doi:10.11887/j.cn.201902004 http://journal.nudt.edu.cn

采用遗传算法的弹托迎风窝结构设计*

李湘平,鲁军勇,冯军红,杜佩佩
(海军工程大学 舰船综合电力技术国防科技重点实验室,湖北 武汉 430033)

摘 要:针对一体化弹丸弹托易分离性和轻质化的设计要求,构建弹托迎风窝参数化外形模型,基于激波和膨胀波理论建立弹托气动力计算模型;以弹托分离加速度和弹托质量综合最优为目标函数,采用遗传算法对弹托迎风窝的外形参数进行优化设计,从而得到弹托迎风窝的优化外形。以中口径尾翼稳定脱壳穿甲弹的弹托设计为例,采用提出的优化设计模型对其迎风窝结构进行优化设计,并采用基于动网格技术的弹托分离仿真模型验证其最优性。仿真结果表明:所提优化模型能够得到最优的弹托迎风窝结构;针对现有的中口径尾翼稳定脱壳穿甲弹,可进一步对其弹托结构进行优化,以提高其分离快速性。

关键词:一体化弹丸;弹托分离;遗传算法;优化设计;尾翼稳定脱壳穿甲弹
中图分类号:TM33 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2019)02-024-07

Structure design for wind's eye of sabot using genetic algorithm

LI Xiangping, LU Junyong, FENG Junhong, DU Peipei
(National Key Laboratory for Vessel Integrated Power System Technology, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: Aiming at the design requirements of easy separation and light mass for the sabot of integrated launch projectile, an optimization design model was obtained by combining the aerodynamic calculation model by the genetic algorithm, in which the aerodynamic calculation model was established on the basis of the theory of shock and expansion wave through building the parameterized structure model for windward nest. And the discard acceleration and sabot's mass were used as the indicators to build performance function. Taking the sabot design of armor piercing fin stabilized discarding sabot of medium caliber as an example, the proposed optimization model was used for the optimum structural design of the windward nest, and the simulation model of sabot discard based on dynamic grid technique was adopted to verify the optimality. Simulation results show that the proposed optimization design model can obtain the optimal wind's eye of the sabot; in view of the existing armor piercing fin stabilized discarding sabot of medium caliber, the sabot structure can be further optimized to improve its rapidity.

Keywords: integrated launch projectile; sabot discard; genetic algorithm; optimization design; armor piercing fin stabilized discarding sabot

研究表明,次口径弹丸的初速和射程可以通过使用分离弹托来提高[1],并且弹托还起着连接和导向的作用。以尾翼稳定脱壳穿甲弹(Armor Piercing Fin Stabilized Discarding Sabot, APFSDS)为例[2],一体化弹丸由闭起弹带、弹体和弹托组成,如图1所示(未画出弹带)。弹带与发射装置内壁紧密贴合,在火药气体的推动下带动弹托和弹体一起加速往前运动。弹托与弹体之间存在连接锁定机构,防止在内膛发射过程中弹托发生分离。出膛后,受超音速来流作用,弹托迎风窝处形成高压,产生分离力和分离力矩,拉断锁定机构,从而实现弹托与弹体之间的分离。



图1 尾翼稳定脱壳穿甲弹三维模型
Fig. 1 Three-dimensional model of APFSDS

弹托在一体化弹丸的发射过程中起着膛内支撑、保护和导向的作用,出膛之后需要快速分离,以减小分离对弹体飞行稳定性和射击性能的影响[3]。由于弹托本身不是弹丸的有效载荷,为了减小一体化弹丸的寄生载荷,设计弹托时,在满足弹托膛内发射强度的基础上,弹托质量应尽可能

* **收稿日期**:2018-01-12
基金项目:国家自然科学基金资助项目(51607187,51522706,51407191);国家重点基础研究发展计划资助项目(613262)
作者简介:李湘平(1990—),男,湖南郴州人,博士研究生,E-mail:511422906@qq.com;
鲁军勇(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师,E-mail:jylu@xinhuanet.com

小。目前国内外研究者在设计弹托时主要采用经验公式[4-5]、数值仿真[6]和试验验证[7-8]的方法进行其结构设计。其中数值仿真法被认为是成本低、可靠性较高的一种方法,但由于弹托分离过程涉及流场和运动学的耦合仿真,一般采用动网格技术和非定常数值模拟方法,其计算量较大,可作为仿真验证手段,若单纯作为设计手段,将使得设计效率较低。因此,需要建立一种理论解析模型,以便于快速计算弹托分离过程中的受力情况,作为弹托优化设计的基础。

