

弹道靶的一些发射技术*

郑之初 汪锡琦 王九瑞 韩忠 张振松

(中国科学院力学研究所)

弹道靶设备是开展高速碰撞、气动力和气动物理现象研究的重要实验手段。由于比风洞和击波管等设备有它特殊的优点,所以五十年代末六十年代初,当它高超音速领域中初露锋芒时,就引起了人们的重视。设备由模型发射器、靶场和测示仪器三大部分组成,其中发射器是设备的关键,常用的发射器是二级轻气炮,结构略如图1所示。

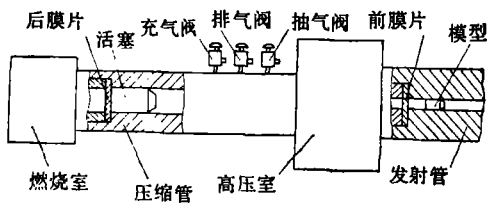


图1 1*弹道靶模型发射器简图

十多年来在高速发射器研究方面国外进行过大量的工作^[1-3],目的在于发射一个有完整外形、稳定姿态和尽量高发射速度的模型。然而,这三项技术指标是互相制约的,所以发射技术的难度较大。这里着重介绍我们在1*弹道靶发射器上为达到上述要求,采取的有效措施,它已经在跨音速流动、杆状射弹撞靶、人工合成超硬材料等实验研究方面得到良好的结果。

(一) 性能调试

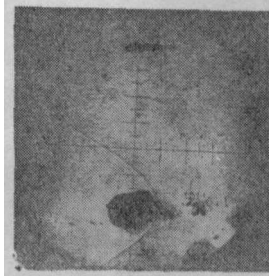
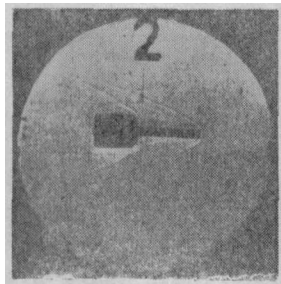
性能调试是根据实验的需要,在一定模型质量和外形的情况下,既保证设备顺利的运行又得到预期的出口速度。实验证明保证设备顺利运行的关键是根据实际情况限定高压室的最高压力 P_{max} ,分析模型运动方程:

$$m_s \frac{du}{dt} = P_s A_s \quad (1)$$

令 $\bar{P}_s = \int_0^l P_s dx / l$, 积分式(1)得到

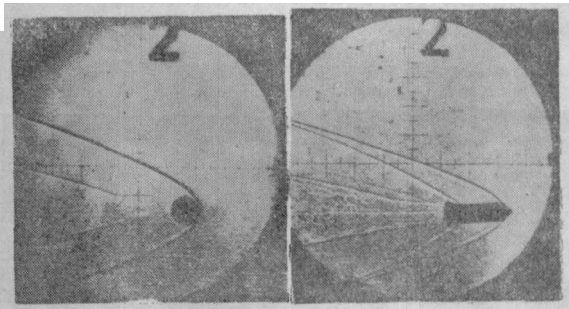
$$u_s = \left(\frac{2A_s l}{m_s} \bar{P}_s \right)^{1/2} \quad (2)$$

这里 m_s 是抛射体质量; A_s 是发射管截面积; l 是发射管长度; u_s 是出口速度; P_s 是底部瞬间压力; \bar{P}_s 是底部平均压力。从式(2)可见:模型的出口速度 u_s 正比于 $\bar{P}_s^{1/2}$, 要使 u_s 增加, \bar{P}_s 就要大大增加, 相应的 P_{max} 也要大大增加。例如比较7公里/秒和5公里/秒二种出口速度, 如果 m_s 相同, 对应 $u_s = 7$ 公里/秒, $P_{max} \approx 11000$ 大气压, 而 $u_s = 5$ 公里/秒, $P_{max} = 6000$ 大气压。应当说现有结构还不能有效地密封瞬时压力超过7000大气压的气体, 为了避免由于气体泄漏造成设备连接件的破坏而影响正常运



(a) 空穴法发射细长铜针照片 (b) 铜针畸变及姿态不正照片

图2



(a) (b) 气动脱垫成功的模型照片

* 本报告得到林月骥, 卞荫贵同志的指导帮助这里表示衷心的感谢。

行, P_{max} 必须小于 7000 大气压; 当然相应的 u_c , 也应小于 5 公里/秒。大量实验证明, 以此 P_{max} 为上限来确定初始充气压力、火药量等充填条件, 设备运行情况良好。

