



国防科技大学学报

Journal of National University of Defense Technology

ISSN 1001-2486, CN 43-1067/T

## 《国防科技大学学报》网络首发论文

题目：脉冲修正弹修正机构工作参数误差试验及影响研究  
作者：邢炳楠，李睿，刘光勇，傅英昊，袁勇，杜忠华  
收稿日期：2024-09-04  
网络首发日期：2025-04-10  
引用格式：邢炳楠，李睿，刘光勇，傅英昊，袁勇，杜忠华. 脉冲修正弹修正机构工作参数误差试验及影响研究[J/OL]. 国防科技大学学报.  
<https://link.cnki.net/urlid/43.1067.t.20250410.0915.002>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

# 脉冲修正弹修正机构工作参数误差试验及影响研究

邢炳楠<sup>1</sup>, 李睿<sup>2</sup>, 刘光勇<sup>1\*</sup>, 傅英昊<sup>1</sup>, 袁勇<sup>1</sup>, 杜忠华<sup>3</sup>

(1. 重庆长安望江工业集团有限公司, 重庆 401120; 2. 海军装备部驻广州地区军事代表局, 广州 510320; 3. 南京理工大学 智能弹药技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210094)

**摘要:** 通过静态与动态试验, 系统测量了发动机的冲量、推力和工作时间, 并探讨了径向偏心距等装配误差的影响。静态试验结果表明, 径向偏心距导致推力方向偏离理想弹道, 从而显著降低工作参数的准确性。动态试验则验证了在弹体旋转条件下的连续点火特性, 结果表明脉冲力对转速具有显著影响。弹道仿真分析进一步表明, 径向偏心距和推力误差会显著降低修正精度, 影响弹道落点的分布特性。结合实验与仿真结果, 研究探讨了不同工作参数误差对最终落点精度的敏感性, 不仅为优化脉冲修正机构的设计提供了重要的数据支持, 还为智能弹药控制能力的提升及相关领域的研究与应用奠定了基础。

**关键词:** 二维弹道修正弹; 脉冲矢量发动机; 工作参数误差; 制导控制

**中图分类号:** TJ012 **文献标志码:** A

## Experimental study and impact analysis of work parameter errors on the correction mechanism of trajectory correction projectile equipped with pulse vector engines

XING Bingnan<sup>1</sup>, LI Rui<sup>2</sup>, LIU Guangyong<sup>1\*</sup>, FU Yinghao<sup>1</sup>, YUAN Yong<sup>1</sup>, DU Zhonghua<sup>3</sup>

(1. Chongqing Chang'an Wangjiang Industrial Group Co., Ltd., Chongqing 401120, China; 2. Naval Equipment Department of Guangzhou Military Agency Bureau, Guangzhou 510320, China; 3. Ministerial key Laboratory of ZNDY, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** Through static and dynamic tests, the engine's pulse vector engine, thrust, and operating time were systematically measured while the effects of assembly errors, particularly radial eccentricity were also examined. Static test results indicate that radial eccentricity causes the thrust direction to deviate from the ideal ballistics, significantly reducing the accuracy of the work parameters. Dynamic tests confirm the continuous ignition characteristics under rotating projectile conditions, illustrating the substantial influence of pulse force on rotational speed. Ballistic simulation analysis further reveals that both radial eccentricity and thrust errors markedly diminish correction accuracy, adversely affecting the distribution characteristics of ballistic impact points. By integrating experimental and simulation findings, the sensitivity of various work parameter errors to final impact point precision, providing essential data to optimize the design of pulse correction mechanisms were investigated and a foundation for enhancing smart munitions control capabilities and advancing research in related fields were established.

**Keywords:** two-dimensional trajectory correction projectile; pulse vector engines; work parameters errors; guidance and control