迎风窝作为弹托分离力的主要来源,其结构设计优劣直接决定了弹托分离性能。文献[9]通过对弹托迎风窝结构进行直线段近似化处理,基于激波和膨胀波理论得到了弹托表面上的压力计算的解析模型。本文在前人的基础上,通过建立弹托表面压力计算的解析模型,结合遗传优化算法,得到了基于遗传算法的弹托迎风窝结构优化设计模型。以中口径 APFSDS 的弹托设计[10]为例,采用本文提出的优化模型对其结构进行优化,仿真结果可对一体化弹丸的设计指标的提高提供一定的依据。

1　计算模型

1.1　弹托迎风窝气动力计算模型

超音速来流在弹托迎风窝内外表面流动,经过外凸处时形成膨胀波,经过内凹处时形成激波,如图 2 所示。对于迎风窝直线上的压力可通过激波和膨胀波计算公式获得,而对于迎风窝内槽的曲线可将其划分成有限段斜线近似构成,并假定来流压力在每一个直线段上相等[9]。由膨胀波和激波理论可知,对于任一段斜角为 θ 的直线上的压力及马赫数分布可用式(1)和式(2)确定。当 $\theta<0$ 时来流在斜线上形成膨胀波,当 $\theta>0$ 时形成激波。

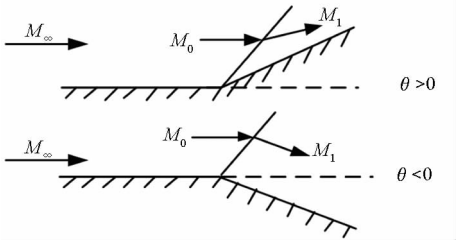


图 2　超音速气体在壁面流动

Fig. 2　Supersonic gas flow on the wall

$$P_1=\begin{cases}\dfrac{\left(1+\dfrac{k-1}{2}M_1^2\right)^{\frac{-k}{k-1}}}{\left(1+\dfrac{k-1}{2}M_0^2\right)^{\frac{-k}{k-1}}} & \theta<0\\ \left[1+\dfrac{2k}{k+1}(M_1^2\sin^2\beta_w-1)\right]P_\infty & \theta>0\end{cases} \tag{1}$$

$$\begin{cases}\upsilon_1=\sqrt{\dfrac{k+1}{k-1}}\arctan\sqrt{\dfrac{k-1}{k+1}(M_1^2-1)}-\arctan(M_1^2-1) & \theta<0\\ M_1=\sqrt{\dfrac{\dfrac{2k}{k+1}M_\infty^2\dfrac{\sin\beta_w\sin\theta}{\cos(\beta_w-\theta)}+1}{\sin^2\beta_w}} & \theta>0\end{cases} \tag{2}$$

其中,k 表示比热比,M_0 表示波前马赫数,M_1 和 P_1 分别表示波后马赫数及压力,M_∞ 和 P_∞ 分别表示来流马赫数以及来流压力,β_w 表示激波角,υ_1 表示经过膨胀波后的普朗特 - 迈耶函数,分别由式(3)和式(4)确定。

$$\tan\theta=\frac{M_1^2\sin^2\beta_w-1}{\left[M_1^2\left(\dfrac{k+1}{2}-\sin^2\beta_w\right)+1\right]\tan\beta_w} \tag{3}$$

$$\upsilon_1=\theta+\alpha+\frac{ql}{v}+\upsilon_0 \tag{4}$$

其中:υ_0 表示经过膨胀波前的普朗特 - 迈耶函数,通过式(2)中普朗特 - 迈耶函数与马赫数之间的函数关系获得;α 表示弹托的飞行攻角;q 为弹托的俯仰角速度;l 为该段斜线中心与弹托质心的距离;v 表示弹托的飞行速率。

当来流马赫数一定时,由式(3)中激波角、气流折转角与马赫数的关系可知,必定存在一个最大的气流折转角 θ_{max},使得当 $\theta>\theta_{max}$ 时,式(3)无解,即来流在斜线处产生的激波曲线与过斜线端点的垂线无交点,即形成所谓的脱体激波,θ_{max} 可用式(5)表达[11]。

$$\theta_{max}=\frac{4}{3\sqrt{3}(k+1)}\frac{(M_\infty^2-1)^{\frac{3}{2}}}{M_\infty^2} \tag{5}$$

