

多体系统发射动力学进展与应用*

芮筱亭

(南京理工大学发射动力学研究所 南京, 210094)

摘要 现代战争对诸如多管火箭、火炮、坦克、装甲车辆等常规武器的射击密集度的要求不断提高。射击密集度差、试验用弹量大、发射不安全成为制约现代常规武器发展的难题。武器射击密集度和发射安全性取决于武器系统动力学规律,发射动力学作为研究武器系统发射过程中受力和运动规律的一门新兴学科分支,在国际上已成为提高武器射击密集度和发射安全性的新技术突破口。针对上述情况,介绍了多体系统发射动力学理论与技术进展及其在武器射击密集度和安全性设计与试验中的应用,为武器射击密集度和安全性设计与试验提供新理论与技术。

关键词 射击精度;试验用弹量;发射安全性;多体系统发射动力学;多体系统传递矩阵法

中图分类号 TJ410.6;TH12

引言

我国武器装备在经历了仿制、仿研阶段后,现已进入自主研发创新的新阶段。在解决了武器装备有无问题之后,提高武器装备性能就成为当前我国武器装备发展急需解决的重要问题。武器发展面临着提高射击密集度、减少试验成本、保证发射安全三类瓶颈难题。

射击精度(包括射击准确度和射击密集度),是必须用试验考核的武器装备必须满足的关键战技指标之一。长期以来,对常规兵器射击精度的考核主要是考核射击密集度。理论与试验研究表明,随着机械加工和气象测试技术的大幅提高,武器加工误差和气象条件对武器射击密集度影响的权重大幅降低了,使弹箭起始扰动成为影响火箭、火炮、坦克、装甲车辆等武器射击密集度的主要因素,弹箭起始扰动取决于武器发射过程中武器系统动力学规律^[1-5]。

我国武器装备射击密集度设计由于还未能摆脱传统的静态设计模式而难以避免设计盲目性,导致武器射击密集度差,经常出现难以满足指标要求的情况,其中一个主要原因是通常动力学方法难以满足武器系统动力学设计快速计算的要求。

武器系统动力学快速计算方法是多体系统动力

和发射动力学研究的迫切需求,多体系统动力学方法和有限元法是武器系统动力学研究的主要方法。但所有这些方法均需建立系统总体动力学方程,涉及的系统矩阵阶次正比于系统自由度数。随着系统矩阵阶次的提高,多体系统动力学的计算速度成指数快速降低,因为复杂武器系统总体动力学方程涉及矩阵阶次高而导致计算速度慢,无法满足复杂武器系统动力学动态设计快速计算需要。

现代武器是由很多物体组成的复杂多体系统,建立发射过程武器多体系统动力学快速算法、模拟与测试手段,是武器射击密集度和发射安全性设计与试验的迫切需要。例如 40 管火箭,需要从 40 的阶乘即从约 8×10^{17} 个射击顺序中确定最佳射击顺序。因以往方法需要很长计算时间,所以无法设计出最佳射击顺序、结构和射击密集度,不能满足多管火箭射击密集度设计需求,这也是许多多管火箭难以达到最佳射击密集度状态的原因。

武器装备射击密集度是否满足指标要求需通过靶场射击试验鉴定。现代武器研制过程中,武器试验费用占据了武器研制费用很大的比例,常规武器的这一比例通常约为 20%~40%,其中,武器射击密集度试验费用通常是所有试验费用中占比最大的。随着现代武器性能不断提高,其造价也变得愈来愈昂贵,试验成本很高。以往基于统计理论的多管火箭射击密集度试验评估方法^[6],因无法利用落

* 国家基础研究发展计划(“九七三”计划)资助项目(613153,613308)

收稿日期:2016-12-28;修回日期:2017-01-10

点坐标以外的所有其他信息,需进行高、低、常温各3组,共9组满管齐射试验。对某舰载50管火箭武器射击密集度试验,仅一个射程角下就需进行9组450发弹满管齐射试验,试验耗弹量大。对某远程12管火箭,1发火箭弹的价格为100多万元人民币,一次试验需耗弹108发,仅耗弹费用就超亿元,加上试验费用就更昂贵,耗资巨大。因此,军方、工业部门及国家靶场等各方面急需减少试验用弹量,以大幅减少试验成本。如何减少武器装备评估试验成本已成为现代武器装备发展急需解决的重大国际难题。

