(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 113865439 B
(45)授权公告日 2022.06.10

(21)申请号 202111239483.7

(22)申请日 2021.10.25

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113865439 A

(43)申请公布日 2021.12.31

(73)专利权人 中国科学院力学研究所
地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72)发明人 马特 袁武 宋宏伟 汪球 张坤

(74)专利代理机构 北京和信华成知识产权代理事务所(普通合伙) 11390
专利代理师 焦海峰

(51)Int.Cl.
F42B 6/00(2006.01)
F42B 35/02(2006.01)
F41F 1/00(2006.01)

(56)对比文件
CN 109668478 A,2019.04.23
CN 209639614 U,2019.11.15
CN 112129166 A,2020.12.25
EP 0265369 A2,1988.04.27
CN 109115025 A,2019.01.01
CN 204085316 U,2015.01.07
CN 111765803 A,2020.10.13
石安华等.高超声速弹道靶泰氟隆锥模型及弹托设计.《流体力学实验与测量》.2002,第16卷(第02期),第57-62页.
孙占峰等.短靶室轻气炮实验中弹托分离技术研究.《弹道学报》.2009,第21卷(第03期),第31-34页.

审查员 李殊予

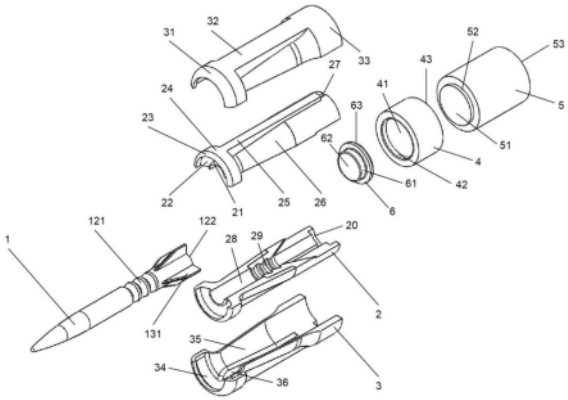
权利要求书1页 说明书6页 附图4页

(54)发明名称

一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸

(57)摘要

本发明属于超高速碰撞研究技术领域,针对传统弹丸结构无法满足在加速过程中需要承受更高过载的要求,本发明的目的在于提供一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸,包括飞行体、组合弹托结构,抗磨损弹托与发射管过盈配合,抗磨损弹托的内部设置有容纳型腔,抗过载弹托安装在容纳型腔内,所述飞行体安装在抗过载弹托的前端。本发明设计科学合理,装配安全方便,在发射过程中,能够有效减缓发射管的磨损问题,从而提高发射系统寿命;抗过载弹托在能够满足抗过载条件的同时加工难度低,飞行体重心前移,提高飞行体外弹道飞行的稳定性,并减小了飞行体表面的摩擦阻力,提高了其存速性能。通过实验验证了弹丸的抗高过载能力。



CN 113865439 B

1.一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，包括飞行体、组合式弹托、多层底托，组合式弹托自外向内依次设置有抗磨损弹托和抗过载弹托，抗磨损弹托与发射管过盈配合，抗磨损弹托的内部设置有容纳型腔，抗过载弹托安装在容纳型腔内，所述飞行体安装在抗过载弹托的内部，抗过载弹托后端与多层底托中的钛合金垫片组合并插入多层底托的铝合金底托中，从而组成一体化弹丸。

2.根据权利要求1所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述抗过载弹托的外表面与抗磨损弹托的内表面接触，抗磨损弹托和抗过载弹托之间通过连接卡扣进行定位，再通过焊接胶粘接界面。

3.根据权利要求1或2所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述抗磨损弹托与发射管之间设置为过盈配合，抗磨损弹托的外表面包括前定芯区域与后定芯区域，前定芯区域与后定芯区域之间设置为加强筋b；抗磨损弹托的内部设置装配抗过载弹托的容纳型腔，包括前容纳型腔和容纳斜锥面，前容纳型腔和容纳斜锥面之间通过容纳加强筋连接。

4.根据权利要求1或2所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述抗过载弹托的外表面自前向后依次包括前定芯区域、斜锥面，前定芯区域和斜锥面之间设置有加强筋a；抗过载弹托的内部自前向后依次设置有型腔b、底部环形槽、连通腔和型腔a，飞行体的圆柱形弹体嵌设在型腔b内，飞行体环形槽嵌设在底部环形槽内，飞行体尾翼嵌设在连通腔内，多层底托的钛合金垫片嵌设在型腔a内。

5.根据权利要求1所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述飞行体包括依次连接的风帽、弹体和尾翼，风帽的自由端部沿着抗过载弹托的出口向外突出延伸，弹体和尾翼之间设置有梯形环形槽，弹体底部与多层底托相互接触，弹体底部与多层底托中的钛合金垫片前端面接触。