当来流在弹托上形成脱体激波时,可假定弹托迎风窝各斜线段上的压力由滞止压力到声压均匀变化[9],弹托迎风窝的脱体激波及各斜线段压力分布示意如图 3 所示。

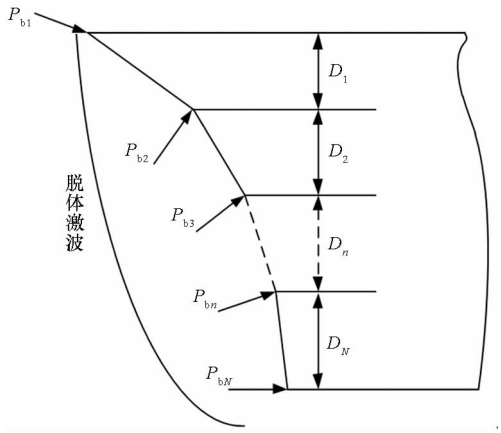


图 3　迎风窝脱体激波后各段平面的压力分布示意

Fig. 3　Diagram showing pressure distribution on the segments when bow shock impinges

各斜线段的压力计算公式如下：

$$P_{bn} = P_{stag} - (P_{stag} - P_{sonic}) \sum_{i=1}^{n} D_i / \sum_{i=1}^{N} D_i \quad (6)$$

式中：$D_i(i=1,2,\cdots,N)$表示图3中的迎风窝各段径向高度；P_{bn}表示从开始形成脱体激波时的第n段斜线上的压力；P_{stag}和P_{sonic}分别表示滞止压力和声压，计算公式为

$$\begin{cases} P_{stag} = P_\infty \left\{ (k-1) \left(\dfrac{k+1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \Big/ \left[2kM_\infty - (k-1)^{\frac{1}{k-1}} \right] \right\} \\ P_{sonic} = P_b \left[1 + \dfrac{2k}{k+1} (M_\infty^2 - 1) \right] \end{cases} \quad (7)$$

式中，P_b为来流经过脱体激波前的压力。联立式(1)~(7)则可计算弹托迎风窝表面某一段斜线上的压力分布。图4为一般情况下迎风窝在柱坐标系下的几何模型(未给出φ轴)，其中迎风窝的外表面用$r_1(\varphi,z)$表示，内表面用$r_2(\varphi,z)$，H表示弹托的最大径向高度，L表示迎风窝最大深度，h表示弹托的最小厚度。

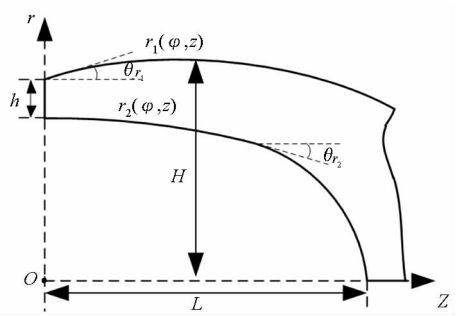


图4 弹托迎风窝几何模型

Fig. 4 Geometrical model of the wind's eye on sabot

根据图4所示的弹托迎风窝结构几何模型，设迎风窝外表面某点的压力为$P_u(\varphi,z)$，内表面某点的压力为$P_d(\varphi,z)$。将迎风窝内外表面离散成一系列线段，各段压力用$\tilde{P}_u(\varphi,z)$和$\tilde{P}_d(\varphi,z)$表示，可结合式(1)~(7)的弹托表面压力计算公式获取，则得到弹托迎风窝内外表面的压力的垂向分量为

$$\begin{cases} F(r_1) = \sum_{n=1}^{N_{r1}} \int_0^{\varphi} \tilde{P}_u(\varphi,z) r_1(\varphi,z) \dfrac{l_{r1}(n)}{\sqrt{(\partial r_1/\partial z)^2 + 1}} \mathrm{d}\varphi \\ F(r_2) = \sum_{n=1}^{N_{r2}} \int_0^{\varphi} \tilde{P}_d(\varphi,z) r_2(\varphi,z) \dfrac{l_{r2}(n)}{\sqrt{(\partial r_2/\partial z)^2 + 1}} \mathrm{d}\varphi \end{cases} \quad (8)$$

式中，N_{r1}、N_{r2}分别表示r_1和r_2曲线段上划分的直线段数量，$l_{r1}(n)$和$l_{r2}(n)$分别表示该直线段的长度，φ表示弹托以弹轴为中心轴的旋转角。

1.2 优化设计模型

对图4所示的弹托迎风窝几何模型进行线段化后，将出现多个设计参量，利用遗传算法对该多变量系统进行优化设计，同时针对传统遗传算法易陷入局部最优的问题[12]，采用保优选择策略，可有效加快收敛速度，假定迎风窝有n个设计参量，用$\boldsymbol{x}$表示。

$$\boldsymbol{x}_i = (X_1, X_2, \cdots, X_n) \quad (9)$$

其中，$X_i \in (a_i, b_i)$，$i=1,2,3,\cdots,K$。X_i为染色体上基因的编码值，a_i、b_i分别为染色体中各个基因的上下限，K为群体规模。

