

内爆驱动式超高速发射技术的初步研究

王马法 HIGGINS Andrew J 焦德志 黄洁 柳森

Preliminary Simulation and Experimental Study on Implosion-Driven Hypervelocity Launching Technology

WANG Mafa, HIGGINS Andrew J, JIAO Dezhi, HUANG Jie, LIU Sen

引用本文:

王马法, HIGGINS Andrew J, 焦德志, 等. 内爆驱动式超高速发射技术的初步研究[J]. 高压物理学报, 2020, 34(3):033301. DOI: 10.11858/gywlxb.20190870

WANG Mafa, HIGGINS Andrew J, JIAO Dezhi, et al. Preliminary Simulation and Experimental Study on Implosion-Driven Hypervelocity Launching Technology[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2020, 34(3):033301. DOI: 10.11858/gywlxb.20190870

在线阅读 View online: https://doi.org/10.11858/gywlxb.20190870

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

杆式钨合金弹超高速撞击薄靶的能量损耗

Energy Dissipation of Tungsten Alloys Cylindrical Rods Hypervelocity Impacting Thin Steel Target 高压物理学报. 2019, 33(6): 064106 https://doi.org/10.11858/gywlxb.20190732

反应气体驱动二级轻气炮技术的初步研究

Preliminary Study of Two-Stage Light Gas GunUsing Reactive Gas as Driving Energy 高压物理学报. 2017, 31(2): 182 https://doi.org/10.11858/gywlxb.2017.02.011

铝弹丸超高速撞击防护结构的研究进展

Progress of Aluminum Projectile Impacting on Plate with Hypervelocity 高压物理学报. 2019, 33(3): 030112 https://doi.org/10.11858/gywlxb.20190774

桌面式激光驱动冲击波技术及其在含能材料分子反应机制研究中的应用

A Desktop Laser Driven Shock Wave Technique and Its Applications to Molecular Reaction Mechanism of Energetic Materials 高压物理学报. 2018, 32(1): 010107 https://doi.org/10.11858/gywlxb.20170599

纤维编织材料超高速撞击特性实验研究

Experimental Study of Hypervelocity Impact Characteristics for Fiber Fabric Materials 高压物理学报. 2019, 33(2): 024203 https://doi.org/10.11858/gywlxb.20180654

弹体材料在超高速碰撞过程中的物相演化

Material Phase Evolution in Hypervelocity Impact Process 高压物理学报. 2019, 33(6): 064101 https://doi.org/10.11858/gywlxb.20190723 DOI: 10.11858/gywlxb.20190870

内爆驱动式超高速发射技术的初步研究

王马法¹, HIGGINS Andrew J², 焦德志¹, 黄 洁¹, 柳 森¹

(1.中国空气动力研究与发展中心,四川 绵阳 621000;2.麦吉尔大学工程力学系,魁北克蒙特利尔 H3A2K6,加拿大)

摘要:为获得10 km/s 左右的超高速发射能力,以内爆发射器为研究对象,利用 AUTODYN 2D 软件对口径为8 mm的内爆发射器进行有限元仿真分析,获得了典型状态下的弹丸发射速度。 研制了口径为8 mm的内爆发射器,并在压缩管中填充5 MPa 氦气进行实验,分别获得了0.55 g 铝合金弹丸7.95 km/s和0.37 g镁合金弹丸10.28 km/s的发射速度,与有限元仿真计算结果的 速度偏差分别为15.3%和3.7%。结果表明,设计的内爆发射器具备10 km/s发射能力,满足空 间碎片撞击和防护研究的超高速发射需求。

