

文章编号: 1001-4888(2011)04-0383-08

半穿甲弹设计及穿甲实验研究^{*}

段建¹, 周刚¹, 田春雨², 闵涛¹, 王可慧¹, 韩娟妮¹

(1. 西北核技术研究所, 西安 710024; 2. 包头 202 厂, 内蒙古 014000)

摘要: 为提高半穿甲弹的穿甲能力, 设计了一种贫铀半穿甲实验弹。对实验弹的飞行稳定性进行了理论分析及数值模拟, 两种方法计算得到的实验弹稳定储备量基本吻合, 且能够满足实验弹的飞行稳定性要求。采用 100mm 滑膛炮, 开展了贫铀半穿甲弹侵彻装甲靶板实验。实验结果表明, 实验弹飞行稳定, 与理论分析及数值模拟结果一致; 实验弹在 25° 倾角下贯穿三层 20mm 厚 GY4 装甲钢, 且回收到的弹体基本完好。通过对实验后的实验弹和靶板进行分析, 认为贫铀半穿甲弹的穿甲能力较强。

关键词: 爆炸力学; 半穿甲弹; 数值模拟; 穿甲实验; GY4 装甲钢

中图分类号: O385 **文献标识码:** A

0 引言

对于海上大中型水面舰船和航母等高价值目标, 使其丧失作战能力的有效手段之一是采用半穿甲爆破型反舰导弹对其进行打击。半穿甲爆破型反舰导弹携带半穿甲爆破型战斗部^[1], 借助导弹本身的动能, 战斗部钻入舰船内部并发生爆炸, 靠随机破片和冲击波破坏舰船、航母等目标。

作为半穿甲爆破型反舰导弹的有效载荷, 半穿甲爆破型战斗部的研究受到世界各国的重视。二十世纪七十年代, 欧美国家研制并装备了多种型号的半穿甲战斗部。比如法国的“飞鱼”(Exocet)、德国的“鸬鹚”(Kormoran)、意大利的“奥托马特”(Otomat)、挪威的“企鹅”(Penguin) 以及美国的“捕鲸叉”(Harpoon) 和以色列的“迦伯列”(Gabriel) 等反舰导弹均采用半穿甲爆破型战斗部, 我国装备的 C-801 反舰导弹所用战斗部也为半穿甲爆破型战斗部。

半穿甲爆破型反舰导弹作为现代海战中的主要武器, 战斗部既是它的唯一有效载荷, 又是直接执行战斗任务的部件。在打击舰船目标时, 如果战斗部能够贯穿多层甲板, 侵入舰船内部核心部位(如弹药舱、动力舱等)发生爆炸, 将对目标造成致命打击。在一定条件下, 半穿甲战斗部的威力和对舰船的毁伤效果与其结构、类型关系很大。上述列举的半穿甲战斗部对付一般的舰船甲板装甲尚可奏效, 如果要侵彻多层装甲较厚、强度较高的航母等大型舰船甲板装甲, 并不能够保证弹体穿靶后的完整性, 从而导致穿甲能力降低。因此, 为提高战斗部对航母等大型舰船目标的穿甲能力以及破坏、毁伤效果, 本文设计了一种半穿甲实验弹。

针对所设计的半穿甲实验弹, 本文从弹体结构设计、飞行稳定性设计、实验设计以及穿靶实验方面对其进行了研究, 分析了半穿甲实验弹穿甲能力以及穿靶后弹体破坏情况。

1 实验弹及靶板设计

设计的半穿甲实验弹如图 1 所示。头部设计为截卵形, 截顶直径约为弹径的 $1/5$ ^[2]; 弹体采用变壁

^{*} 收稿日期: 2010-09-06; 修订日期: 2010-12-10

通讯作者: 段建(1979—), 男, 博士研究生, 爆炸力学专业, 主要从事战斗部强度设计及侵彻方面的研究工作。E-mail: dsj19790606@sohu.com

厚结构^[3],自弹体头部至尾部,弹壳体厚度逐渐增加;一般半穿甲战斗部长径比为 2,为提高弹体穿甲能力,本文设计弹体长径比约为 4;尾翼采用六翼的张开式尾翼。实验弹主要由重金属头部、弹身、模拟装药、前定心部、后定心部及尾翼组成。主要参数为:重量约 11.5kg,弹长 497mm,其中弹体长 294mm,尾翼长 203mm,弹体最大部位直径 74mm,前定心部和后定心部的直径皆为 100mm。