根据弹托设计的易分离性和轻质化设计要求，其中易分离性可用图4中迎风窝垂向方向的压力和F_{sum}与弹托总重量比值衡量，轻质化可用图4中迎风窝的体积V衡量。因此，可定义目标函数为

$$f(\boldsymbol{x}_i) = w_1 \frac{F_{sum}}{\rho(V+V_0)a_{max}} + w_2 \frac{V_{max}+V_0}{V+V_0} \quad (10)$$

式中，w_1和w_2分别表示易分离性和轻质化设计权重，F_{sum}表示作用在迎风窝表面的垂向分离力之和，ρ表示弹托材料密度，V_0表示图4中除去迎风窝之外的弹托体积，a_{max}和V_{max}分别表示所有迎风窝结构中最大的垂向分离初始加速度以及最大的迎风窝体积。

通过对群体中每个个体的目标函数进行适应度评价，即筛选出接近最优解的个体，并在此基础上使用选择算子产生下一代染色体，以避免基因缺失，并提高全局收敛性和计算效率。具体步骤如下：

首先将K个初始群体代入模型，计算出所有个体的目标函数值，再按其对应的数值大小进行降序排序，然后根据其排列序号的大小分配个体被选中的概率。选择方案为：由于目标函数值大的个体具有较高的适应度，直接选择前面的M个个体复制一份，替换排在最后的M个个体，中间的$K-2M$个个体保持不变(K指种群规模大小)，即

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}_i = \boldsymbol{x}_i & i = 1,2,\cdots,K-M \\ \boldsymbol{x}_i = \boldsymbol{x}_{i-K+M} & i = K-M+1,\cdots,K \end{cases} \quad (11)$$

遗传算法中，在交叉运算之前还必须先对群体中的个体进行配对。目前常用的配对策略是随机配对，即将群体中的L个个体以随机的方式组成$L/2$对配对个体组，交叉操作是在这些配对个体组中的两个个体之间进行的。

交叉运算决定了遗传算法的全局搜索能力，

它的设计和实现与所研究的问题密切相关,一般要求它既不要太多地破坏个体编码串中表示优良性状的优良模式,又要能够有效地产生出一些较好的新个体模式。

综合考虑,算术交叉方案比较适合,运算效果也最好。具体操作如下:

$$\begin{cases} A' = pA + (1-p)B \\ B' = pB + (1-p)A \end{cases} \tag{12}$$

如果 $A'(B') \leqslant a$, 那么 $A'(B') = a$; 如果 $A'(B') \geqslant b$, 那么 $A'(B') = b$。其中:p 为(0,1)之间的随机数,调节 p 的大小可以控制交叉操作的变化范围;A、B 分别为交叉父代个体;A'、B'分别为生成的下一代个体;a、b 分别为染色体中各个基因的取值范围。

遗传算法中的所谓变异运算,是指将个体染色体编码串中的某些基因座上的基因值用该基因座的其他等位基因来替换,从而形成一个新的个体。在遗传算法中使用变异算子主要有以下两个目的:一是改善遗传算法的局部搜索能力;二是维持群体的多样性,防止出现早熟现象。

对于被选中的某个染色体中的某个基因 X,其具体操作采用的方法为:

$$X' = X_{\min} + (X_{\max} - X_{\min}) \times \beta \tag{13}$$

其中,β 为(0,1)之间的随机数,$X_{\max}$为染色体中被选中基因值的上限,$X_{\min}$为染色体中被选中基因值的下限,X'为变异后产生的新基因值。

通过上述遗传算法中的选择、交叉、变异过程,设置迭代次数或收敛残差,即可获得最优的弹托迎风窝结构参量。

2　计算仿真

2.1　优化设计分析

基于以上激波和膨胀波理论,并结合遗传优化算法建立了弹托迎风窝结构优化设计模型,以中口径的 APFSDS 为例,采用上述优化模型对其弹托结构进行优化设计,弹托迎风窝二维几何模型如图 5 所示。为保证弹托与发射装置的接触应力不会引起弹托材料的断裂,需固定弹托与导轨的接触长度,即 l 为常数;同时为保证弹托迎风窝在来流压力作用下不会断裂,弹托迎风窝最小厚度及最大深度固定,即 h 和 L 为常数;发射装置的口径固定,因此 H 为常数。APFSDS 目前常用三瓣轴对称弹托,因此,r_1 和 r_2 只与坐标 z 有关。仿真参数如下:$l = 10$ mm,$h = 3$ mm,$L = 23.67$ mm,$H = 41.5$ mm,$\varphi = 120°$。