关键词:发射技术;超高速;内爆驱动式

中图分类号: O521.3 文献标识码: A

随着空间科学研究的发展,为进一步开展空间碎片毁伤效应、防护结构以及超高速碰撞等研究工作,提出了 10 km/s 以上的超高速发射需求。国内外常用的发射技术(设备)包括:二级/三级轻气炮、磁驱动飞片、聚能射流、等离子体加速器、激光驱动飞片装置等^[1-6]。其中二级轻气炮是目前应用最广泛、技术最为成熟的发射设备。然而,受到炮体材料性能的限制,二级轻气炮的稳定发射速度基本都低于 8 km/s,如果超过该速度,发射管将发生严重的烧蚀破坏^[7]。虽然有些发射技术能够实现8 km/s 以上的超高速发射,但是这些发射技术要么难以控制弹丸的质量和形状,要么只能发射很薄的飞片状弹丸或质量很小的弹丸^[8],因此将其应用到超高速碰撞实验研究中受到了一定的限制。在 20 世纪 60 年代,内爆驱动式超高速发射技术已经实现了 2 g 弹丸 12.2 km/s 的发射速度^[9-10];进入 21 世纪后,加拿大麦吉尔大学^[1,11-13]又实现了 15 g 弹丸 7.5 km/s 左右的发射速度,这是一项发射质量和速度都超过二级轻气炮的超高速发射技术,能够满足空间碎片撞击的研究需求。

内爆驱动式超高速发射技术(国外有 Explosive hypervelocity launcher^[9]、Explosively driven gun^[10]、 Implosion-driven launcher^[11-13]等不同说法,国内也有炸药爆轰驱动高速激波管发射技术^[14]、炸药驱动枪^[15]等不同名称,本文以 Implosion-driven launcher 说法为准,简称内爆发射器)是一种利用炸药爆炸线性挤 压压缩管内轻质气体,通过被压缩的轻质气体驱动弹丸的一种发射技术^[11],作用过程与二级轻气炮中 活塞压缩高压轻质气体类似,不同的是其活塞速度为炸药爆速。国内一些文献中对该技术进行了相关 介绍,但尚未见相关实验和仿真研究报道^[14-15]。

为了掌握内爆发射技术,获得 10 km/s 以上的发射能力,通过与加拿大麦吉尔大学的 Higgins 教授 合作,以 8 mm 口径内爆发射装置为研究对象,对内爆发射器的发射能力和研究方法进行了初步探索, 开展了内爆发射器内弹道分析和结构设计,并利用 AUTODYN 软件对设计结构进行了初步仿真分析, 最终针对典型状态开展了初步验证实验。

^{*} 收稿日期: 2019-12-23;修回日期: 2020-01-20

基金项目: 国家自然科学基金(11802330)

作者简介:王马法(1986-),男,博士,助理研究员,主要从事超高速发射与毁伤技术研究. E-mail: fujianwmf@163.com

通信作者: 柳 森(1967-), 男, 博士, 研究员, 主要从事超高速碰撞与动能毁伤研究. E-mail: hvi@cardc.cn

1 内爆发射器工作原理

内爆发射器主要由炸药线性压缩段、高压段和发射管组成,其中炸药线性压缩段包括外壳、装药、 压缩管、驱动气体等,发射器的结构如图1所示,作用过程如图2所示。左端炸药起爆后,压缩管向内 塌缩,形成锥形结构,当炸药爆轰波传播时,锥形结构向右运动并压缩驱动气体。该过程与二级轻气炮 中活塞压缩高压轻质气体类似,因此该锥形结构可看成虚拟活塞,当冲击波到达弹丸底部时,高压驱动 气体开始推动弹丸加速运动。



2 内爆发射过程的仿真分析

设计了内径 16 mm、长度 500 mm 的压缩管和内径 8 mm、长度 300 mm 的发射管组成的内爆发射器,高压段采用锥段连接压缩管和发射管,锥段半锥角度为 5°。采用 AUTODYN 软件对该内爆发射器的工作过程进行了仿真计算。