实验弹头部重金属采用贫铀,以达到提高弹体穿甲能力和破坏效果的目的。贫铀之所以具备更高的穿甲能力和破坏效果,是由于贫铀有以下几个方面的特性^[4]:①高强度,贫铀合金具有较高的强度。铀钛合金的抗拉强度超过 1500MPa,而铀铌锆合金的强度甚至达到 1950MPa;②自锐性,采用贫铀制成的金属杆在动能驱动下撞击到物体时,表现出自发锐性的特征,贫铀“自身会变得越来越锋利”,具有很强的穿透力;③自燃性,贫铀的着火点很低,在 500 摄氏度条件下就能在空气中剧烈的燃烧,该特点可使贫铀弹体在撞击目标后产生纵火效果;④高密度,贫铀的密度为 19.03g/cm³,是钢的 2.5 倍,是铅的 1.7 倍。在同样的弹丸尺寸下,可以提高弹丸单位面积质量,提高侵彻威力;⑤贫铀弹侵入目标内爆炸,爆炸燃烧产生的气溶胶具有辐射威胁作用,可以迫使目标内部的人员撤离,封锁目标。同时,贫铀弹侵入目标内部爆炸后产生的气溶胶,由于航母等舰船目标的封闭性而降低泄漏,克服了贫铀武器环境污染的致命缺陷,从而实现对舰船目标“干净”而高效的打击。因此,在某种程度上,贫铀半穿甲弹所造成的危害要比普通半穿甲弹大得多,采用贫铀半穿甲弹可以有效的发挥其特性,从而对敌方目标造成更大程度的破坏、毁伤以及威慑作用。

实验靶板材料选用 GY4 装甲钢,该装甲钢力学性能指标与美国“尼米兹”级航母用钢 HY-100 接近。表 1 给出了 GY4 装甲钢与 HY-100 钢的主要力学性能指标比较。

表 1 GY4 装甲钢力学性能与 HY-100 钢力学性能比较

Tab. 1 Comparison of the key mechanical property on armor steel of GY4 and HY100

Material	Tensile strength (MPa)	Yield strength (MPa)	Elongation (%)	Area reduction (%)
GY4	827	688	16.5	45
HY-100	—	~689	18	45

实验靶板采用三层 20mm 厚的均质 GY4 装甲钢板,靶板倾斜角度 25°,每层靶板间隔约 500mm,靶架后面设有沙墙,用来回收穿靶后的实验弹体。外场实验靶板布置如图 2 所示。为了使实验靶板能充分反映目标特性,靶板的外形尺寸设计为弹体直径的 6~8 倍。



图 1 实验弹体

Fig. 1 Experimental penetrator



图 2 实验用三层斜置靶板

Fig. 2 Experimental target

2 实验方案设计

采用 100mm 滑膛炮进行实验弹穿靶实验。炮口距离靶板约为 40m,在炮口正前方 15m 和 25m 处布置网靶,测量弹体飞行速度,近似为弹丸撞击靶板速度;距炮口正前方约 20m 位置开始,每间隔 5m 均布 1 个纸靶,共布置 3 个纸靶以测量弹体的飞行姿态及尾翼的张开情况;在弹丸飞行路线的侧方,设置了高速摄像系统,通过高速摄像系统可以拍摄弹体飞行及撞靶过程,记录弹丸的二维飞行、着靶姿态,同

时可以估算弹丸飞行速度。实验系统布局如图3所示。

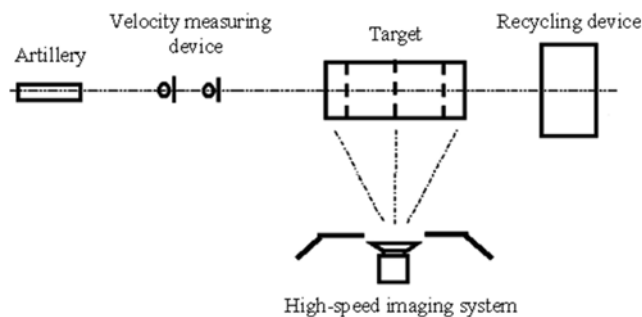


图3 实验布局示意图

Fig. 3 Scheme of experimental layout

3 实验弹飞行稳定性设计、理论分析及数值模拟

对所设计的实验弹进行了飞行稳定性设计,并通过理论分析和数值模拟方法,对其飞行撞靶过程的稳定性进行了分析和计算,分析和考核弹丸飞行稳定性能,确保弹丸能够准确撞击靶标。