6.根据权利要求1或5所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述飞行体设置为曲线弹头，曲线弹头的前半部分设置为圆锥形风帽，曲线弹头的后半部分设置为圆柱形弹体，曲线弹头的尾部设置带有翼片的尾翼。

7.根据权利要求1所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述多层底托依次设置有钛合金垫片、铝合金底托与闭气底托。

8.根据权利要求1或7所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述钛合金垫片安装在铝合金底托的前容纳型腔内，钛合金垫片包括钛合金垫片前端面和钛合金垫片后端面，其中钛合金垫片后端面与铝合金底托型腔前端面相接触，钛合金垫片与铝合金底托之间设置为间隙配合。

9.根据权利要求1或7所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述铝合金底托的前端设置装配钛合金垫片的容纳型腔；铝合金底托的后端设置装配闭气底托的容纳型腔，铝合金底托与发射管之间设置为间隙配合。

10.根据权利要求7所述一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，所述闭气底托的前端设置装配到铝合金底托的凸台结构；其中闭气底托前端面与铝合金底托后端面接触；凸台直径与铝合金底托后型腔内径之间设置为过盈配合；闭气底托的后端设置曲面型腔，通过曲面型腔在爆轰气体压力作用下形成闭气性，闭气底托与发射管之间设置为过盈配合，闭气底托与铝合金底托之间设置为过渡配合。

一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸

技术领域

[0001] 本发明属于超高速碰撞研究技术领域，具体涉及一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸。

背景技术

[0002] 在超高速碰撞研究领域中，超高速飞行的毁伤元作用在靶体上时，会发生与低速条件下，截然不同的毁伤形式以及能量耗散机制：弹靶界面耦合作用机制，不再是简单的刚性弹对靶体的侵蚀作用，而是转化为与弹靶两者的密度、强度、绝热剪切应变率、绝热剪切带特征厚度以及相变特性等均相关的复杂作用过程。所以为满足国家反装甲领域的重大战略需求，研究超高速毁伤元的毁伤机理，对于新型毁伤元的优化是必要的。然而由于高压气体驱动能力有限和火药使用受限的不足，导致大长径比、大质量的毁伤元出口速度较低，仅能达到1700m/s。而基于气相爆轰驱动的二级轻气炮，大幅提高了发射能力，使超高速碰撞的研究成为了可能。但高初速也意味着毁伤元在加速过程中需要承受更高的过载，峰值可达12万g以上，传统弹丸结构已无法满足该过载条件下的强度要求。如设计不当，弹丸在膛内运动过程中发生破坏，则会显著降低爆轰驱动系统的发射效率和使用寿命。

发明内容

[0003] 针对现有技术中存在的传统弹丸结构无法满足在加速过程中需要承受更高过载的要求，本发明的目的在于提供一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸。

[0004] 本发明采取的技术方案为：

[0005] 一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，包括飞行体、组合式弹托、多层底托，组合式弹托自外向内依次设置有抗磨损弹托和抗过载弹托，抗磨损弹托与发射管过盈配合，抗磨损弹托的内部设置有容纳型腔，抗过载弹托安装在容纳型腔内，所述飞行体安装在抗过载弹托的内部，抗过载弹托后端与多层底托中的钛合金垫片组合并插入多层底托的铝合金底托中，从而组成一体化弹丸。

[0006] 进一步的，所述抗过载弹托的外表面与抗磨损弹托的内表面接触，抗磨损弹托和抗过载弹托之间通过连接卡扣进行定位，再通过焊接胶粘接界面。

[0007] 更进一步的，所述抗磨损弹托与发射管之间设置为过盈配合，抗磨损弹托的外表面包括前定芯区域与后定芯区域，前定芯区域与后定芯区域之间设置为加强筋b；抗磨损弹托的内部设置装配抗过载弹托的容纳型腔，包括前容纳型腔和容纳斜锥面，前容纳型腔和容纳斜锥面之间通过容纳加强筋连接。

[0008] 更进一步的，所述抗过载弹托的外表面自前向后依次包括前定芯区域、斜锥面，前定芯区域和斜锥面之间设置有加强筋a；抗过载弹托的内部自前向后依次设置有型腔b、底部环形槽、连通腔和型腔a，飞行体的圆柱形弹体嵌设在型腔b内，飞行体环形槽嵌设在底部环形槽内，飞行体尾翼嵌设在连通腔内，多层底托的钛合金垫片嵌设在型腔a内。