现代武器向着大口径、远射程及大威力方向发展,高初速、高膛压和高装填密度已成为现代武器的重要特征,发射环境愈发恶劣。由于缺乏发射安全性设计与检测手段,无法揭示现代武器在4 000°C超高温、7 000大气压超高压、200 km/s²超高过载、2 km/s超高速以及1 000 kN超高冲击等极端发射环境下意外爆炸的机理,导致世界各国相继在武器研制、试验、军事演习和战场上频频发生膛炸、早炸及解体等发射安全性事故,我国在火炮弹药研制与试验中也发生了近百次发射不安全事故。发射安全性备受国内外兵器界的广泛关注,如何评估和提高弹药武器发射安全性以避免发射不安全导致指战员和武器装备致命性毁伤已成为各军事强国竞相攻关解决的重大理论与技术难题。

武器射击密集度、发射安全性等动力学性能取决于武器系统动力学规律,因此,研究发射过程中武器系统受力与运动规律的一门新兴学科分支——发射动力学应运而生^[1-5]。发射动力学的研究为武器系统动力学设计与试验提供解决提高武器射击密集度、减少试验成本及保证发射安全三类共性难题的理论、方法和手段,并在国际上很快就发展成为提高武器射击密集度和发射安全性的新技术突破口,对现代武器动力学性能设计与试验发挥了非常重要的作用,成为当代兵器科学关注的热点,有关理论与技术研究非常活跃。发射动力学研究跨度大,涉及到内弹道学、外弹道学、中间弹道学、燃烧气体动力学、空气动力学、火炮动力学、多体系统动力学、振动理论以及现代测试技术等方面的重要内容。

针对火箭、火炮、坦克及装甲车辆等武器射击密集度差、试验用弹量大、发射不安全等技术难题,笔者从基本思想、基本理论、关键技术发明到重大工程应用,建立了多体系统发射动力学理论与技术体系^[1-5],提升了武器射击密集度和发射安全性设计与试验水平,解决了9种国家高新工程等13型武器提

高射击密集度、减少试验消耗、保证发射安全的国家急需^[1-3,7],已装备部队,产生了重大的经济、军事与社会效益。

1 多体系统传递矩阵法

为解决现代武器动力学性能设计与试验所涉及的多体系统动力学快速计算理论、高效仿真与设计平台、先进模拟与测试手段难题,笔者建立了多体系统传递矩阵法(transfer matrix method for multi-body systems,简称MSTMM)及其理论体系^[1,8-16]:1993年开始,提出多体系统传递矩阵法,用传递方程研究各状态矢量之间传递关系,经20多年发展完善,揭示了多体系统中任意端点间的状态矢量严格的线性关系;提出了总传递方程自动推导定理^[15];创建了具有自主知识产权的多体系统传递矩阵法可视化仿真与设计大型软件;获多体系统动力学设计、模拟、测试装置与方法共17项国家发明专利,并主持实施。实现了多体系统动力学研究无需系统总体动力学方程、系统矩阵阶次低的快速计算以及自动推导三方面突破^[1-5,8-16],为武器系统动力学快速计算、设计、分析、优化及试验提供了新理论与高效的数字化平台,为多体系统动力学和发射动力学研究提供了全新的方法,实现了复杂兵器系统动力学性能设计及其下述三大类工程应用。所取得的成果为复杂武器射击密集度和发射安全性设计与试验奠定了基础,解决了多项国家高新技术难题^[1-5,7]。

多体系统传递矩阵法的思路是:首先“化整为零”,把复杂的多体系统“分割”成若干个元件,将各元件的力学特性用矩阵表示,就像建筑大楼的“砖块”,可事先建立好元件的传递矩阵库;其次用这些砖块“拼装”成系统,建成“大楼”。系统的“拼装”,仅相当于这些矩阵相乘,就能获得系统的总传递方程和总传递矩阵,求解传递方程,即可求得系统动力学的时间历程。通过研究,澄清了国际上争议已久的弹丸膛内逆进动现象,并给出了弹丸逆进动条件,为高精度弹丸设计指明了参数优化设计方向,为高精度火炮设计解决了等齐膛线与渐速膛线的选择问题。研究了弹丸后效期对武器精度的影响程度问题,从而确定了提高武器精度的主攻方向。揭示了许多武器普遍存在的严重影响武器精度的“离群弹”、“弹丸落点分堆”、“同一武器在不同硬度地面精度差别大”、“不同装填方式精度差别大”现象的火炮空回、不同硬度地面使火炮与地面接触刚度不同等非线性射击导致弹丸起始扰动差别大,从而导致武

