7), 经化简得到:

$$K = \frac{\left(1 + \frac{l_\delta}{l_\alpha}\right) C_y^{\delta_z} \cdot \delta_z}{(C_{x0} + C_{x0\langle\delta_z\rangle}) + \left(k_1 C_{x0} \left(\frac{C_y^{\delta_z}}{C_y^\alpha} \cdot \frac{l_\delta}{l_\alpha}\right) + k_2 C_{x0\langle\delta_z\rangle}\right) \cdot \delta_z^2} \quad (8)$$

令  $f(\delta_z) = \frac{1}{K}$ , 则:

$$f(\delta_z) = \frac{k_1 C_{x0} \left(\frac{C_y^{\delta_z}}{C_y^\alpha} \cdot \frac{l_\delta}{l_\alpha}\right) + k_2 C_{x0\langle\delta_z\rangle}}{\left(1 + \frac{l_\delta}{l_\alpha}\right) C_y^{\delta_z}} \delta_z + \frac{C_{x0} + C_{x0\langle\delta_z\rangle}}{\left(1 + \frac{l_\delta}{l_\alpha}\right) C_y^{\delta_z}} \cdot \frac{1}{\delta_z} \quad (9)$$

令  $f'(\delta_z) = 0$ , 得到:

$$\delta_z = \sqrt{\frac{C_{x0} + C_{x0\langle\delta_z\rangle}}{k_1 C_{x0} \left(\frac{C_y^{\delta_z}}{C_y^\alpha} \cdot \frac{l_\delta}{l_\alpha}\right) + k_2 C_{x0\langle\delta_z\rangle}}} \quad (10)$$

式(10)就是设计的滑翔增程炮弹的舵偏规律  $\delta_z(t)$ , 将其代入式(10), 得到设计的平衡攻角表达式:

$$\alpha(t) = \frac{C_y^{\delta_z} \cdot l_\delta}{C_y^\alpha \cdot l_\alpha} \delta_z(t) = \sqrt{\frac{C_{x0} + C_{x0\langle\delta_z\rangle}}{k_1 C_{x0} + k_2 C_{x0\langle\delta_z\rangle} \left(\frac{C_y^{\delta_z}}{C_y^\alpha} \cdot \frac{l_\delta}{l_\alpha}\right)^2}} \quad (11)$$

式(10)、式(11)即是按照滑翔弹道上每一点升阻比最大所设计的舵偏规律  $\delta_z(t)$  和平衡攻角  $\alpha(t)$ , 由其表达式可以看出, 其变化规律主要与滑翔飞行过程中炮弹的气动参数有关, 通过直接与弹道方程联解, 就能够得到其变化关系及其滑翔弹道等。

## 4 数学仿真分析

下面通过数学仿真验证这种制导方案的效果。以某型 127 mm 炮弹为例, 炮弹质量  $m = 43.5$  kg, 弹长  $l = 1.52$  m, 弹径  $D = 0.127$  m, 发射海拔为 0 m, 射程为 60 km。

图 2 给出了炮弹纵向弹道曲线, 由图 2 中可以看出, 上升段与普通炮弹弹道较为相似, 滑翔段弹道通过优化舵偏角指令有效增加了炮弹射程; 图 3 给出了炮弹攻角变化曲线; 图 4 给出了炮弹弹道倾角变化曲线; 图 5 给出了炮弹马赫数变化曲线, 可以看出炮弹在飞行过程中速度均没有超过音速。图 6 给出了优化后的俯仰舵偏角变化曲线。通过优化设计显著减小了炮弹的能量衰减, 有效提高该炮弹射程。