[0009] 进一步的，所述飞行体包括依次连接的风帽、弹体和尾翼，风帽的自由端部沿着抗

过载弹托的出口向外突出延伸，弹体和尾翼之间设置有梯形环形槽，弹体底部与多层底托相互接触，更为具体的是，弹体底部与多层底托中的钛合金垫片前端面接触。

[0010] 更进一步的，所述飞行体设置为曲线弹头，曲线弹头的前半部分设置为圆锥形风帽，曲线弹头的后半部分设置为圆柱形弹体，曲线弹头的尾部设置带有翼片的尾翼，在尾翼前端的圆柱形弹体上设置有三个尺寸相同的梯形环形槽，并与抗过载弹托内部型腔中的环形槽相互配合，从而提高整体的抗过载性能。

[0011] 进一步的，所述多层底托依次设置有钛合金垫片、铝合金底托与闭气底托，组合弹托中的抗过载弹托底部与钛合金垫片前端接触，并插入至铝合金底托前容纳型腔内，抗过载弹托与铝合金底托之间为间隙配合，间隙为0.02mm。

[0012] 更进一步的，所述钛合金垫片安装在铝合金底托的前容纳型腔内，钛合金垫片包括钛合金垫片前端面和钛合金垫片后端面，其中钛合金垫片后端面与铝合金底托型腔前端面相接触，钛合金垫片与铝合金底托之间设置为间隙配合。更为具体的是，钛合金垫片的最大直径与铝合金底托前内径之间设置为间隙配合，间隙为0.02mm。

[0013] 更进一步的，所述铝合金底托的前端设置装配钛合金垫片的容纳型腔；铝合金底托的后端设置装配闭气底托的容纳型腔，铝合金底托与发射管之间设置为间隙配合，间隙为0.02mm。

[0014] 更进一步的，所述闭气底托的前端设置装配到铝合金底托的凸台结构；其中闭气底托前端面与铝合金底托后端面接触；凸台直径与铝合金底托后型腔内径之间设置为过盈配合，过盈量为0.01mm；闭气底托的后端设置曲面型腔，通过曲面型腔在爆轰气体压力作用下形成闭气性，闭气底托与发射管之间设置为过盈配合，过盈量为0.02mm，闭气底托与铝合金底托之间设置为过渡配合。

[0015] 本发明的有益效果为：

[0016] 本发明设计科学合理，装配安全方便，本发明设计包括飞行体、组合式弹托和多层底托，本发明的优点之一为所述的组合式弹托，与爆轰发射系统发射管直接接触的外部弹托(称为抗磨损弹托)，其材料选为PEEK，在满足抗过载能力的同时，也使得一体化弹丸的有效质量占比有所提高，并且在发射过程中，由于与轨道材料差异较大，能够有效减缓发射管的磨损问题，从而提高发射系统寿命；而在PEEK弹托内的铝合金弹托(称为抗过载弹托)，其环形槽结构起到带动飞行体运动的同时也起到定位作用；同时，相比于传统环形槽装配形式，本发明中抗过载弹托的前半部分与飞行体均无环形槽装配结构，减少环形槽的设计在能够满足抗过载条件的同时，也降低弹托的加工难度，同时飞行体前半部分的质量增加，重心前移，可以提高飞行体外弹道飞行的稳定性，并减小了飞行体表面的摩擦阻力，提高了其存速性能。同时，半风帽的设计形式也使得飞行体重心进一步前移。最后通过爆轰发射系统实验验证了弹丸的抗高过载能力。

附图说明

[0017] 图1是本发明一个实施方式的气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸结构示意图；

[0018] 图2是本发明一个实施方式的气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸结构爆炸图；

[0019] 图3是本发明一个实施方式的飞行体结构示意图；

[0020] 图4是本发明一个实施方式的多层底托示意图；

[0021] 图5是本发明中实验前弹丸底部压力计算结果图；

[0022] 图6是本发明中气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸图；

[0023] 图7是本发明中爆轰驱动超高速发射装置及纹影测量系统示意图；

[0024] 图8是本发明中气体爆轰驱动超高速发射装置实验验证结果示意图；

[0025] 其中，1、飞行体；2、抗过载弹托；3、抗磨损弹托；4、铝合金底托；5、闭气底托；6、钛合金垫片；7、抗高过载弹丸；8、发射管；9、速度测量仪；10、双胶合透镜；14、氙灯光源；15、弹托挡板；16、钢靶；17、截弹器；18、高速摄影器；

[0026] 11、风帽；12、弹体；13、尾翼；121、环形槽；122、弹体底部；131、飞行体尾翼；

[0027] 20、型腔a；21、增强环；22、前腔迎风面；23、圆角；24、前定芯区域；25、加强筋a；26、斜锥面；27、连通腔；28、型腔b；29、底部环形槽；