器精度差别大的机理。

图1为多体系统传递矩阵法可视化仿真与设计软件界面,图2为多体系统传递矩阵法与Lagrange方法计算时间的对比。



图1 多体系统传递矩阵法可视化仿真与设计软件界面

Fig. 1 Interface for the visual simulation and design software of the transfer matrix method for multibody systems

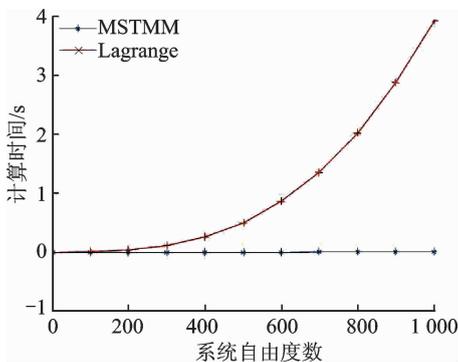


图2 多体系统传递矩阵法与Lagrange方法计算时间对比

Fig. 2 Comparison of the computational time between the transfer matrix method for multibody systems and the Lagrange method

多体系统传递矩阵法的传递方程揭示了多体系统力学参量之间普遍的传递规律,状态变量用物理坐标描述,传递矩阵随时间变化。无论线性系统或非线性系统,系统中各点的状态矢量互呈严格线性关系,因此其严格适用于一般非线性系统,完全不同于经典传递矩阵法。经典传递矩阵法中的状态变量用模态坐标描述,传递矩阵与时间无关,只适用于线性时不变系统。

多体系统发射动力学理论与技术,催生了武器动力学性能设计与试验65项发明专利,降低了我国兵器研制成本,缩短了研制周期,提高了我国兵器动力学性能设计水平和我国兵器使用安全性三大类应用。

2 武器射击密集度设计与试验发射动力学新原理

2.1 武器射击密集度小起始扰动动力学设计新原理与方法

各国竞相提高兵器核心战技指标之一的射击密集度来提高武器毁伤效能。我国数百亿计的弹药武器中的绝大多数是无控弹药,为了提高武器密集度,基于多体系统传递矩阵法,笔者提出了武器射击密集度小起始扰动动力学设计新原理与方法,获小起始扰动武器射击密集度设计方法与试验装置共21项国家发明专利^[17-19],并经大量工程应用加以实施和完善。据此,在多种武器工程实践的基础上,牵头制定了我国首部多管火箭炮射击精度总体设计国家军用标准和中国兵器行业标准,大幅提升了武器射击密集度设计水平。主持完成提高型号项目某舰载、机载、车载武器射击密集度的设计方案,分别被我国兵器、船舶、航空及航天工业部门用于武器设计,大幅度提高了8种武器射击密集度,包括某舰载火箭破障车、某机载多管火箭、某122多管火箭、某自行加榴炮、某舰载多管火箭炮、某增程弹武器系统、某300 mm远程多管火箭以及某浅滩火箭破障武器系统,其中某机载多管火箭精度提高到270%。

武器射击密集度设计的原理是:应用上述多体系统发射动力学理论与平台,对武器系统结构与动力学参数(包括质量、刚度、阻尼及其分布与射序和射击间隔等)优化设计,减小起始扰动,提高武器射击密集度。武器射击密集度设计的方法是:从武器系统构思开始,理论、计算与试验三方面预测、评估、比较当前与此前武器射击密集度总体设计方案效果的迭代过程,以获取最佳的满足射击密集度指标的设计方案。图3为某新型122 mm多管火箭炮系统动力学模型,图中数字标号为各元件序号,内涵见文献^[3]。图4为某新122 mm多管火箭炮定向器侧向角速度仿真与测试结果。图5为某火炮弹丸膛内摆动轨迹测试结果。图6为应用武器系统射击密集度小起始扰动动力学设计新原理与方法获得的某新型机载多管火箭高射击密集度射序优化设计方案,使该新型机载多管火箭射击密集度提高了2.7倍,从原来的1/88提高至1/245;并使某车载多管火箭射击密集度提高了4倍,达到国际先进水平。