2.1 仿真模型及方法

采用有限元中的流固耦合方法进行仿真。将模型分为 Euler 模型和 Lagrange 模型两个部分: Euler 模型包括填充的氦气、压缩管、装药以及周围空气介质; Lagrange 模型包括压缩段外壳、高压段、 发射管以及弹丸。外壳、高压段、压缩管、发射管均采用 4340 钢。本构模型采用 Johnson Cook 模型, 状态方程为 Linear。装药采用爆速为 7 km/s 左右的季戊四醇四硝酸酯(PETN), 状态方程为 JWL; 驱动 气体为氦气,采用理想气体状态方程; 弹丸本构模型为 Steinberg Guinan, 状态方程为 Shock。材料参数 均选自 AUTUDYN 数据库。

为了使弹丸能够约束初始状态的高压氦气,在弹丸与高压气体交界处增加一层 Lagrange 网格。该 网格与高压段和弹丸均采用共节点的方式固定,并将该部分的材料失效应变设置为 0.5,当达到失效应 变时自动删除该部分的网格,使其不会对弹丸发射造成过大影响。

2.2 仿真计算相关参数

针对弹丸材料和充气压力两个参数,共进行4个状态的仿真计算,相关参数以及各状态下获得的 弹丸出炮口速度见表1。

No.	Material of projectile	Filling pressure/MPa	Diameter of launch tube/mm	Diameter of pump tube/mm	Muzzle velocity/(km·s ⁻¹)
1	Aluminum alloy	4	8	16	8.62
2	Aluminum alloy	5	8	16	9.17
3	Aluminum alloy	6	8	16	9.25
4	Magnesium alloy	5	8	16	10.66

表 1 不同弹丸材料和充气压力下仿真计算参数 Table 1 Simulation parameters of launchers with different projectile materials and filling pressure

2.3 仿真结果

2.3.1 内爆发射器工作过程

图 3 给出了内爆式超高速发射装置发射铝弹丸的仿真结果,其中弹丸尺寸为Ø8 mm×4 mm,质量为 0.55 g。零时刻从装药的左端面开始点火,装药爆炸后开始挤压压缩管形成锥形活塞,并在氦气(初始压力 5 MPa)中形成压力达到 500 MPa 左右的冲击波向右传播,外壳达到失效应变后被删除,如图 3(b)所示,压力超过 1 GPa 时显示为红色;在 55 μs 左右,冲击波到达弹丸底部反射,形成峰值压力高达 5 GPa 的气体推动弹丸加速运动;70 μs 左右炸药爆轰结束;在 108 μs 左右弹丸离开发射管,达到最高发射速度。





2.3.2 不同初始充气压力下弹丸的发射速度

图4给出了充气压力分别为4、5和6 MPa状态下铝弹丸的速度-时间历程。从速度-时间曲线上可以看到,弹丸加速过程有较为明显的二次冲击加载。初始冲击加载是由先导冲击波到达弹丸底部产生的;二次冲击加载是弹丸底部反射的冲击波到达左端后再次反射冲击波,该冲击波追赶上弹丸产生的。从表1中的数据可知,4、5和6 MPa充气压力下弹丸的出炮口速度分别为8.62、9.17和9.25 km/s。可以看到,炮口速度随充气压力的增加而增加,但增加幅度缩小。可能是由于当充气压力从5 MPa增加至6 MPa时,压缩管、高压段内壁的膨胀显著增加,削弱了驱动压力增加的增速效果。





第3期

2.3.3 不同弹丸材料的发射速度

根据建立的仿真模型对尺寸为Ø8 mm×4 mm 的铝合金弹丸和镁合金弹丸进行发射过程的计 算,初始填充 5 MPa 氦气,计算结果如图 5 所示。 0.55g铝合金弹丸的最终发射速度为9.17 km/s; 0.37g 镁合金弹丸的发射速度为 10.66 km/s, 比铝 合金弹丸速度高 1.49 km/s。