3.1 弹丸飞行稳定性设计

通过在弹体尾部加装尾翼的方式,实现对弹丸的稳定飞行设计。尾翼设计为后张式结构,翼片张开后掠一定角度,以保持尾翼的稳定性。翼片在炮膛内运动时,依靠轴向惯性力收束在一起,避免划伤炮膛,离开炮膛后,凭借压力差,翼片张开,维持战斗部稳定飞行。

由于空间的限制,翼片设计成翼弦短而翼展长的细长刀形。为了保证翼片的气动力面积,采用六片展翼。所设计的张开式尾翼结构如图4所示。

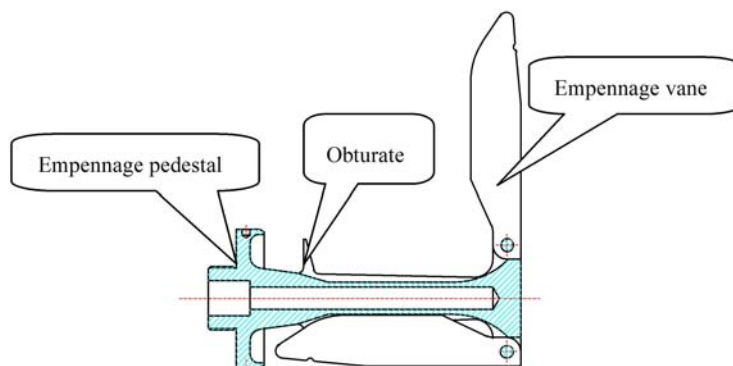


图4 尾翼结构示意图

Fig. 4 Structural scheme of empennage

3.2 弹丸飞行稳定性理论分析

尾翼弹丸的稳定飞行^[5]主要借助尾翼所产生的升力,使弹丸的阻力中心(或压力中心)移至弹丸质心之后,这样,空气动力对弹丸产生的力矩,是一个迫使弹体攻角不断减小的稳定力矩。正是由于这个稳定力矩,当弹丸一旦出现由攻角产生的扰动时,它将阻止攻角的进一步增大,并迫使弹丸绕弹道切线作往返摆动。这是尾翼弹丸飞行稳定性的必要条件。

弹丸能够稳定飞行,除具备一定的稳定储备量,即空气动力作用在弹丸上的压力中心在弹丸的质心之后外,还必须要有一定的裕量。

尾翼弹丸的稳定储备量采用下列公式进行计算:

$$B = (C_p - C_s) \times 100\%$$

式中: $C_p = \frac{x_p}{l}$; $C_s = \frac{x_s}{l}$; x_p , C_p 为弹丸阻力中心至弹顶的绝对距离和相对距离(C_p 又称为弹丸压力中心

系数); x_s, C_s 为弹丸质心至弹顶的绝对距离和相对距离(C_s 也称弹丸重心系数); l 为弹丸的全长。

弹丸压力中心系数可采用下列公式求得:

$$C_p = \frac{C_{pk} \cdot C_{yk} + C_{pw} \cdot C_{yw}}{C_{yk} + C_{yw}}$$

式中: C_{yk} 为弹体的升力系数; C_{pk} 为弹体压力中心系数; C_{yw} 为尾翼的升力系数; C_{pw} 为尾翼压力中心系数。通过求得弹丸压力中心系数 C_p , 在 C_s 已知的情况下, 即可求得弹丸的稳定储备量 B 。

弹丸能够在空气中良好的稳定飞行, 其稳定储备量 B 必须满足下式:

$$B > 15\%$$

(1) 弹体的升力系数及压力中心系数的计算

弹体的升力系数采用下列公式计算:

$$C_{yk} = C_{yk}' \cdot \delta'$$

式中: $C_{yk}' = 0.042$; δ' 是攻角(度)。

弹体的压力中心系数 C_{pk} 与弹体头部形状有关, 对于弧形头部的弹体, 其压力中心系数采用下列公式计算:

$$C_{pk} = \frac{x_{pk}}{l} = \frac{0.733 + 0.667\delta\lambda_0(\bar{x}_k^2 - 1)}{x_k[1.57 + 1.334\delta\lambda_0(\bar{x}_k - 1)]}$$