要得到预期的出口速度, 就要建立反映轻气炮运行本质的简便计算方法。轻气炮运行的本质是火药燃烧产生的能量转变成活塞的动能和驱动气体的能量, 然后再把这些能量有效地转变成模型和驱动气体的动能, 整个过程应当包括摩擦、热传导、气体泄漏和活塞撞击锥管引起的能量损耗。通常的理论计算由于处理困难都忽略这些因素, 引入能量转换因子恰当地估计这些损耗, 并且用实验测量出口速度来确定能量转换因子与主要充填条件如初始充气压力、发射管膜片厚度、工质和活塞质量之间关系, 从而选择既满足结构强度, 又保证发射要求, 并且有较高能量转换率的充填条件。实验证明: 预言的出口速度有很好的精确度。

(二) 空穴法

要使发射的模型完整和姿态稳定, 首先必须减少模型的初始过载。空穴法是一个行之有效的方法。它是把模型放在离发射管膜片一定距离的地方, 膜片破裂后, 高压驱动气体经过一段膨胀再传到模型底部, 初始过载较之模型放在贴近膜片处要低。同时, 由于模型离开发射管一定距离开始运动, 活塞压缩产生的压缩波一时不能补偿膨胀, 模型底部压力不能陡峭的上升, 它保证了模型在一定的时刻内缓缓启动, 当活塞进入锥管, 峰值压力到来时, 再继续加载, 模型毁坏的可能性就小多了。此法在用 N_2

作驱动气体的情况下效果显著。尤其对那些强度较低、长细比较大的脆弱模型, 如细长铜针, 效果更好。上述方法成了保证模型不畸变、姿态稳定的重要手段, 目前我们能发射 $L/D \approx 10$ 的铜针模型。图 2(a) 给出了飞行照片; 为了比较, 图 2(b) 给出了姿态不正和模型畸变的飞行照片。

空穴法还有其他方面的优点:

(1) 使模型气动脱垫方法容易实现 采用气动脱垫时弹托是分瓣的, 因此结构强度较差, 用空穴法和薄膜技术减轻了初始过载后, 发射就顺利了。图 3 给出了气动脱垫发射的模型照片。

(2) 可以从压缩管的压力历史曲线中确定破膜压力 测定发射管的破膜压力是意义且较难实现的事, 因为发射管入口处气体压力很高, 一般由于强度和结构上的原因不轻易开孔, 因此压电晶体测压法就无能为力; 另外由于管壁较厚, 应变法要精确测量也有一定困难。然而, 利用空穴法造成的压缩波一时难以补偿膨胀的现象, 可以从压缩管压力历史曲线的突然下降和维持一段时间的压力平台来确定破膜压力。

(三) 薄膜技术

薄膜技术是使用厚度较薄的膜片, 它也是为了减轻模型初始过载, 保证模型完整和姿态稳定用的。开始由于分瓣薄膜加工困难, 故使用简单的平膜, 这样剪切的膜片加速后打在模型上使弹托损坏, 模型也额外受一冲击影响飞行姿态, 详见图 4。这一现象随着发射速度的