[0028] 31、前定芯区域；32、加强筋b；33、后定芯区域；34、前容纳型腔；35、斜锥面；36、容纳加强筋；

[0029] 41、铝合金底托型腔前端面；42、铝合金底托前内径；43、铝合金底托后端面；44、铝合金底托后型腔内径；

[0030] 51、闭气底托前端面；52、凸台直径；53、曲面型腔；

[0031] 62、钛合金垫片前端面；63、钛合金垫片后端面。

具体实施方式

[0032] 下面结合附图进一步说明本发明。

[0033] 实施例1

[0034] 如图1-图4所示，本文发明的目的是提供一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，其特征在于，包括飞行体1、组合式弹托、多层底托，组合式弹托自外向内依次设置有抗磨损弹托3和抗过载弹托2，抗磨损弹托3与发射管过盈配合，抗磨损弹托3的内部设置有容纳型腔，抗过载弹托2安装在容纳型腔内，所述飞行体1安装在抗过载弹托2的内部，抗过载弹托2后端与多层底托中的钛合金垫片6组合并插入多层底托的铝合金底托4中，从而组成一体化弹丸。

[0035] 在实施例1的基础上，本发明的又一实施例，如图1、图2和图3所示，一种气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸，包括：

[0036] 组合式弹托包括抗磨损弹托3与抗过载弹托2；

[0037] 抗磨损弹托3的外表面包括前定芯区域31与后定芯区域33，前定芯区域31与后定芯区域33之间设置为加强筋b32，前定芯区域31与后定芯区域33通过加强筋b32连接整体呈中空圆筒体式结构，前定芯区域31与后定芯区域33的端部设置为圆角，圆角设置成半径为2mm的圆角，通过圆角将弹丸装入爆轰发射系统的发射准备区域，从而增加抗磨损弹托3的强度，抗磨损弹托3的内部设置装配抗过载弹托的容纳型腔，包括前容纳型腔34、容纳斜锥面35，前容纳型腔34、容纳斜锥面35之间通过容纳加强筋36连接；前容纳型腔34设置为圆柱体空腔，容纳斜锥面35围挡形成圆台体式空腔结构，抗磨损弹托3与发射管之间设置为过盈配合，过盈量为0.01mm。

[0038] 抗过载弹托2的外表面自前向后依次包括前定芯区域24、斜锥面26，前定芯区域24和斜锥面26之间设置有加强筋a25，前定芯区域24自内向外依次设置有增强环21、圆角23，增强环21和圆角23之间通过前腔迎风面22连接，增强环21设置为中空圆环状结构，增强环21与飞行体1的外壁相互适配且卡接；前腔迎风面22设置为圆环盘式结构，前腔迎风面22用于气动力分离，通过圆角23减小接触界面集中应力，其中减小应力圆角23与前定芯区域31(便于装填圆角)设置为同圆心圆角，前定芯区域24，整体安装在抗磨损弹托3的容纳型腔内，其中减小应力圆角23与便于装填圆角31为同圆心圆角，前定芯区域24整体设置为圆筒体式结构，前定芯区域24安装至前容纳型腔34内，加强筋25安装至容纳加强筋36内，斜锥面26与容纳斜锥面35接触，前定芯区域24与容纳加强筋36相互卡接的位置设置为连接卡槽，并且前定芯区域24与容纳加强筋36的安装形式形成了连接卡扣，并可进行定位，再通过焊接胶加强界面强度，抗过载弹托2的内部自前向后依次设置有型腔b28、底部环形槽29、连通腔27和型腔a20，型腔b28设置为圆柱体空腔结构，其外侧壁设置为斜锥面26，斜锥面26自前向后延伸呈圆台体式外壁形状，飞行体1的圆柱部分嵌设在型腔b28内，飞行体环形槽121嵌设在底部环形槽29内，连通腔27设置为与飞行体尾翼131相互适配的空腔结构，飞行体尾翼131嵌设在连通腔27内，钛合金垫片6嵌设在型腔a20内。

[0039] 在实施例1的基础上，本发明的又一实施例，如图1、图2和图3所示，飞行体1安装在抗过载弹托2的容纳圆腔内，包括依次连接的圆锥形风帽11、圆柱形弹体12、三个尺寸相同的梯形环形槽121和带有翼片的尾翼13，风帽11的端部由抗过载弹托2的出口处向外凸出延伸(由出口处露出)，圆柱形弹体底部122与多层底托中的钛合金垫片前端面62接触；其中飞行体1的曲线弹头，前半部分为风帽11，其余为弹体。

[0040] 在实施例1的基础上，本发明的又一实施例，如图1、图2、图3和图4所示，多层底托，相比于传统结构设计中底托部分仅用尼龙底托完成抗过载与闭气性，无法满足12万g高过载的发射要求，所以将底托分为了三部分，多层底托包括钛合金垫片6、铝合金底托4与闭气底托5，