式中: $\lambda_0 = \frac{l_0}{d}$; $\bar{x}_k = \frac{l}{l_0} = \frac{\lambda_l}{\lambda_0}$; l_0 为弹体头部长度; d 为弹身直径; l 为弹体全长; δ 为攻角(rad)。

(2) 尾翼的升力系数及压力中心系数的计算

对于展弦比 $\frac{\lambda_w}{4} > \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}}$ 的尾翼, 升力系数 C_{yw} 的计算采用下列公式:

$$C_{yw} = \frac{4\delta}{\sqrt{M^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2\lambda_w \sqrt{M^2 - 1}}\right) \frac{2S_w}{S}$$

对于展弦比 $\frac{\lambda_w}{4} < \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}}$ 的尾翼, 升力系数 C_{yw} 的计算采用下列公式:

$$C_{yw} = 1.35\delta \left(\lambda_w + \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}}\right) \frac{2S_w}{S}$$

式中: $\lambda_w = \frac{2l_w}{S_w} = \frac{2l_w}{b_{cp}}$, 称为尾翼的展弦比; $S_w = l_w \cdot b_{cp}$ 称为翼片面积; l_w 为翼片展度; b_{cp} 为翼片的平均弦长; M 为马赫数; S 为弹丸横截面积; δ 为攻角(rad)。

上式一般适用于四片尾翼的情况。对于六片尾翼, 如不考虑翼片间的相互影响, 可将 $3S_w$ 代替公式中的 $2S_w$, 由于通常翼片间的气流干扰作用, 使有效攻角及实际升力均减小, 这时可用 $2.5S_w$ 进行计算。

超音速条件下, 尾翼压力中心的位置可近似认为在平均弦长的中点处, 故压力中心至弹顶的距离

$$x_{pw} = l - \frac{1}{2}b_{cp}, \text{ 即计算出尾翼压力中心系数 } C_{pw} = \frac{x_{pw}}{l} = 1 - \frac{1}{2} \frac{b_{cp}}{l}。$$

(3) 理论分析结果

弹丸稳定飞行过程中存在一攻角, 且攻角一般情况不是很大, 取弹丸飞行攻角 $\delta = 4^\circ$ 。

计算得到 $C_{yk} = 0.042 \times 4 = 0.168$, $C_{pk} = 0.19$, $C_{yw} = 0.49$, $C_{pw} = 0.97$ 。

已知弹丸重心系数 $C_s = 0.44$ (根据设计的弹丸结构计算而得)。因此可以计算得到:

$$C_p = \frac{C_{pk} \cdot C_{yk} + C_{pw} \cdot C_{yw}}{C_{yk} + C_{yw}} = 0.77$$

$$B = (C_p - C_s) \times 100\% = 33\%$$

可见, 理论计算得到的弹丸稳定储备量为 33%, 大于 15%, 其飞行稳定。

3.3 弹丸飞行稳定性数值计算

为进一步说明设计的弹丸在小攻角范围内可以稳定飞行, 采用流体力学有限差分程序 FLUENT,

对设计的实验弹丸的飞行稳定性进行数值模拟,研究了弹丸在 4°攻角条件下的实验弹的气动特性。

利用 Solidworks 完成实验弹气动外形建模,运用前处理程序 GAMBIT 完成几何模型的建立并划分网格,采用结构型网格,实验弹的建模如图 5 所示,实验弹在飞行过程中的动压分布云图见图 6。计算结果见表 2。