弹箭起始扰动即弹箭炮口运动参量的偏差,是无控武器射击精度的主要影响因素,减小起始扰动

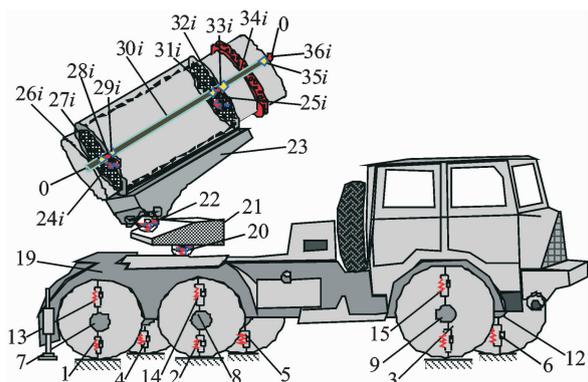


图3 某新型122 mm多管火箭炮系统动力学模型

Fig. 3 Dynamics model of a new type 122 mm multiple launch rocket system

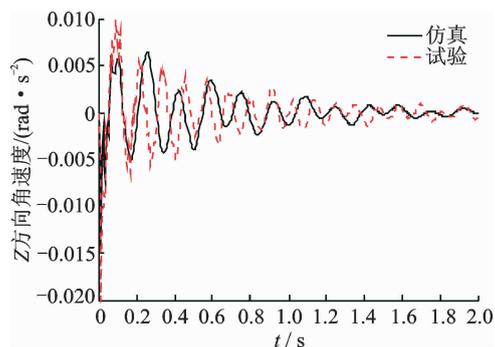


图4 某新型122 mm多管火箭炮定向器侧向角速度

Fig. 4 Lateral angular velocity of the directional device of a new type 122 mm multiple launch rocket system

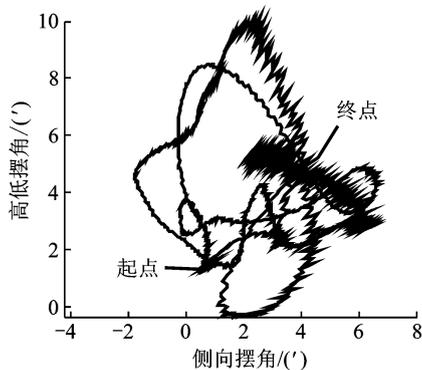


图5 某火炮弹丸膛内摆动轨迹测试结果

Fig. 5 Test results of the swinging trajectory of a projectile in bore

可提高武器射击精度。射击精度包括射击密集度和射击准确度两方面,任一方面的改进都将提高射击精度。减小起始扰动,通常包括减小其平均值和均方差两个方面。减小起始扰动平均值将提高射击准确度,减小其均方差将提高射击密集度。当起始扰动平均值非常小,起始扰动减小仅提高射击密集度,即射击精度。

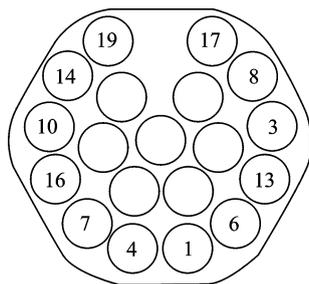


图6 某机载多管火箭高射击密集度射序优化设计方案
Fig. 6 Optimal scheme of firing order of an airborne multiple launch rocket system for improving the firing dispersion

射击精度 CEP 的一般定义为

$$\frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_z} \iint_{x^2+z^2 \leq R} \exp\left\{-\frac{1}{2}\left[\frac{(X-\mu_x)^2}{\sigma_x^2} + \frac{(Z-\mu_z)^2}{\sigma_z^2}\right]\right\} dXdZ = P$$

当 $P = 50\%$ 时的 R 就是 CEP。

国军标 GJB349. 13A-97《火箭炮定型试验规程》规定用射击密集度表征射击精度

$$\text{CEP} = \begin{cases} 1.1774\sigma & (\sigma_x = \sigma_z) \\ 0.5887(\sigma_x + \sigma_z) & (\sigma_x \neq \sigma_z) \end{cases}$$