实验设计及结果 3

发射器结构 3.1

发射器总长度为914 mm,最大部位直径为 81.4 mm, 主要包括发射管、发射管护套、高压段、



报

外壳、压缩管、弹丸和装药等。其中:发射管内径为8mm,长度为304mm;压缩管内径为16mm,长度 为 495 mm。装药为柱壳装药,厚度约为 5 mm,装药量约为 300 g,采用两层以黑索金(RDX)为基底的片 状挠性炸药包裹而成,挠性炸药的爆速为7.1 km/s。弹丸直径为8 mm,高度为4 mm。弹丸材料有两 种,分别是铝合金和镁合金,其中铝合金弹丸质量约为0.55g,镁合金弹丸质量约为0.37g,安装完成后 的发射器如图6所示。



图 6 内爆式超高速发射器实物 Fig. 6 Image of implosion-driven hypervelocity launcher

3.2 实验装置总体布局

实验装置布局如图 7 所示。实验装置主要包括发射器、测试系统、真空系统和防护系统等。发射 器放置在厚壁防护筒内,防止爆炸产生的碎片向外飞散,损伤实验装置和设备。采用激光测速系统和





靶网测速装置等测量弹丸的发射速度,并采用序列激光阴影成像仪拍摄模型的飞行姿态和形貌。实验中发射器压缩管内充 5 MPa 氦气,从端面起爆装药。

3.3 实验结果与分析

共开展了7次实验,其中铝合金弹丸实验3次,镁合金弹丸实验4次,具体实验参数如表2所示。

表 2 内爆发射器实验相关参数

Table 2 Parameters of the implosion-driven launchers in tests										
No.	Material of projectile	Mass of projectile/g	Filling pressure/MPa	Diameter of launch tube/mm	Diameter of pump tube/mm	$\begin{array}{c} Maximum \\ velocity/(km \cdot s^{-1}) \end{array}$				
ILT04	Aluminum alloy	0.55	5	8	16	7.26				
ILT07						6.96				
ILT14						7.95				
ILT08	Magnesium alloy	0.37	5	8	16	9.73				
ILT09						10.28				
ILT11						9.36				
ILT12						9.77				

3.3.1 回收发射器

实验后的发射器压缩管和外壳完全碎裂,高压段外壳明显膨胀变形并出现裂纹,回收的典型发射器装置如图 8 所示。



(a) Fragments of the pump tube and casing

(b) The reservoir and launching tube

图 8 ILT08 实验发射器装置回收

Fig. 8 Recycle launcher of test ILT08

3.3.2 铝合金弹丸速度测试结果

3次铝合金弹丸实验结果如图 9 所示,其中 横坐标为测点位置离炮口的距离,纵坐标为测得 的速度,各次实验测得的最大速度见表 2。其中, 实验中测得的弹丸最高出炮口速度为 7.95 km/s, 比仿真预测速度 9.17 km/s 低 1.22 km/s,相对偏差 为 15.3%。实验速度偏低可能是许多因素共同影 响的结果,例如装置加工误差、装药松紧程度、发 射管与弹丸有摩擦阻力等,而仿真状态则相对理 想,没有考虑这些因素的影响。另外,实验中弹丸 的速度也有 1 km/s 左右的偏差,挠性炸药装填、 装药爆轰的圆周同步性、发射管与弹丸的配合程 度等问题都会对实际发射速度造成一定影响,导 致重复实验出现一定的偏差。



第34卷

3.3.3 镁合金弹丸速度测试结果

4次镁合金有效实验获得的速度结果如图 10 所示,实验测得的最大速度见表 2。4次实验获得 的最高发射速度与仿真预测速度 10.66 km/s 非常 接近,相对偏差为 3.7%。镁合金弹丸在实验中的 速度偏差为 1 km/s左右,产生偏差的原因可能与 铝合金弹丸相同。