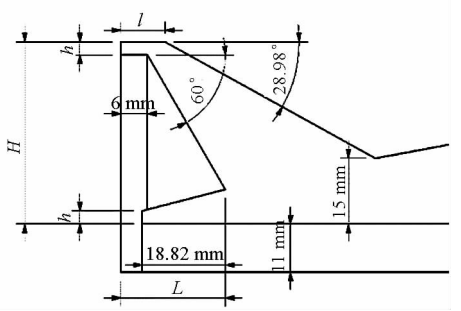


图 5　中口径 APFSDS 迎风窝二维几何模型

Fig. 5　2D geometrical model of the wind's eye on APFSDS of medium caliber

由图 5 中的弹托迎风窝结构可知:其迎风窝下半部分闭合,因此,弹托迎风窝的分离力计算分为两部分,即以迎风窝内表面拐点处为基准,上下两部分的分离力均通过 1.1 节中气动力计算模型进行计算。假定上下两段的最大径向距离分别为 H_1 和 H_2,则有 $H = H_1 + H_2$。为简便设计,假定迎风窝表面上的曲面均为弧面,则对于图 5 所示的 APFSDS 的弹托迎风窝结构,其参量化几何模型如图 6 所示,可优化的设计参量为 R_1、R_2、R_3、α 以及 l_1 和 h_1。

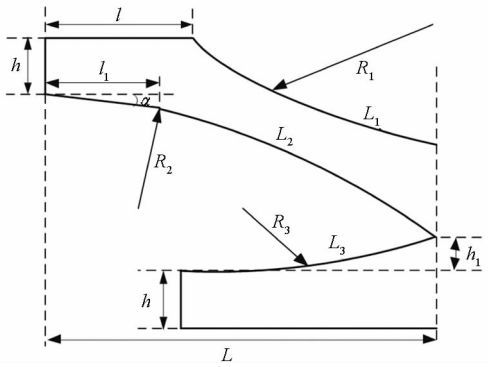


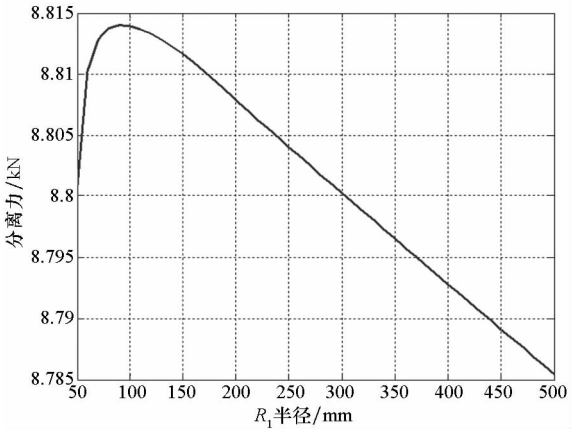
图 6　APFSDS 迎风窝参数化几何模型

Fig. 6　Parameterized geometrical model of the wind's eye on APFSDS

在进行优化设计之前,采用单一变量法分析弹托迎风窝各设计参量对弹托分离力的影响,以便于能从中找到规律,简化设计,图 7 所示为各设计变量对弹托分离力的影响。图 7(a)表明,随着 R_1 的增加,分离力呈现先增加后减小的趋势,存在一个最优值,但 R_1 对分离力的影响较小;图 7(b)表明,随着 R_2 的增加,分离力逐渐增加又减小,存在一个最优的 R_2 使得分离力最大,且 R_2 的变化对分离力的影响很大;图 7(c)表明,随着 R_3 的增加,分离力逐渐增加,但 R_3 的变化对分离力影响较小;图 7(d)表明,随着斜角 α 的增加,分离力逐渐减小;图 7(e)

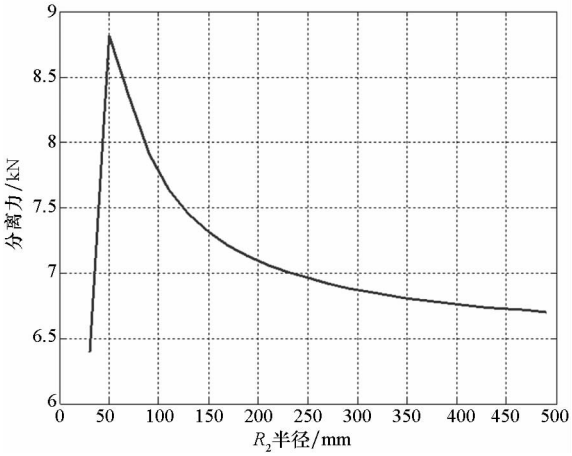
表明,存在一个最优的 l_1 使得分离力最大;图7(f)表明,$h_1=0$ 时,分离力最大。