目前,我国有些武器正是用射击密集度表征射击精度进行试验考核,如某机载多管火箭等。

需要指出的是,武器射击密集度小起始扰动设计是用物理手段达到的弹箭炮口运动参量偏差小的实际物理效果,与小摄动理论是完全不同的概念。小摄动理论是一种数学理论。

2.2 用非满管装填射击替代起始扰动相等的满管装填火箭齐射密集度试验新原理与方法

各军事强国竞相探索试验新方法来减少武器试验消耗。为解决现代武器射击密集度鉴定试验费用昂贵的问题,笔者提出了用非满管装填射击替代起始扰动相等的满管装填火箭齐射密集度试验新原理与方法^[3],获7项相关国家发明专利^[20-21]。据此,在多种武器射击密集度试验工程实践的基础上,牵头制定了我国首部非满管射击密集度试验评定中国兵器行业标准,被国家靶场用于机载、舰载及车载多管火箭等10种武器系统试验,包括某远程多管火箭增程弹、某多管火箭末敏弹、某远程火箭炮系统、某舰载火箭破障车、某工程增程弹、某机载多管火箭、某轮式多管火箭、某履带式多管火箭、某舰载火箭炮以及某122多管火箭等,用弹量比常规方法分别减少50%~86%,已产生巨大的直接经济效益。

用非满管装填射击替代起始扰动相等的满管装

填火箭齐射密集度试验的原理是:只要找到与满管齐射武器起始扰动分布相同的非满管射击方式,就是两种武器射击密集度相同的射击方式。用非满管装填射击替代起始扰动相等的满管装填火箭齐射密集度试验方法是:以多体系统发射动力学理论为基础,以满管齐射和非满管发射两个系统的射击密集度相同为约束条件,以试验用弹量最少为目标,以动态设计装填方式、射序和射击时间间隔为手段,通过大量计算、优化,得到与满管齐射武器射击密集度分布相同的非满管射击武器射击密集度试验方案,通过统计方法检验两种方案的射击密集度,使其估计值无显著差异,最终确定与满管齐射方式系统射击密集度相同的非满管发射方式。图 7 为某多管火箭武器系统发射动力学模型,图中数字标号含义见文献[3]。图 8 为用非满管装填射击替代起始扰动相等的满管装填火箭齐射密集度试验方法流程图。图 9 为某多管火箭非满管与满管齐射密集度试验结果。

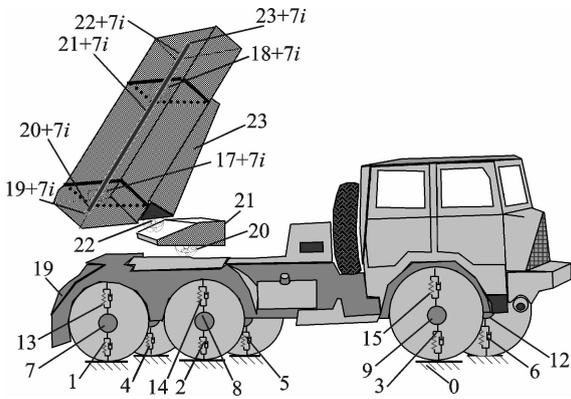


图 7 某多管火箭发射动力学模型

Fig. 7 Dynamics model of a certain type multiple launch rocket system

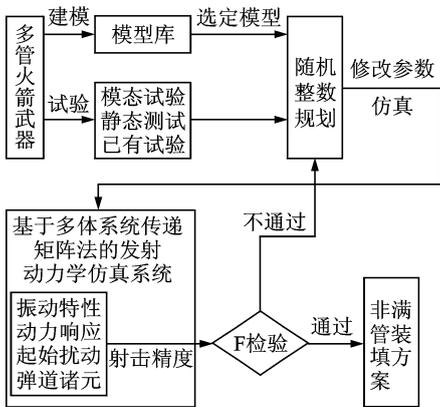


图 8 用非满管装填射击替代起始扰动相等的满管装填火箭齐射密集度试验方法流程图

Fig. 8 Workflow of firing precision test by using non-full load firing instead of full load firing for equivalent initial disturbance