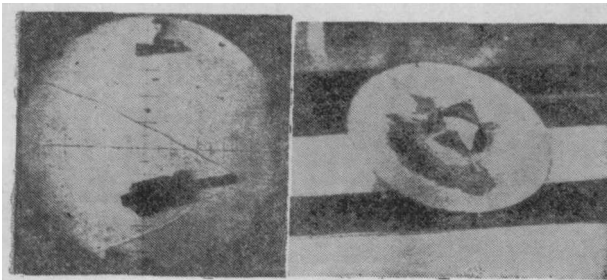


图 4 剪切膜片损坏弹托

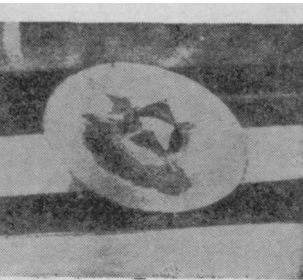


图 5 黄铜薄膜破膜后照片

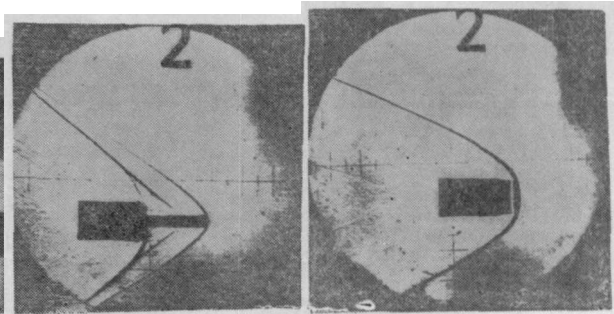


图 6 典型的飞行照片

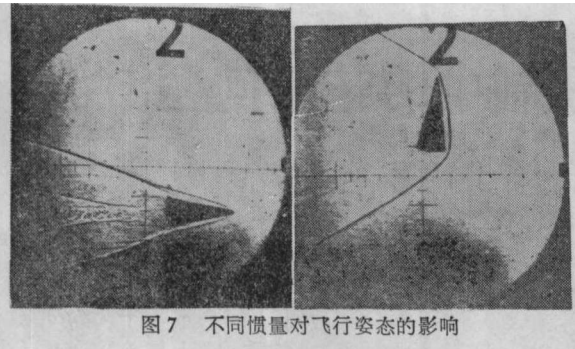


图7 不同惯量对飞行姿态的影响

增高日益严重,为此我们选用了一般不常用的铜膜(厚度一般为0.5毫米左右),用化学腐蚀的方法刻十字槽。这种方法经多次实验发现分瓣情况良好,工艺简单。图5给出了破膜后的照片。

此外,对膜片十字槽的槽宽也作了研究,一般槽宽在2毫米以下更好。空穴法和薄膜技术联用,对解决模型的完整性和飞行姿态问题起了重要作用,图6给出了几张典型的飞行照片。

有时,为了获得特殊的低速也采用非常薄的薄膜,它使轻气炮在非正常的低效率下运行,这一方法在跨音速发射中发挥了重要作用。此外,薄膜的使用在解决发射管的端面密封方面也起了良好的作用。薄膜的采用可以去掉膜片与发射管端面之间的橡皮密封圈,这一方法无论在氢、氮、氮不同工质下发射都经受了考验。

(四) 模型设计

模型设计的好坏对姿态稳定影响极大,文献[4]中指出,模型在受冲击载荷启动时,绕对称轴发生一定振幅的振荡,随着模型在发射管中的运动,振荡振幅逐渐减小。一般说来,轻模型较重模型收敛得慢。比较糟糕的发射是在初

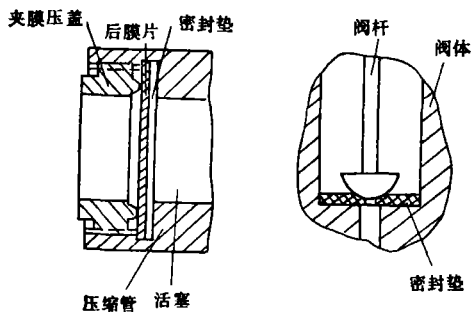


图9 夹膜装置和排气阀密封图

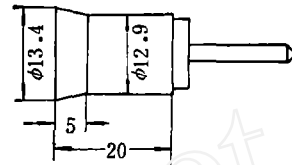


图8 弹托结构尺寸图

始振动尚未收敛的情况下,模型到了出口,加上出口的扰动,又增强了振荡,这就使得飞行姿态变得不可收拾。所以尽管使用了空穴法和薄膜技术,假如模型设计不当,稳定的姿态还是不能保证。常规的设计只考虑重心在压心之前,这并非是飞行姿态稳定的唯一条件,必须考虑模型的惯量配置,使模型在俯仰和偏航方向的惯量仅量大。图7给出了同样外形的二张圆锥模型的飞行照片,铜锥的发射得到了成功,而铝锥的姿态不好,这正是惯量发生作用的很好说明。

一般说来,发射的抛射体由模型与弹托组成,在不脱垫发射时,各部分用环氧树脂粘接是减小发射振动,保证姿态的有效方法。此外,弹托的外形和结构尺寸对扰动的产生也有很大的影响。为了防止驱动气体的泄漏,在弹托尾部有一锥度很小的锥段,弹托直段外径和锥度的选择是必须仔细考虑的,结构尺寸详见图8,经过多次试验证明,这也是保证模型飞行姿态稳定的一个重要因素。