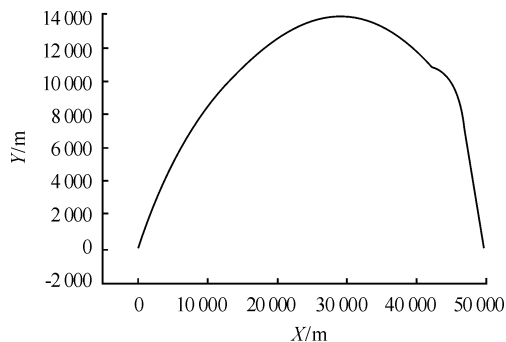


图 2 弹道曲线

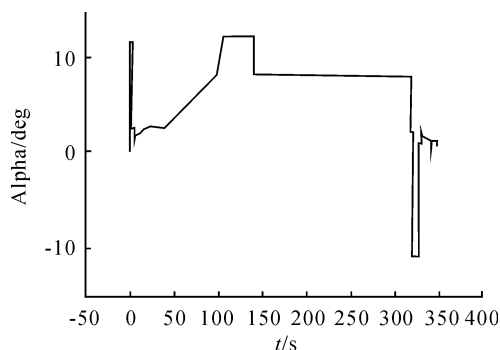


图 3 攻角变化曲线

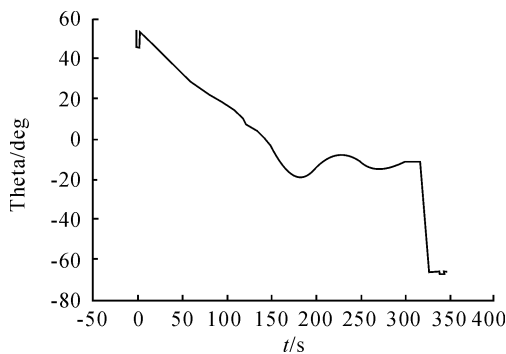


图 4 弹道倾角变化曲线

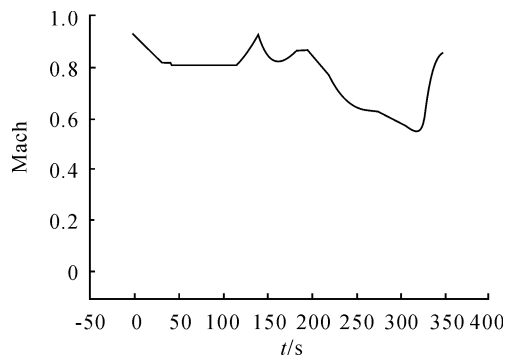


图 5 马赫数变化曲线

开展装备质量工程所需方法与工具的实体数据结构如表5、表6所示。以控制图、直方图表结构为例。

表5 控制图表

字段名	字段中文名	数据类型	长度	精度	小数位	备注
Zbdm	装备代码	Varchar	8	0	0	
Sbmc	设备名称	Varchar	8	0	0	
Sbcdm	设备层代码	Varchar	8	0	0	
Zltxdx	质量特性对象	Varchar	8	0	0	
Jz	均值	Decimal	9	18	5	
Bzc	标准差	Decimal	9	18	5	

表6 直方图表

字段名	字段中文名	数据类型	长度	精度	小数位	备注
Sbdm	装备代码	Varchar	8	0	0	
Sbmc	设备名称	Varchar	8	0	0	
Sbcdm	设备层代码	Varchar	8	0	0	
Zltxdx	质量特性对象	Varchar	8	0	0	
Zj	组界	Decimal	9	18	5	
Ps	频数	Int	4	10		
Pl	频率	Decimal	9	18	5	
Plmd	频率密度	Decimal	9	18	5	

## 4 结束语

针对武器装备质量信息管理中存在的问题,围绕武器装备质量工程基础数据环境建设这一重要基础工作开展了研究,在分析了武器装备质量工程基础数据环境建设原则的基础上,结合武器装备质量工程基础数据特点,建立了基于质量链的武器装备质量工程基础数据环境框架,设计了质量特性基础数据结构。研究成果有利于提高武器装备质量工程基础数据管理的科学性、准确性和客观性。

## 参考文献:

- [1] 尚凡葵,晁爱民,付攀. 武器装备质量监督信息化管理探讨[J]. 新技术新工艺,2011(2):42-43.
- [2] Tang Xiaofeng. Research on the Theory and Realization Mode of Quality Chian[C]//The 10th International Conference of ISO9000 and TQM, Shanghai, 2005: 100-103.
- [3] 宋太亮,李军. 装备建设大质量观[M]. 北京:国防工业出版社,2010.
- [4] 何益海,唐晓青,王美清,等. 产品设计质量数据与管理模型研究[J]. 计算机集成制造系统,2006,12(8):1161-1166.
- [5] 郭胜辉,孙玉芳. 基于数据字典库的信息系统的设计[J]. 计算机学报,2000,23(4):414-418.

(责任编辑 周江川)

(上接第10页)

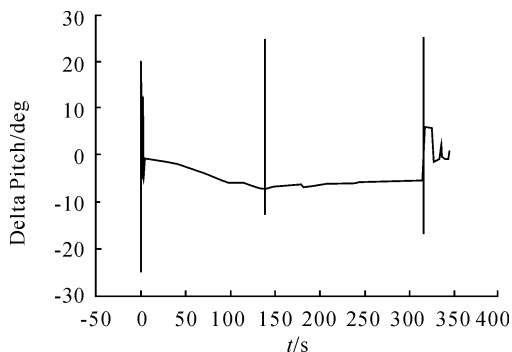


图6 俯仰舵偏角变化曲线

## 5 结束语

本文提出了一种滑翔增程炮弹弹道分段设计方法。在弹道段,针对不同情况,采用类比光学折射理论方法设计满足射程要求的弹道;在滑翔段,采用最大升阻比法推导出相应的舵偏角解析表达式,使得滑翔段能够滑翔足够远的距

离。仿真结果表明:所设计的弹道能够实现最大距离的滑翔增程。本文的研究对于滑翔增程炮弹的弹道设计具有一定的参考意义。

## 参考文献:

- [1] 史金光,王中原,易文俊,等. 滑翔增程弹弹道特性分析[J]. 兵工学报,2006,27(2):210-214.
- [2] DING Song-bin, WANG Zhong-yuan, WANG Zheng-lun. The Study on Horizon Gliding Range of Gliding Range-Assited Projectile With Fins[J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance, 2000(4):57-60.
- [3] 史金光,王中原,涂四华. 求解滑翔增程弹较优舵偏角方法[J]. 弹箭与制导学报,2010,31(2):315-323.
- [4] 丁松滨,王中原,王争论. 尾翼滑翔增程炮弹最大滑翔距离研究[J]. 弹箭与制导学报,1994,1(1):1-7.
- [5] 涂胜元,王军波,傅廷伟,等. 滑翔增程弹弹道仿真研究[J]. 弹箭与制导学报,2009,21(24):7873-7882.

(责任编辑 周江川)