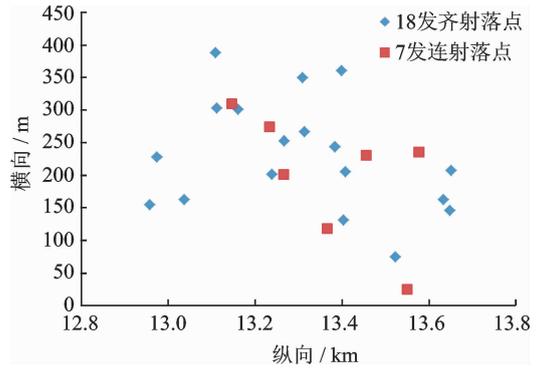


图 9 非满管与满管齐射密集度试验结果

Fig. 9 Results of firing dispersion test with non-full load and full load

3 发射安全性发射动力学评估新原理

弹药发射安全性主要包括发射装药发射安全性、炸药装药发射安全性、引信发射安全性及弹丸发射安全性。只有对弹药武器系统动态特性与其结构参数之间的关系进行定量描述,并具有对弹药发射动力学规律进行准确计算和试验的手段,才能建立发射安全性判据,保证武器发射安全性。针对我国弹药安全的问题,亟待揭示膛炸、早炸及解体灾难性事故机理,进行超高温、高压、高速及高过载弹药发射安全性评估,笔者提出了起始动态活度比等发射安全性评估新理论,揭示了低温发射装药-挤压-破碎-增面-增燃-增压-膛炸等发射不安全机理,确定了新的发射安全性特征量与定量判据^[7],获发射装药、炸药装药、引信、制导炮弹极端发射环境模拟和安全性试验装置与方法,共获 37 项国家发明专利^[22-26],并主持相关实施。据此,在多种武器发射安全性评估工程实践的基础上,牵头制定我国首部发射装药发射安全性试验定量评定国家军用标准和中国兵器行业标准等 11 部标准,实现了我国发射装药等发射安全性定量评估,被国家靶场和行业部门用于某迫榴炮引信、坦克炮发射装药及制导炮弹发射安全性检测评估,提高了我国兵器发射安全性,保障了 8 种武器发射安全,包括某自行加榴炮引信、某迫榴炮引信、某制导炮弹、某新型坦克炮、某反坦克炮、某舰炮引信、某榴弹炮以及某破甲弹武器,消除发射安全隐患。

3.1 发射装药发射安全性评估方法

笔者提出了基于多体系统发射动力学原理的发射装药膛内燃烧与力学环境试验装置、发射装药动

态挤压破碎试验装置、发射装药动态活度试验装置及相应的测试技术,建立了基于发射装药起始动态活度比的发射装药发射安全性评估方法,解决了相关发射装药发射安全性评估难题^[7]。图 10 为发射装药膛内燃烧与力学环境试验装置。图 11 为我国首台发射装药动态挤压破碎试验装置。



图 10 发射装药膛内燃烧与力学环境试验装置

Fig. 10 Test device of combustion and mechanical environment in chamber for propellant charge



图 11 我国首台发射装药动态挤压破碎试验装置

Fig. 11 The first test device in our country of dynamic extrusion and fragmentation for propellant charge

3.2 炸药发射安全性评估方法

炸药装药发射安全性评估的核心,是要较真实地模拟炸药装药的缺陷和炸药装药发射环境,从而模拟炸药装药加载过程及其爆炸概率。应用多体系统发射动力学理论与技术,建立了膛压发生器式炸药装药发射安全性试验装置,为揭示炸药装药中空气绝热压缩升温使炸药装药自燃引起膛炸机理提供了技术手段。图 12 为炸药装药发射环境纵向过载

膛压模拟器式模拟装置。图 13 为我国首台炸药装药纵向和旋转过载综合模拟装置。

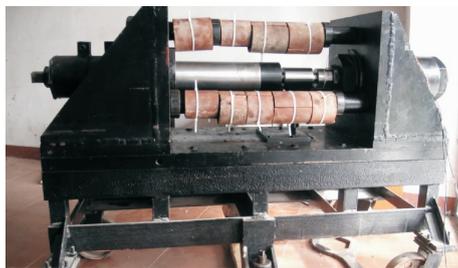


图 12 炸药装药发射环境纵向过载膛压模拟器式模拟装置

Fig. 12 Simulator of chamber pressure with longitudinal overload during the launch process for explosive charge

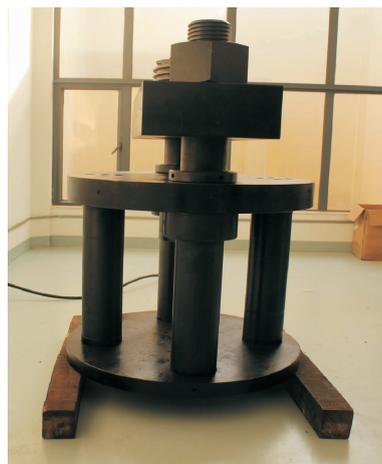


图 13 我国首台炸药装药纵向和旋转过载综合模拟装置

Fig. 13 The first synthetical simulator in our country of both longitudinal and rotational overload for explosive charge