从上述分析可知,取 $h_1=0$ 可保证分离力最大,且弹托质量最小;取 $R_3=\infty$ 分离力最大,且能够保证迎风窝下半段的最小厚度不小于 h;虽然 R_1 对分离力的影响不大,但为确保迎风窝的结构强度,应保证迎风窝外表面与内表面的最小厚度



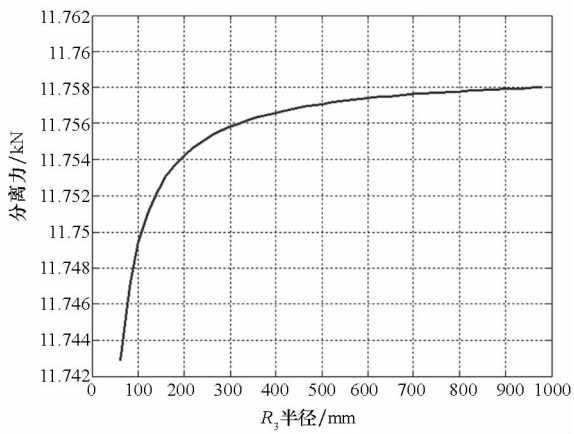
(a) 分离力随 R_1 变化规律

(a) Variation of separation force with change of R_1



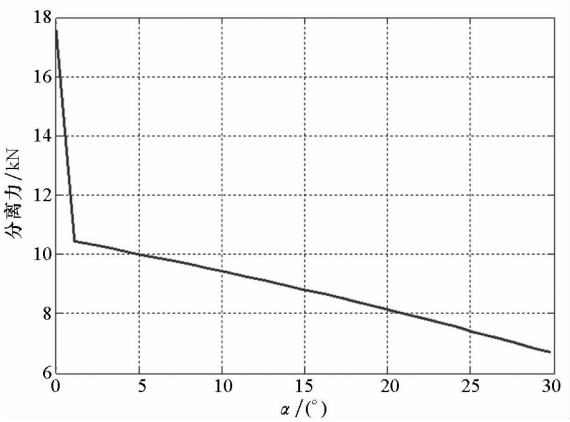
(b) 分离力随 R_2 变化规律

(b) Variation of separation force with change of R_2



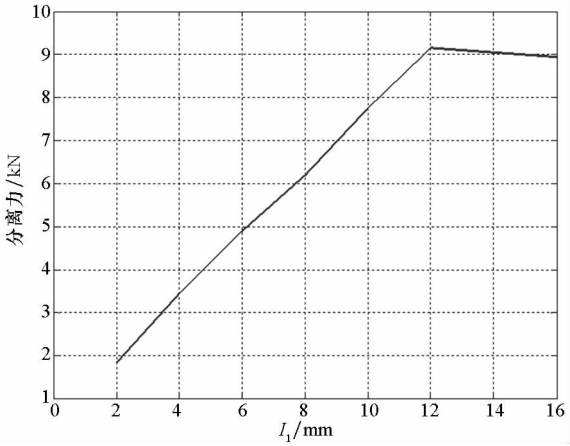
(c) 分离力随 R_3 变化规律

(c) Variation of separation force with change of R_3



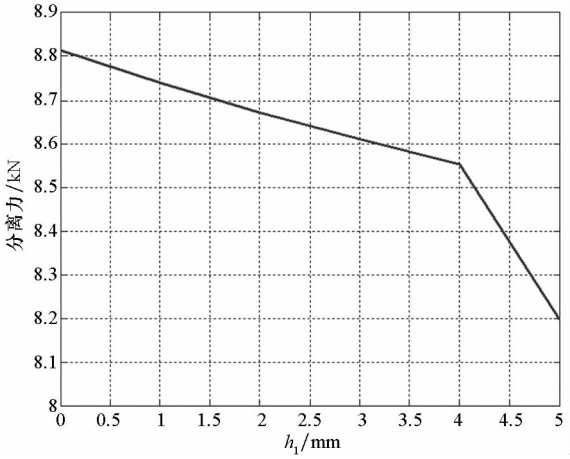
(d) 分离力随 α 变化规律

(d) Variation of separation force with change of α



(e) 分离力随 l_1 变化规律

(e) Variation of separation force with change of l_1



(f) 分离力随 h_1 变化规律

(f) Variation of separation force with change of h_1

图7 迎风窝设计参量对弹托迎风窝分离力的影响

Fig. 7 Effect of design parameters on separating force on the wind's eye of sabot