[0041] 本发明的又一实施例，如图2和图4所示，钛合金垫片6，设计目的是为了增强弹丸的抗过载强度，以免抗过载弹托失效后飞行体插入闭气底托中；整体安装在铝合金底托4的前容纳型腔内，钛合金垫片6包括钛合金垫片前端面62和钛合金垫片后端面63，钛合金垫片前端面62沿着钛合金垫片后端面63的中心向前凸出延伸呈圆柱体凸起结构，钛合金垫片前端面62的直径小于钛合金垫片后端面63的直径，其中钛合金垫片后端面63与铝合金底托4的铝合金底托型腔前端面41相接触，钛合金垫片6的最大直径与铝合金底托4的铝合金底托前内径42之间设置为间隙配合，间隙为0.02mm。

[0042] 本发明的又一实施例，如图2和图4所示，铝合金底托4，其设计目的是增强闭气底托的强度，包括前端设置装配钛合金垫片6的容纳型腔；后端设置装配闭气底托5的容纳型腔；铝合金底托4整体呈圆筒体结构，铝合金底托4与发射管之间设置为间隙配合，间隙为0.02mm；

[0043] 本发明的又一实施例，如图2和图4所示，闭气底托5的前端设置装配到铝合金底托4的闭气底托前端面51，闭气底托前端面51设置为凸台结构，其中闭气底托前端面51与铝合金底托4的铝合金底托后端面43接触；闭气底托前端面51的凸台直径52与铝合金底托4的铝合金底托后型腔内径44之间设置为过盈配合，过盈量为0.01mm；闭气底托5的后端面设置可

在爆轰气体压力作用下进一步增强其闭气性的曲面型腔53。闭气底托5与发射管之间设置为过盈配合，过盈量为0.02mm。闭气底托5与铝合金底托4之间设置为过渡配合。

[0044] 在本发明中，所述的抗磨损弹托3采用PEEK制成，所述抗过载弹托2采用7075-T651铝合金制成，所述风帽11采用7075-T6铝合金制成，并且外表面为60um的陶瓷基复合材料制成的耐烧蚀涂层，所述弹体钨纤维锆基复合材料制成，所述尾翼13采用7075-T6铝合金制成，并且外表面为60um的陶瓷基复合材料制成的耐烧蚀涂层，所述钛合金垫片6采用Ti6Al4V制成，所述铝合金底托4采用7075-T6铝合金制成，所述闭气底托5采用PEEK制成。

[0045] 爆轰发射系统实验

[0046] 实验前采用准一维数值方法对气体流动及活塞运动进行数值分析，求解非稳态Navier-Stokes方程和热传导方程，从而获得弹丸底部压力与气体温度，从而保证弹丸出口速度。

[0047] 气体流动采用的准一维控制方程如下：

[0048] $$A\frac{\partial U}{\partial t}+\frac{\partial AF}{\partial x}-\frac{\partial A}{\partial x}H-S_c-S_w=0$$

[0049] 其中，状态矢量U＝(ρ,ρu,e,ρα,ρβ)T，对流通量F＝(ρu,ρu2+p,(e+p)u,ραu,ρβu)^T，化学反应源项$S_C=(0,\ 0,\ 0,\ \dot{\omega}_\alpha,\ \dot{\omega}_\beta)^T$，压力项H＝(0,p,0,0,0)^T，Sw＝(0,τ,q,0,0)^{T}是壁面剪切以及热传递源项。以上各式中，ρ、u、e、p分别为气体的密度、速度、单位气体总能量和压力，A为管体截面积，τ是壁面剪切应力，q是壁面热通量。与描述爆轰过程的两步化学反应模型相关的α和β分别是诱导反应和放热反应的过程参数，$\dot{\omega}_\alpha$和$\dot{\omega}_\beta$分别是诱导和放热反应速率。

[0050] 假设活塞和弹丸的质量、长度和横截面积保持不变，其尾部位置和速度分别记为xp、xm、vp、vm，文中下标p代表活塞，m代表弹丸。由于活塞和弹丸运动的控制方程一致，本文只给出活塞运动控制方程：