3.3 引信发射安全性评估方法

基于多体系统发射动力学理论与技术,笔者提出了高速旋转弹丸三自由度角运动模拟试验装置和控制系统,建立了基于发射环境的引信早炸故障定位方法,获得了高速旋转弹丸自转、章动及进动弹道环境下引信机构运动曲线,完成了高速旋转弹丸三自由度角运动弹道环境下引信系统运动试验。图 14 为我国首台高速旋转弹丸三自由度角运动模拟试验装置,获得了发射环境下涡轮引信击针拨离盲孔时涡轮角加速度突变试验曲线,如图 15 所示。试验再现了引信早炸现象,揭示了某引信转子在击针拨离盲孔后迅速旋转到位使击针接触雷管的早炸机

理以及其他几种引信的早炸机理,为引信设计改进提供了决定性的手段和依据,提出了引信改进设计方案,消除了该引信早炸现象。



图 14 我国首台高速旋转弹丸三自由度角运动模拟装置

Fig. 14 The first simulator of the three-degree-of-freedom angular motion for projectile with high spinning velocity

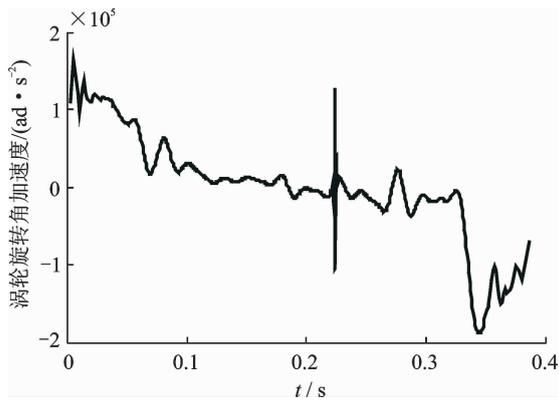


图 15 涡轮旋转角加速度随时间变化

Fig. 15 Time history of angular acceleration of the turbine

3.4 末制导炮弹发射安全性评估方法

基于多体系统发射动力学理论与技术,笔者提出了末制导炮弹密封试验方法、末制导炮弹预应力试验方法及末制导炮弹强度试验方法,建立了基于发射环境的末制导炮弹解体定位方法,揭示了发射过程中末制导炮弹发动机推进剂应力超限自燃的解体机理,提出了发动机改进设计方案,消除了末制导炮弹解体现象。图 16 为某末制导炮弹发动机推进剂高温膨胀应力增加试验照片,再现了发动机推进剂高温发射应力超限现象。

4 结束语

针对火箭、火炮、坦克、装甲车辆等常规武器发展面临的提高射击密集度、减少试验成本和保证发射安全等重大瓶颈难题,建立了多体系统传递矩阵法及其理论体系,为武器动力学性能设计与试验提



图 16 发动机推进剂高温膨胀应力增加试验

Fig. 16 Experiment of high temperature expansion and increasing stress of engine propellant

供了新的理论与技术。提出了武器系统射击密集度设计与试验发射动力学新原理,提升了武器系统射击密集度及其设计与试验水平,大幅度减少了试验用弹量。提出了发射安全性动力学评估新原理,保障了武器系统发射安全。研究成果用于 9 项国家高新工程等 13 型武器,提高射击密集度 1.2~4 倍,减少试验用弹量 50%~86%,未再出现发射安全事故记录。

多体系统发射动力学在解决武器系统动力学性能设计与试验方面的重要作用得到了国内外关注,并有望在未来几年内形成武器系统动力学机械化仿真与设计通用平台,实现新概念多管火箭炮工程应用、坦克装甲车辆磁流变智能减振、弹药发射安全性定量评定及其推广应用,进一步提高武器动力学性能,减少研制成本,提高武器发射安全性。

致谢 感谢课题组王国平教授、杨富锋副教授、于海龙副教授、王燕讲师、朱炜讲师及丁建国教授的支持!

参 考 文 献

- [1] 芮筱亭, 俞来峰, 陆毓琪, 等. 多体系统传递矩阵法及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2008: 1-16.
- [2] 芮筱亭, 刘怡昕, 于海龙. 坦克自行火炮发射动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2011: 8-19.
- [3] 芮筱亭, 陆毓琪, 王国平, 等. 多管火箭发射动力学仿真与试验测试方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 1-11.
- [4] 芮筱亭. 多体系统发射动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995: 1-9.