大于 h,即有

$$R_1 \leqslant \sqrt{(x_{01}-x_{02})^2+(y_{01}-y_{02})^2}-h-R_2 \tag{14}$$

其中,(x_{01},y_{01}) 和 (x_{02},y_{02}) 分别表示图6中弧线

段 L_1 和 L_2 对应的圆心坐标。同时为了使弹托质量尽可能小,取

$$R_1 = \sqrt{(x_{01} - x_{02})^2 + (y_{01} - y_{02})^2} - h - R_2 \tag{15}$$

则弹托迎风窝设计参量简化为 $\boldsymbol{x} = [R_2, \alpha, l_1]$,并且对于 α 和 l_1 的取值需要满足迎风窝最小厚度不小于 h,因此

$$|l_1 - \cos\alpha[-\sin\alpha(y_{01} - H + h) + x_{01}\cos\alpha]| \geqslant \cos\alpha\sqrt{[\sin\alpha(y_{01} - H + h) - x_{01}\cos\alpha]^2 - [x_{01}^2 + (y_{01} - H + h)^2 - (R_1 + h)^2]} \tag{16}$$

在上述简化弹托迎风窝设计变量以及变量之间存在相互约束条件的基础上,采用 1.2 节的优化设计模型对其进行优化,其中种群数量为 200,选择因子为 0.05,变异系数为 0.1,易分离性设计权重 $w_1 = 0.5$,轻质化设计权重 $w_2 = 0.5$,则可得到最优的弹托迎风窝设计参量为:$R_2 = 70$ mm,$\alpha = 2.4°$,$l_1 = 8.2$ mm。

最优值的迭代过程曲线如图 8 所示,表明本文的优化算法收敛速度较快,能够较为快速地得到最优解。

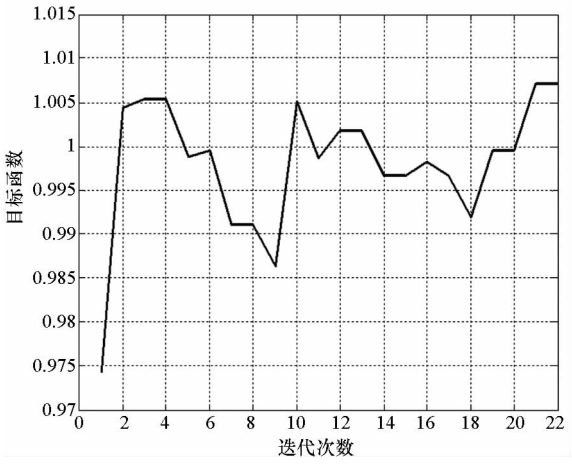


图 8　最优值迭代过程

Fig. 8　Iteration process of the optimum value

2.2　优化设计验证

为验证上述优化设计结果的正确性,并且考虑优化后效果的对比效果,仅就易分离性指标进行比较,即有 $w_1 = 1$,$w_2 = 0$,可得到最优的弹托迎风窝设计参量为:$R_2 = 75.5$ mm,$\alpha = 3.68°$,$l_1 = 8.45$ mm。

采用基于动网格技术的弹托分离仿真模型[2]对 6 种迎风窝结构的弹托分离过程进行仿真。每种编号对应的迎风窝结构参数见表 1,其中编号 1 为目前使用的中口径的 APFSDS 的弹托迎风窝结构,编号 6 为采用本文算法得到的优化迎风窝结构,其中参数 $R_3 = \infty$。6 种弹托的分离轨迹如图 9 所示。

表 1　不同迎风窝结构参数对比

Tab. 1　Structure parameters comparison of different wind's eye

编号	质量/g	R_1/mm	R_2/mm	α/(°)	l_1/mm	h_1/mm
1	580	∞	∞	0	6	3.27
2	552	100	∞	0	6	3.27
3	538	∞	44.7	0	6	0
4	578	∞	∞	15	6	0
5	566	∞	∞	15	6	0
6	520	53	75.5	3.68	8.45	0