3.3.4 弹丸成像结果

通过超高速八序列激光阴影成像仪拍摄弹丸 在实验过程中的飞行情况,图 11 为 3 次实验拍摄 的照片,其中 ILT11、ILT12 为镁合金弹丸, ILT14 为铝合金弹丸。在图 11 中可以看到,实验 过程中的弹丸仍保持为一个整体弹丸,但存在一 定程度变形,其中实验 ILT12 的弹丸变形非常明



第3期

显。发生变形的原因可能是材料强度不够,也可能是发射器结构存在一定的缺陷,有待进一步深入 研究。



4 结 论

通过与加拿大麦吉尔大学合作,初步设计了8mm口径内爆式超高速发射器结构,采用 AUTODYN软件对内爆式超高速发射器内弹道进行数值模拟,所获得的发射器作用过程中弹底压力最 高可达5GPa,并计算了铝合金弹丸和镁合金弹丸的发射速度。最终通过开展验证实验,证明了设计的 内爆发射技术能够将尺寸为Ø8 mm×4 mm、质量为0.37g的柱状镁合金弹丸发射到10.28 km/s,将尺寸 为Ø8 mm×4 mm、质量为0.55g的柱状铝合金弹丸发射到7.95 km/s。实验获得的发射速度与数值仿真 结果吻合较好。实验结果也证明了内爆式超高速发射技术的可行性,在空间碎片的撞击与防护方面具 有较强的应用前景。利用超高速八序列激光阴影成像仪拍摄弹丸的飞行情况,获得了弹丸发射后的形 状,发现发射后的弹丸是一个整体弹丸,但与原始柱形结构相比,存在不同程度的变形。未来将深入探 索提高内爆发射器速度的方法,分析弹丸发生变形的原因,并在保持弹丸初始形状的发射器结构设计 等方面开展进一步的研究工作。

感谢中国空气动力研究与发展中心的罗庆、龙耀、宋强、周毅、覃金贵、李俊玲、姜林、 邹胜宇、李文光、廖强、刘晓龙、廖富强、丁建文等同事在实验过程中提供的无私帮助。

参考文献:

- HUNEAULT J, LOISEAU J, HIGGINS A J. Coupled lagrangian gasdynamic and structural hydrocode solvers for simulating an implosion-driven hypervelocity launcher [C]//51st AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine, 2013: 1–21.
- [2] 王翔, 王青松, 彭建祥, 等. 三级炮超高速发射技术在空间碎片防护研究中的初步应用 [C]//第八届全国空间碎片学术交流 会. 北京, 2015: 350–358.
 WANG X, WANG Q S, PENG J X, et al. Preliminary application of three-stage gas gun hypervelocity launcher techniques in space debris protection research [C]//8th National Symposium on Space Debris. Beijing, 2015: 350–358.
- [3] 张旭平, 谭福利, 王桂吉, 等. 基于 CQ4 的磁驱动 10 km/s 以上超高速飞片发射 [C]//第八届全国空间碎片学术交流会. 北京, 2015: 385-390.
 ZHANG X P, TAN F L, WANG G J, et al. Magnetically driven flyer plates to velocities above 10 km/s on CQ4 [C]//8th National Symposium on Space Debris. Beijing, 2015: 385-390.
- [4] 文尚刚, 赵锋, 王建, 等. 气炮加载下炸药强爆轰驱动技术的初步实验研究 [J]. 高压物理学报, 2011, 25(1): 36–40.
 WEN S G, ZHAO F, WANG J, et al. Primary experimental study on driving technique of strong detonation using gas gun [J].
 Chinese Journal of High Pressure Physics, 2011, 25(1): 36–40.
- [5] 赵士操, 宋振飞, 姬广富, 等. 一种基于二级轻气炮平台的超高速弹丸发射装置设计 [J]. 高压物理学报, 2011, 25(6): 557-564.
 ZHAO S C, SONG Z F, JI G F, et al. A novel design of a hypervelocity launcher based on two-stage gas gun facilities [J].