(五) 轻气炮结构改进

性能调试只是合理地选择了参数,如何保证按选择参数发射还有很多结构上的细致考虑,这里讲的是保证性能的有益结构改进。

1. 充气系统 氢气是易爆的危险气体,国外对氢气的充气系统从容器到管路阀门都有专门讲究;为了结构简单,1#靶上采用了氢、氮、氮各种气体通用的充气系统,该系统运行安全、可靠。

2. 压缩管附件改进 1#靶发射器的压缩管,以往初始充气时经常发生泄漏现象,这不但

(下转第77页)

征集中国科学技术馆中的“力学馆”展教方案和展项设计

为提高整个中华民族的科学文化水平,经国务院批准“中国科学技术馆”正在筹备中。它是一个科技展教馆,以普及为主,普及与提高相结合;同时又是一个科技工作者与科技爱好者从事科技活动的科技实验和交流馆。其展教部分以中学文化程度的青少年和成年人为对象,展教内容以近代科学技术为中心,用实物显示、试验模拟、示范动作或观众自己动手的方式,生动活泼地展示基础理论和现代技术的有机结合,以体现新理论和新技术的发展,引人兴趣,启发探索精神,达到展览教育的目的。该馆专设有《力学馆》,现特借本刊呼吁全国的力学工作者都来关心该馆的建设,征求有关近代力学的展教方式的建设性建议,征集可供展教的内容和展项设计。联系人:北京展览馆中国科学技术馆筹建委员会办公室葛庭。



更正 本刊1980年第四期83页“消息与动态”一栏中的照片应为GYJ-30-1型刚性压力机一文的照片,图注“股骨的试验”应予取消。

作者订正 本刊1980年第三期第42页右栏倒数第9行“如图1”应为“如图2”,第43页右栏第5行“如图2”应为“如图1”,“以图1”应为“以图2”,第17行“自例1图2”应为“自例1图1”,倒数第4行“自图2”应为“自图1”,第44页左栏第3行“自图2”应为“自图1”,右栏第7行“根轨迹方程为”应为“根轨迹的渐近线为”倒数第7行“与(19)所”应为“与(18)所”。



(上接57页)

影响发射参数,有时还会造成拆卸困难,究其原因有两个方面:

(1) 多次发射后压缩管与药室连接部分由于剪切膜片和火药冲刷孔径增大,活塞材料(聚乙烯)受温度影响变化很大,夹膜装置因压缩管螺纹变形夹膜不紧,所以造成了压缩管内充填的气体泄漏。

(2) 压缩管处排除残余火药气体的排气阀,由于阀体、阀杆受高温火药气体的冲刷与腐蚀,造成密封面残缺,使密封失效。

针对上述原因,采用了图9所示的夹膜机构和排气阀密封结构。前者使膜片夹紧;后者采用聚四氟乙烯及紫铜密封垫,使密封效果提高。

1#靶的模型发射器,一般说来只要严格保证充填条件,发射的重复性是很好的,这些结构的改进是设备重复性的可靠保证。

(六) 结论

1#弹道靶设备在以往工作的基础上,近年

来发射技术得到一定的进展。它可以在亚、跨、超、高超音速领域内,根据模拟试验的要求,发射各种有完整的外形、稳定的姿态和预期速度的模型;并且有可以预计的重复性。在姿态稳定的情况下可以控制着弹点,速度范围为0.16~5.0公里/秒,配合测试技术的进展,为开展气动力研究、超高速碰撞、动高压下各种超硬材料合成和高温、高压下各种基础理论的实验研究奠定了基础。

参 考 文 献

- [1] Canning, T. N., Seiff, A. & James C. S., Ballistic range technology, AGARD-AG-138-70 or AD-713915.
- [2] Crasby, J. K. & Gill, S. P., Feasibility study of an explosive gun, NASA CR-709 (1976).
- [3] Flagg, R. F. & Mitchell, G. P. An optimization of study of the UTIAS implosion-Driven hyper-velocity launcher MKII, AD-708798.
- [4] Potter, J. Leith., Studies of boundary-layer transition on aeroballistic range models. AEDC-TR-73-194 or AD-778841.