- [5] 芮筱亭,杨启仁. 弹丸发射过程理论[M]. 南京:东南大学出版社,1991: 1-3.
- [6] GJB349.13A-97 火箭炮定型试验规程[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,1997.
- [7] 芮筱亭,负来峰,王国平,等. 弹药发射安全性导论[M]. 北京:国防工业出版社,2009: 1-22.
- [8] Rui Xiaoting, Rong Bao, Wang Guoping, et al. Discrete time transfer matrix method for dynamics analysis of complex weapon systems[J]. Science China, 2011, 54(5): 1061-1071.
- [9] Rui Xiaoting, He Bin, Lu Yuqi, et al. Discrete time transfer matrix method for multibody system dynamics [J]. Multibody System Dynamics, 2005, 14(4): 317-344.
- [10] Rui Xiaoting, He Bin, Rong Bao, et al. Discrete time transfer matrix method for dynamics of multi-rigid-flexible-body system moving in plane[J]. Journal of Multi-body Dynamics, 2009, 23(K1):23-42.
- [11] Rui Xiaoting, Wang Guoping, Lu Yuqi. Transfer matrix method for linear multibody system[J]. multibody System Dynamics, 2008,19(3):179-207.
- [12] Rui Xiaoting, Schiehlen Werner. Multibody system dynamics: preface[J]. Multibody System Dynamics, 2007, 11(18): 485-492.
- [13] Rui Xiaoting, Yun Laifeng, Wang Guoping, et al. Augmented eigenvector and its orthogonality of linear multi-rigid-flexible-body system[J]. Journal of China Ordnance, 2008, 4(2): 100-105.
- [14] Rui Xiaoting, Edwin K, Rong Bao. Discrete Time transfer matrix method for dynamics of multibody system with flexible beams moving in space[J]. Acta Mechanica Sinica, 2012, 28(2): 490-504.
- [15] Rui Xiaoting, Zhang Jianshu, Zhou Qinbo. Automatic deduction theorem of overall transfer equation of multibody system[J]. Advance in Mechanical Engineering, 2014, 2014: 378047.
- [16] Rui Xiaoting, Bestle D, Zhang Jianshu, et al. A new version of transfer matrix method for multibody systems[J]. Multibody System Dynamics, 2016, 38(2): 137-156.
- [17] 芮筱亭,王国平,顾金良,等. 提高多管火箭射击密集度的方法:中国,ZL200510128246.8[P]. 2008-06-25.
- [18] 芮筱亭,戎保,王国平,等. 车载多管火箭射击精度总体设计方法:中国,ZL201010047233.9[P]. 2014-04-03.
- [19] 芮筱亭,王国平,郁兆华,等. 机载多管火箭射击精度总体设计方法:中国,ZL201010047228.8[P]. 2014-05-28.
- [20] 芮筱亭,王国平,负来峰,等. 非满管射击替代满管齐射多管火箭密集度试验方法:中国,ZL200510128242.X [P]. 2008-06-25.
- [21] 芮筱亭,姚志军,王国平,等. 车载多管火箭射击精度试验动力学评估方法:中国,ZL201010047230.5 [P]. 2014-03-05.
- [22] 芮筱亭,王国平,负来峰,等. 发射装药发射安全性判别方法:中国,ZL200810076409.6[P]. 2009-04-29.
- [23] 芮筱亭,负来峰,王浩,等. 发射药装药发射安全性模拟试验方法:中国,ZL200510128241.5[P]. 2008-12-10.
- [24] 芮筱亭,顾金良,魏伟波,等. 高速旋转弹丸三自由度角运动模装置:中国,ZL200510128243.4 [P]. 2008-05-28.
- [25] 芮筱亭,杨富铎,杨帆,等. 确定引信转子解除保险时间和转过圈数关系的装置:中国,ZL200810076710.7 [P]. 2010-06-02.
- [26] 芮筱亭,陈涛,于海龙,等. 模拟发射环境下炮射导弹发动机应力试验装置:中国,ZL200910120297.4 [P]. 2010-06-23.



第一作者简介: 芮筱亭,男,1956年8月生,博士、研究员、博士生导师。主要研究方向为火箭与火炮武器系统发射动力学。作为首席专家主持完成或在研“九七三”等国家重大和重点项目 20 余项;以排名第 1 获国家技术发明二等奖 2 项、国家科技进步二等奖 2 项;授权国家发明专利 82 项、软件著作权 13 项;出版专著 6 部;发表论文 300 余篇,其中 SCIE 收录 52 篇,EI 收录 176 篇;牵头制定国家军用标准和中国兵器行业标准 14 部。

E-mail: ruixt@163.net