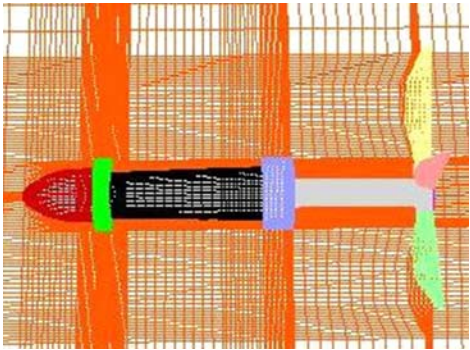


图 5 实验弹网格模型

Fig. 5 Model of experimental penetrator

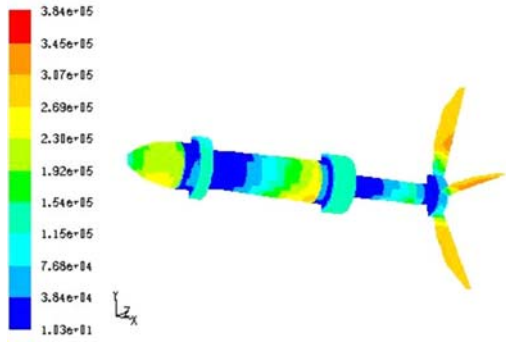


图 6 实验弹飞行过程动压云图

Fig. 6 Cloud chart of dynamic pressure during penetrator flight

表 2 实验弹气动特性数值模拟计算结果

Tab. 2 Result of numerical simulation for penetrator's pneumatic property

Angel of attack (°)	Normal force coefficient	Pitching moment coefficient	Pressure center coefficient	Gravity center coefficient	Stabilization storage
4	1.0604042	0.83927591	0.791467923	0.44	35%

可见,数值计算得到的弹丸稳定储备量为 35%,大于 15%,其飞行稳定。

3.4 结果分析

- (1) 实验弹在 4°攻角下飞行,稳定储备量都大于 15%;
- (2) 理论方法求得的实验弹体稳定储备量与数值模拟计算的实验弹体稳定储备量基本吻合,因此,数值分析作为一种辅助手段,可以指导弹体飞行稳定性分析;
- (3) 理论分析和数值模拟结果表明,实验弹体设计满足飞行稳定性要求。

4 实验弹穿甲实验

4.1 实验结果

进行了三发半穿甲实验弹穿靶实验,实验靶板采用三层均质 GY4 装甲钢,靶板倾斜角度 25°,每层靶板厚度 20mm。实验测到的三发实验的弹丸着靶速度分别为 747m/s、697m/s 和 687m/s,弹体贯穿三层靶板后,侵入靶板后面的沙墙回收系统,回收到的弹体整体结构基本完好。表 3 给出了弹体穿靶的实验数据。

表 3 穿靶实验数据

Tab. 3 Experimental results of the penetrator impacting armor steel

No.	Mass (kg)	Velocity (ms ⁻¹)	Experimental penetrator	Experimental target
1	11.60	747	尾部有少量破裂, 其它基本完好	三层靶板被贯穿,靶板穿孔呈椭圆型,孔洞周围伴有大量裂纹和烧蚀痕迹,破坏形式为花瓣型破坏。
2	11.47	697	弹体整体结构基本完好	三层靶板被贯穿,破坏基本为花瓣型破坏。
3	11.50	687	弹体基本完好	三层靶板被贯穿,破坏基本为花瓣型破坏。