Chinese Journal of High Pressure Physics, 2011, 25(6): 557–564.

- [6] 邢柏阳, 刘荣忠, 郭锐, 等. 强爆轰驱动超高速碎片发射装置设计因素分析 [J]. 国防科技大学学报, 2018(4): 151–158.
 XING B Y, LIU R Z, GUO R, et al. Analysis on design factors of hypervelocity fragment launcher using strong detonation drive
 [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018(4): 151–158.
- [7] 林俊德,张向荣,朱玉荣,等. 超高速撞击实验的三级压缩气炮技术 [J]. 爆炸与冲击, 2012, 32(5): 483-489.
 LIN J D, ZHANG X R, ZHU Y R, et al. The technique of three-stage compressed-gas gun for hypervelocity impact [J].
 Explosion and Shock Waves, 2012, 32(5): 483-489.
- [8] 王青松, 王翔, 郝龙, 等. 三级炮超高速发射技术研究进展 [J]. 高压物理学报, 2014, 28(3): 340–345.
 WANG Q S, WANG X, HAO L, et al. Progress on hypervelocity launcher techniques using a three-stage gun [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2014, 28(3): 340–345.
- [9] MOORE J E T. Explosive hypervelocity launchers: PIFR-051 [R]. Physics International Company, 1968.
- [10] WATSON J D. High-velocity explosively driven guns: CR-1533 [R]. Physics International Company, NASA, 1970.
- [11] LOISEAU J, HUNEAULT J, HIGGINS A J. Development of a linear implosion-driven hypervelocity launcher [J]. Procedia Engineering, 2013, 58: 77–87.
- [12] HUNEAULT J, LOISEAU J, HILDEBRAND M, et al. Down-bore velocimetry of an explosively driven light-gas gun [J]. Procedia Engineering, 2015, 103: 230–236.

- [13] HILDEBRAND M, HUNEAULT J, LOISEAU J, et al. Down-bore two-laser heterodyne velocimetry of an implosion-driven hypervelocity launcher [J]. AIP Conference Proceedings, 2017, 1793: 160009.
- [14] 田杨萌, 王莹. 炸药爆轰驱动高速击波管发射技术 [J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(3): 221-224.
 TIAN Y M, WANG Y. A propulsion technology of the fast shock tube driven by high explosive [J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2003, 23(3): 221-224.
- [15] 北京工业学院八系. 爆炸及其作用 (上册) [M]. 北京: 国防工业出版社, 1979: 214–219.
 No.8 Department of Beijing Industrial College. Explosion and its application [M]. Beijing: National Defense Industrial Press, 1979: 214–219.

Preliminary Simulation and Experimental Study on Implosion-Driven Hypervelocity Launching Technology

WANG Mafa¹, HIGGINS Andrew J², JIAO Dezhi¹, HUANG Jie¹, LIU Sen¹

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China;
 Department of Mechanical Engineering, McGill University, Montreal H3A2K6, Quebec, Canada)

Abstract: For achieving the hypervelocity launching of about 10 km/s, an implosion-driven launcher with the caliber of 8 mm diameter was analyzed using the AUTODYN 2D software. The projectile launching velocities under typical operation condition were obtained. Based on numerical simulation results, several tests of the implosion-driven launcher with the caliber of 8 mm diameter were carried out. The driven gas of helium with the pressure of 5 MPa was filled in the compressed pipe. The experimental results show that the 0.55 g aluminum and 0.37 g magnesium projectiles could be launched to the velocity of 7.95 km/s and 10.28 km/s, respectively, and the relative deviations between the numerical and experimental results are 15.3% and 3.7%, respectively. Consequently, the designed implosion-driven launcher can realize the launching of the projectiles to 10 km/s or even higher which could provide a new ground-test method for investigating the impact features of orbital debris and corresponding shield technologies.

Keywords: launching technique; hypervelocity; implosion-driven