[0051] $$\frac{dv_p}{dt}=\frac{1}{m_p}\left(A_p\left(p_B-p_F\right)-F_f\right)$$

[0052] $$\frac{dx_p}{dt}=v_p$$

[0053] 其中，p_B和p_F分别为活塞底部压力和活塞前部压力。获得的计算结果如图5所示。

[0054] 图6为根据本明设计方案实际制备出的气体爆轰驱动超高速发射装置用抗高过载弹丸。

[0055] 图7为基于爆轰原理的二级轻气炮发射系统，如图7所示，自前向后依次分为内弹道、外弹道和终点毁伤区，在内弹道区，抗高过载弹丸7从发射管8内发射，在外弹道区设置速度测量仪9对抗高过载弹丸7的速度进行测量；通过氙灯光源14照射双胶合透镜10，通过高速摄影器18进行摄影，抗高过载弹丸7穿过弹托挡板15的中心，直至穿过钢靶16，通过截弹器17拦截。在一级实验舱的观察窗口分别搭建阴影摄像系统以及透射式纹影系统，获取超高速一体化弹丸出膛口的激波形成过程以及飞行过程中的微观流动特征影像，并得到弹丸出膛、弹托分离姿态以及一体化弹丸中各部件的损伤状态；而在二级实验舱的观察窗口

处搭建超高速飞行高清关联测控系统，获取战斗部高清飞行姿态以及流场图像，验证战斗部的飞行稳定性；在一级以及二级实验舱的测速窗口处，均由超高速飞行高清关联测控系统中的测速系统获取不同位置处的战斗部飞行速度，然后根据能量守恒，获取低空稠密大气中的气动阻力。

[0056] 图8为获得的纹影测量实验结果，过载为12万g以上，出口速度为2580m/s，获得了风帽前圆锥激波以及弹托前正激波流场信息，并且弹托已接近完全脱离的状态，说明了弹丸的飞行以及弹托的分离稳定性，并且结果图中的各部分结构均未出现损伤，证明了弹丸的抗过载能力。

[0057] 以上所述并非是对本发明的限制，应当指出：对于本技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明实质范围的前提下，还可以做出若干变化、改型、添加或替换，这些改进和润饰也应视为本发明的保护范围。