采用高速摄影系统,记录了实验弹飞行撞靶过程,如图 7 所示。并且在弹体撞靶瞬间有明亮火球产

生,这是由于贫铀本身具有的“自燃”特殊性能引起的,实验弹体在撞击靶板瞬间引起周围剥落的贫铀粉粒燃烧,产生类似爆炸过程的明亮火球。

实验弹穿过炮口正前方设置的纸靶,通过纸靶上的穿孔可分析实验弹飞行姿态及弹体尾翼张开情况,进而分析弹丸的飞行稳定性能。

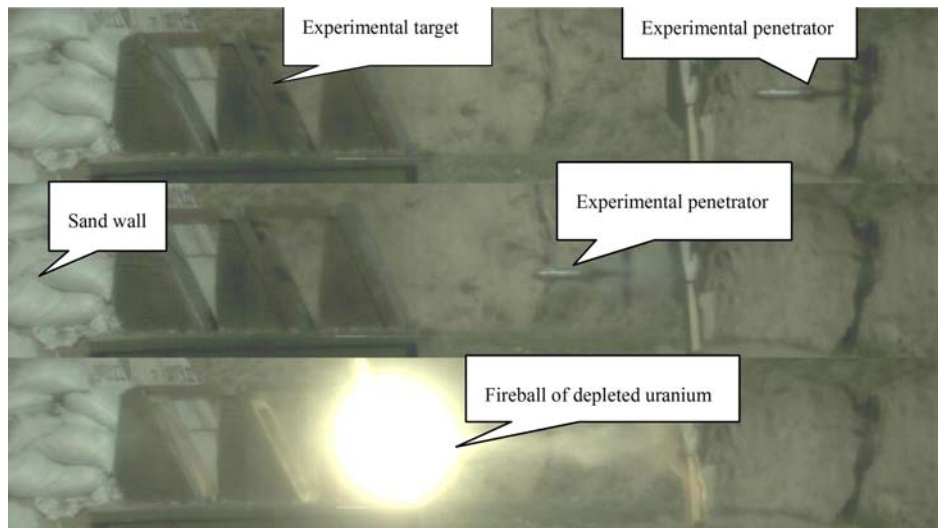


图 7 高速摄影系统拍摄实验弹飞行撞靶过程图片

Fig. 7 High-speed photographs of penetrator impacting target

4.2 结果分析

实验弹飞行稳定性分析:实验弹以 2Ma 左右的速度飞出炮膛后,根据炮口前方的纸靶穿孔情况(如图 8 所示)及高速录像系统拍摄的弹体飞行情况,判定实验弹撞靶前的飞行姿态良好,飞行稳定性设计满足要求。并且从纸靶穿孔情况还可以判断实验弹尾翼在距炮口 15m 处已完全张开,通过初步计算,尾翼完全张开所需时间不大于 20ms。

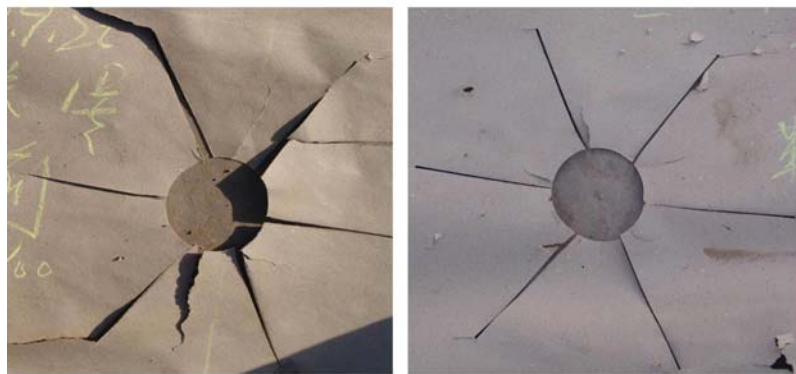


图 8 弹体在纸靶上形成的穿孔

Fig. 8 Perforation of penetrator impacting paper target

尾翼张开过程是一个机械过程,其之所以能够在短时间内完全打开,与其特殊设计结构相关。尾翼的气体挡环与其前部分尾翼座之间形成一个气室,在点火发射时,膛内高压火药气体贮在气室内。弹丸出炮口后因外部压力的骤减,火药气体便从气室中冲出,作用在尾翼斜面上使尾翼张开。此外,后效期的火药气体冲向挡板并被反射。反射气流进一步使尾翼加速张开。尾翼一旦张开,在空气阻力的作用下便完全打开。据分析,挡板的对尾翼的张开十分有利。例如,100mm 破甲弹用挡板结构,尾翼在出炮口 5m 内就会开始张开,10m 内已基本张开到位。如果没有挡板,弹丸飞至 30m 处尾翼尚未完全张开。这种尾翼结构简单,张开迅速可靠,设计此种尾翼结构对本实验很有价值。

靶板破坏分析:被贯穿的装甲靶板破坏情况如图 9 所示。靠近炮口的第一层靶板上的穿孔基本位

于靶板中心部位,而第二层和第三层靶板上的穿孔,相对于靶板中心位置,或多或少产生了偏离,但偏离并不明显。而一般情况下,弹体在斜侵彻条件下侵彻多层靶板时,由于非正侵彻带来的致偏载荷,将使弹体产生偏转,在 25° 大倾角情况下,弹体将产生较大偏离。本实验弹道偏转较小,初步分析认为,弹体头部采用了贫铀材料,可能贫铀在侵彻装甲靶板时产生了“自锐”效应,这种效应可以削减弹体侵彻过程中受力不均匀而导致的致偏载荷,从而产生自锐稳定效应,使弹体穿靶后的姿态继续保持稳定。

靶板破坏形式基本为花瓣型破坏。这是因为弹丸碰撞靶板时,靶板被撞击部位产生很大的应力和应变,而实验靶板又较薄,当其达到破坏极限时,变形最大的部分首先出现裂纹,随着侵彻进一步发展,靶板背面最终发生花瓣状的穿透破坏。此外,靶板穿孔部位有明显的烧蚀痕迹,这是因为贫铀高速撞击靶板瞬间,在弹靶撞击部位产生上千度高温,引起局部装甲熔化;此外,剥落的贫铀颗粒在弹靶接触部位燃烧,对装甲产生进一步的烧蚀。