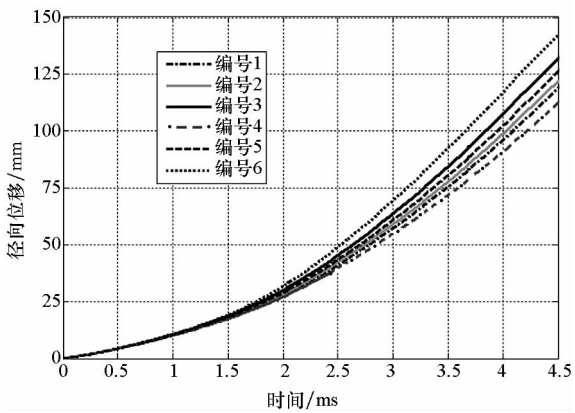


图 9　不同迎风窝结构的弹托分离轨迹

Fig. 9　Sabot discard trajectories with different wind's eye

结合表 1 和图 9 的 6 种弹托的分离轨迹,结果表明:迎风窝内表面下半段为直线,上半段采用斜线 + 弧线的形式组合,弹托的迎风窝张力较大,且质量要小;迎风窝外表面后半段采用弧线时有利于分离力的增加,且可以减小质量。对比上述弹托分离仿真结果可知,现有的 APFSDS 弹托迎风窝结构以本文定义的目标函数为指标非最优设计,采用本文给出的迎风窝优化设计模型设计得到的弹托迎风窝目标函数值最大,即分离最快,从而验证了本文模型的正确性。

3　结论

弹托作为次口径弹丸与发射装置的连通及导向,出膛之后需要被快速分离,以减小分离对弹体飞行的扰动,因此,弹托设计的优劣会很大程度影响弹丸的技战指标。本文基于激波和膨胀波理论得到了弹托迎风窝气动力计算的解析模型,结合弹托设计的易分离性和轻质化设计要求,构建目标函数。考虑迎风窝对结构强度的要求,对迎风

窝设计变量进行简化,同时提出了各变量之间的约束条件,在此基础上基于遗传算法对弹托迎风窝进行优化设计,并采用基于动网格技术的弹托分离仿真模型对优化结构进行仿真验证。仿真结果表明:采用本文提出的基于遗传算法的弹托迎风窝优化设计模型可得到最优的弹托迎风窝结构,且结果可信。本文的模型不仅适用于轴对称的 APFSDS 的弹托结构设计,对于非轴对称的一体化弹丸弹托的设计依然适用。

参考文献(References)

[1] William H, Richard D, Louise D. Sabot design for a 105 mm APFSDS kinetic energy projectile [R]. Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground MD, 1978.

[2] Huang Z G, Wessam M E, Chen Z H. Numerical investigation of the three-dimensional dynamic process of sabot discard[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28(7): 2637 – 2649.

[3] Erengil M E. An aerodynamic model for symmetric sabot separation [C]//Proceedings of 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999: AIAA 1999 – 992.

[4] Acharya R S, Naik S D. Modelling of shockwave force and its effect during sabot discard process [J]. Defence Science Journal, 2007, 57(5): 677 – 690.

[5] Acharya R S, Naik S D. Motion analysis during sabot opening process [J]. Defense Science Journal, 2007, 57(2): 229 – 241.

[6] 于煜斌, 张靖, 王克勤. 新型有翼弹托脱壳机理研究[J]. 兵工学报, 2009, 30(6): 668 – 671.
YU Yubin, ZHANG Jing, WANG Keqin. Research on the discarding characteristic of a novel sabot with wing[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(6): 668 – 671. (in Chinese)

[7] 姬永强, 陈小伟, 黄含军, 等. 高速非稳定弹体次口径发射试验技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(4): 162 – 164, 168.
JI Yongqiang, CHEN Xiaowei, HUANG Hanjun, et al. Experimental technique of sub-caliber launch for high-speed unstable projectile [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(4): 162 – 164, 168.

[8] Guillot M J, Dick J N, Reinecke W G. Pressure distribution on sabots in hypervelocity flight[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(3): 279 – 285.

[9] Bhange N P, Sen A, Ghosh A K. Technique to improve precision of kinetic energy projectiles through motion study[C]// Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2009: AIAA 2009 – 5720.

[10] Gilchrist R L, Parker G B, Mishima J. Radiological and toxicological assessment of an external heat(burn) test of the 105 mm cartridge, APFSDS – T, XM – 744 [R]. Battelle Pacific Northwest Labs., Richland, WA, 1978.

[11] Nielsen J N, Hemsch M J, Smith C A. A preliminary method for calculating the aerodynamic characteristics of cruciform missiles to high angles of attack including effects of roll angle and control deflections: ONR – CR215 – 226 – 4F [R]. USA: Office of Naval Research, Report, 1977.

[12] 郑锐, 冯振明, 陆明泉. 基于遗传算法的无人机航路规划优化研究[J]. 计算机仿真, 2011, 28(6): 88 – 91, 152.
ZHENG Rui, FENG Zhenming, LU Mingquan. Application of particle genetic algorithm to path planning of unmanned aerial vehicle [J]. Computer Simulation, 2011, 28(6): 88 – 91, 152. (in Chinese)