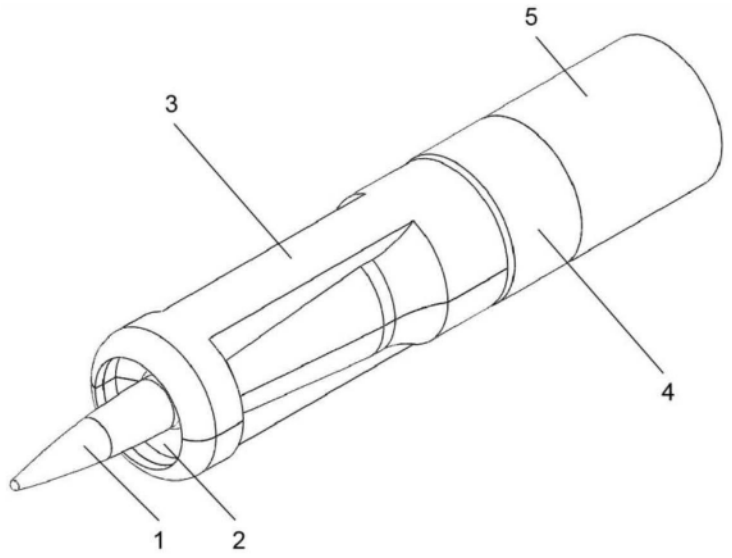

5
3
4
1
2

图1

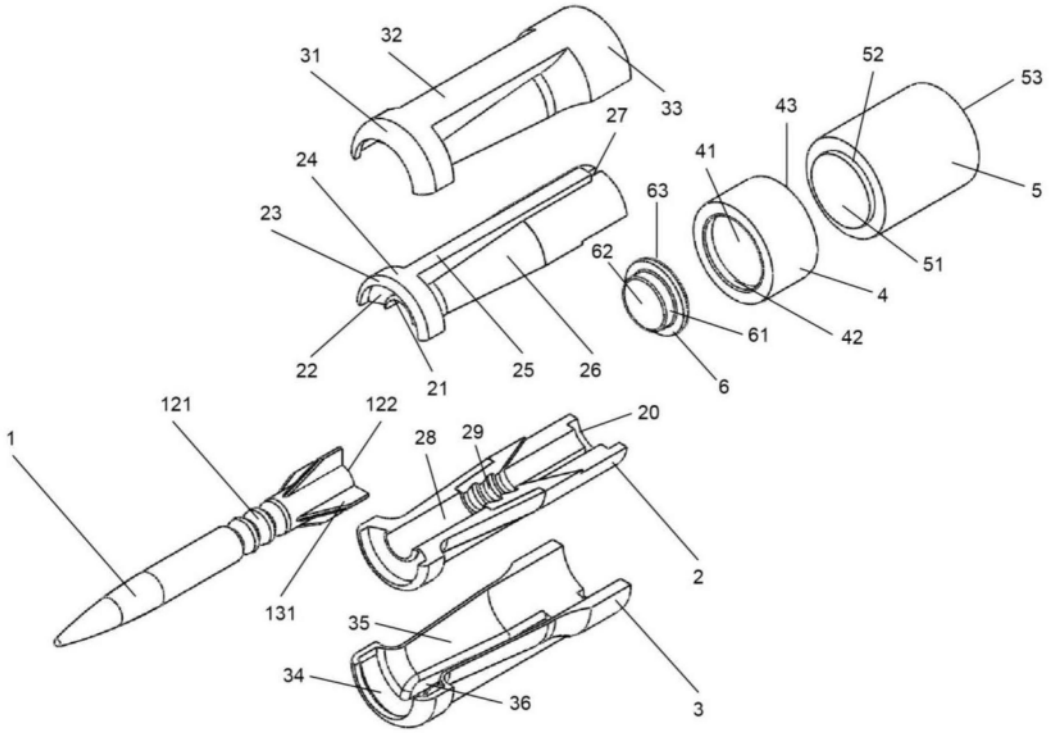

32
31
33
52
53
43
27
41
24
63
5
23
62
51
4
61
42
22
21
25
26
6
121
122
20
1
28
29
2
131
35
34
36
3