弹体穿靶能力及强度分析:实验弹丸在大约 2Ma 速度、 25° 倾角(着角 65°)下,具备至少穿透三层 20mm 厚GY4装甲靶板能力。穿靶后,尾翼从弹体尾部脱落,在弹体尾部与尾翼螺纹连接部位,弹体产生了可见塑性变形,并伴有少量尾部破裂,但弹体其它部分结构完好。穿靶后的实验弹体如图10所示。分析认为,尾部少量的裂纹可能是由于尾翼脱离弹体过程,弹体尾部受到尾翼严峻的拉、弯载荷所致。但在实际的半穿甲弹设计中,弹体尾盖处不直接连接尾翼,所以不会产生实验所出现的尾部破裂现象。但是,关于弹体尾部强度问题,仍需要开展进一步的研究工作。



图9 被贯穿后的靶板

Fig. 9 Photograph of steel targets after experiment



图10 回收的实验弹体

Fig. 10 Photograph of penetrator after experiment

5 结论

采用理论和数值模拟方法对弹的飞行稳定性进行了分析,计算了 4° 攻角下弹丸的稳定储备量,计算结果表明,弹体稳定储备量满足稳定飞行要求,并且两者计算结果基本吻合。通过高速摄影拍摄的弹体飞行撞靶过程,也验证了实验弹飞行姿态良好。实验弹飞离炮膛后,尾翼迅速张开,准确命中靶标。

实验弹具备较高的穿甲能力,在大约 2Ma 速度、 25° 倾角下可以贯穿三层 20mm 厚均质GY4装甲钢靶,且贯穿靶板后,除尾部有小量的破裂外,整体结构基本完好。装甲靶板在实验弹的高速撞击下,其破坏形式为花瓣型破坏。

参考文献:

- [1] 李静海. 半穿甲爆破型反舰导弹战斗部毁伤效果分析[J]. 飞航导弹, 2005, 7: 52—55 (Li Jing-hai. Damage effectiveness analysis of semi-armor-piercing warhead for anti-ship missile[J]. Winged Missiles, 2005, 7: 52—55 (in Chinese))
- [2] 叶本治, 戴君全, 杨桂红. 超音速半穿甲弹丸壳体结构实验研究[J]. 爆炸与冲击, 1993, 13(2): 160—171 (Ye Ben-

- zhi, Dai Jun-quan, Yang Gui-hong. Experimental studies on the structure of a supersonic semi-armor-piercing warhead[J]. Explosion and Shock Waves, 1993, 13(2):160—171(in Chinese))
- [3] 钱伟长编著. 穿甲力学[M]. 北京:国防工业出版社, 1984:80—82(Qian Wei-chang. Mechanics of perforation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984:80—82(in Chinese))
- [4] Albert C Marshall. An Analysis of Uranium Dispersal and Health Effects Using a Gulf War Case Study[R]. SAND2005-4331, Sandia National Laboratories, Albuquerque, NM, July 2005.
- [5] 魏惠之编著. 弹丸设计理论[M]. 北京:国防工业出版社, 1985:80—82(Wei Hui-zhi. The theory of bullet design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1985:80—82(in Chinese))

Design and Penetration Performance of a Semi-Armor-Piercing Penetrator

DUAN Jian¹, ZHOU Gang¹, TIAN Chun-yu², MIN Tao¹, WANG Ke-hui¹, HAN Juan-ni¹

(1. NorthWest Institute of Nuclear Technology, Xi'an 710024, Shanxi, China;

2. Baotou 202 Plant, Baotou 014000, Neimenggu, China)

Abstract: In order to improve the armor penetrating capacity of semi-armor-piercing penetrator, a special semi-armor-piercing penetrator with depleted uranium was designed. Its flight stability was analyzed based on theoretical analysis and numerical simulation. The value of stabilization storage obtained from above two methods is basically identical, and may meet the demands of flight stability. Armor steel target penetration impact experiments were carried out for the depleted uranium semi-armor-piercing penetrator by using a 100mm diameter smoothbore gun. Experimental results show that the flight of penetrator is stable and is in accord with theoretical analysis and numerical simulation. An armor steel target made of three layer GY4 with 20mm thickness was penetrated at an obliquity of 25 degree, and the penetrator was not damaged basically. So the depleted uranium semi-armor-piercing penetrator has a higher penetration capacity according to after experiment analyses of the penetrator and armor target.

Keywords: mechanics of explosion; semi-armor-piercing penetrator; numerical simulation; armor-piercing experiment; GY4 armor steel