图2

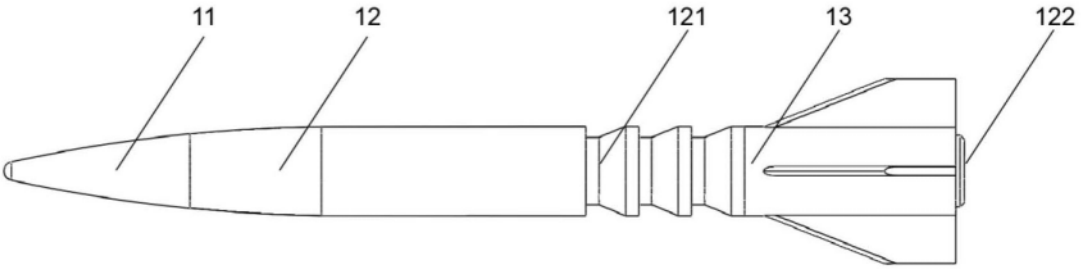


图3

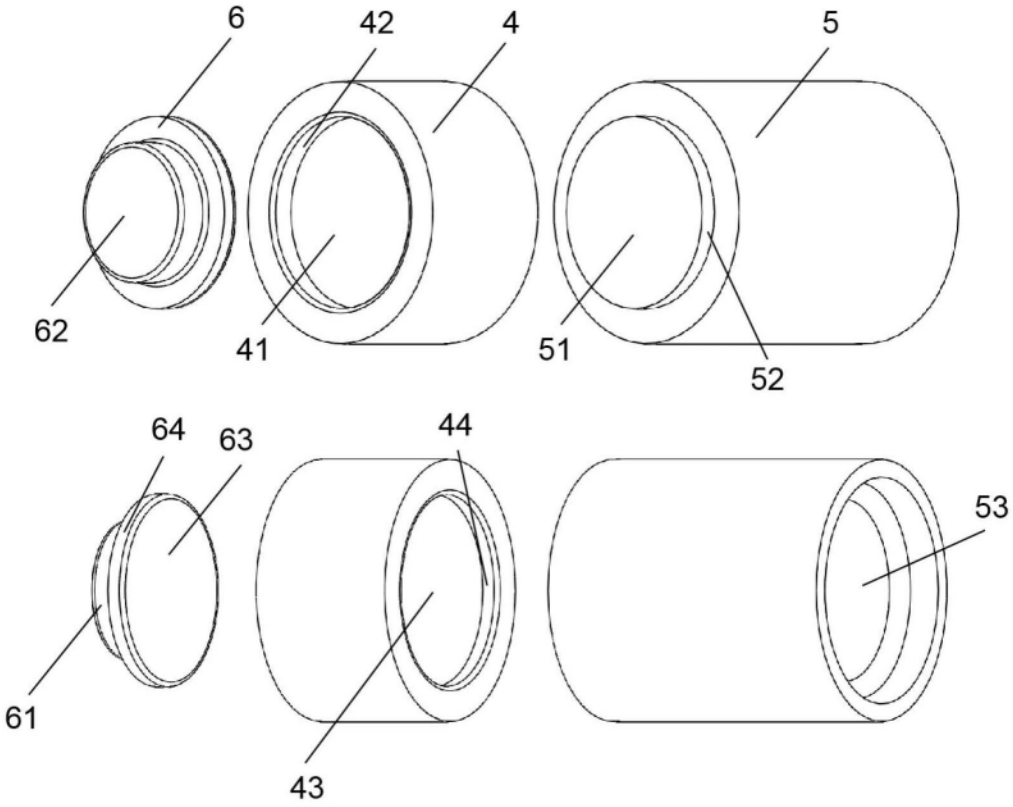


图4

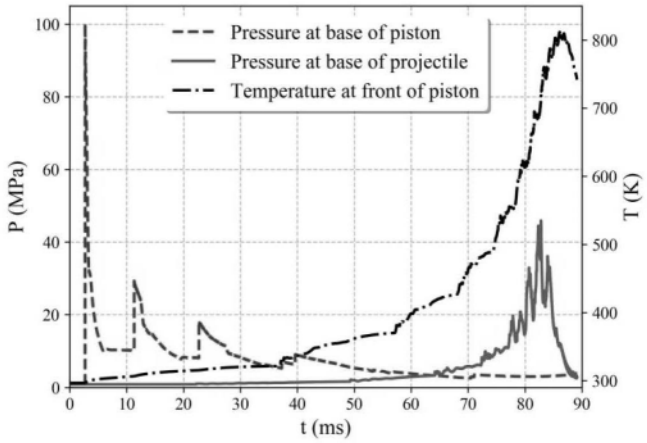

Pressure at base of piston
Pressure at base of projectile
Temperature at front of piston
P (MPa)
T (K)
t (ms)
0
20
40
60
80
100
300
400
500
600
700
800
0
10
20
30
40
50
60
70
80
90

图5

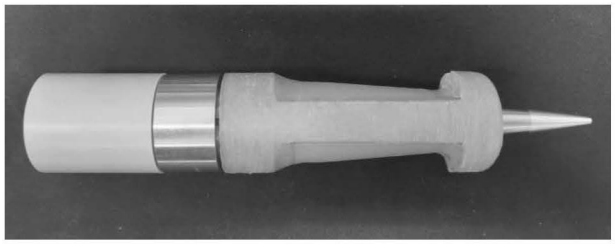


图6

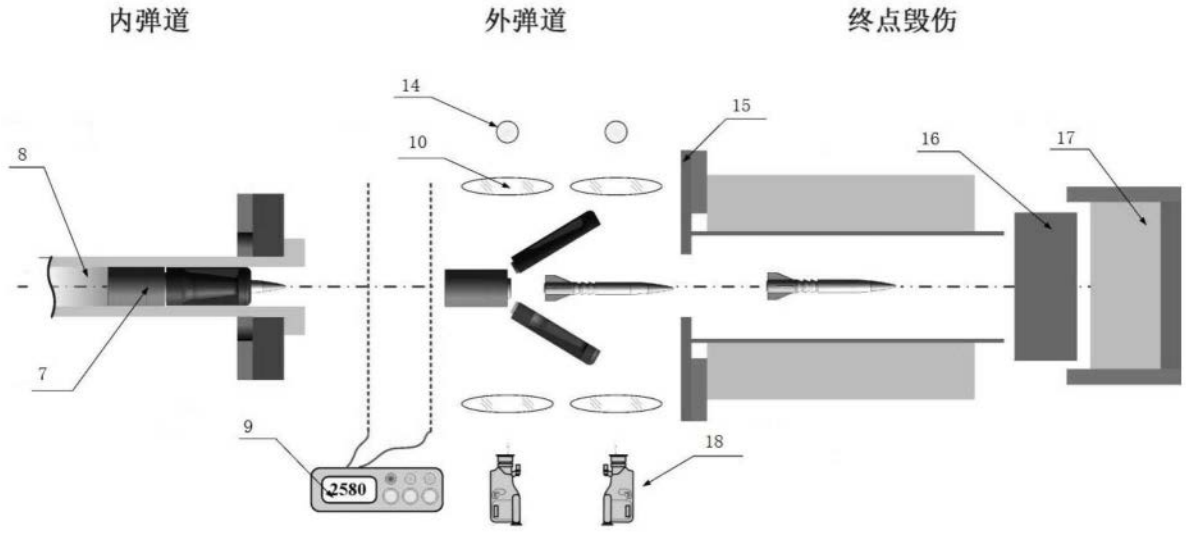

内弹道
外弹道
终点毁伤
8
7
9
10
14
15
16
17
18
2580

图7

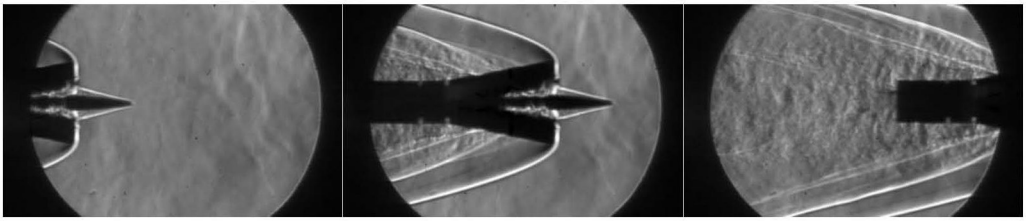


图8