**收稿日期:** 2024-09-04

**基金项目:** 国家自然科学基金青年基金 (12102201);

**第一作者:** 邢炳楠 (1995—), 女, 山西长治人, 工程师, 博士, E-mail: Wenny\_95@outlook.com;

\* **通信作者:** 刘光勇 (1982—), 男, 重庆人, 高级工程师, E-mail: 37097721@qq.com

随着科学技术的进步以及现代战争模式的演变,智能弹药的种类和作战效能发生了显著变化<sup>[1]</sup>。作为传统炮弹低成本精确化改造的关键手段,弹道修正弹具备远程压制、提高射击精度、有效毁伤目标并减少附带损伤等优势,已成为国内外研究的热点<sup>[2-3]</sup>。模块化、低成本的弹道修正机构在充分利用库存的同时,借助探测控制单元,能够在保证打击精度的前提下大幅降低成本。目前,国内外在二维修正弹研究领域,已经在鸭舵式修正组件<sup>[4-5]</sup>、扰流片式修正组件<sup>[6]</sup>、变质心修正组件<sup>[7-8]</sup>和尾舵修正组件<sup>[9]</sup>等领域取得一定的研究成果。相比于气动力类型修正机构控制复杂及成本较高,脉冲式修正机构<sup>[10-13]</sup>具有响应时间短、反应速度快,环境适应性强及工作效率高和易于全弹结构优化以提升总体性能等诸多优点。然而,由于制式弹药改造时修正机构的设计空间有限,且参数设计受工程约束,智能弹药的控制能力和效率面临更高要求<sup>[14]</sup>。

常规制式弹药的各种误差参数参考已较为完善<sup>[15-17]</sup>,然而关于脉冲修正弹修正机构本身的工作参数误差研究仍较少<sup>[17]</sup>。为全面、客观地评估有控弹道的落点散布特性,通过设计地面静态与动态试验,获得单修正机构冲量大小、工作持续时间及径向偏心距等工作参数的误差分布规律。并根据试验结果结合弹道仿真,对存在径向偏心距情况下脉冲力对弹丸转速改变情况进行了分析验证。进一步地,基于试验获得的不同工作参数误差,本文通过落点散布仿真分析了这些误差对最终落点精度的敏感性。最后,结合修正机构工作参数误差、制式弹药结构、气动特性及初始发射条件误差,进行了综合误差下的 Monte Carlo 落点散布仿真实验。

## 1 工作参数误差分析试验

静态和动态试验的主要目的是在不同环境下获取脉冲矢量发动机的实际工作状态,并根据试验结果提供修正机构参数误差的数据支撑。试验共分为三组,分别标记为#1、#2和#3试验弹体,弹体表面均匀分布15个脉冲矢量发动机。试验方案包括:首先,使用#1弹体进行3次静态试验,通过推力-时间曲线分析脉冲矢量发动机的工作参数。接着,使用#2和#3弹体进行两组动态试验,发动机采用多发连续点火模式,点火间隔时间根据静态试验结果确定。试验结束后,对脉冲矢量发动机的工作参数及弹体转速进行计算分析。最后,将静态试验与动态试

验结果对比,得出脉冲矢量发动机的实际工作参数误差。

### 1.1 静态试验方案

如图1所示,弹体装配了包含脉冲矢量发动机的推力修正机构。试验首先对标记为#1弹体的1#、6#、11#脉冲发动机进行3次单发静态推力测试。测试过程中,将待测试发动机沿测力平台y轴负方向齐平放置,通过开关电源将电机设置为抱闸状态,确保发动机工作时电机不发生转动,从而测量单发发动机在工作状态下的静态力学特性。此外,在完成3次单发静态推力测试后,利用#1弹体剩余发动机进行3次连续点火实验,以进一步确定动态试验的点火间隔。

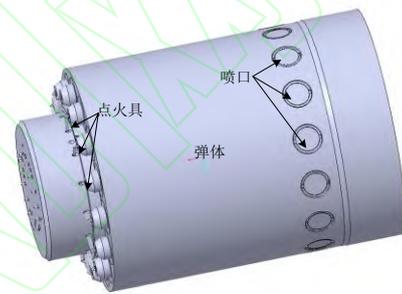


图1 基于脉冲矢量发动机的修正机构

Fig 1. Correction mechanism based on pulse vector engine

本文所有试验均使用 KISTLER 公司生产的 Z22259B 型测力平台进行推力测试。该平台由四个三分量内置力传感器组成,每个传感器包含一组石英板,可分别对z方向的压力和x、y方向的剪切力作出响应。其测量范围为x、y方向-50 kN至50 kN,z方向-200 kN至200 kN。考虑到动态试验中需要控制试验弹体旋转,采取无线点火控制方式,多路点火控制电路是控制脉冲矢量发动机修正机构点火的开关电路,无线点火控制器接受上位机指令。

### 1.2 动态试验方案

动态试验测试系统与普通测试系统一致,区别在于为真实模拟脉冲修正弹低速旋转的动态过程,试验通过伺服电机带动装配有脉冲发动机的弹体按照规定转速旋转。

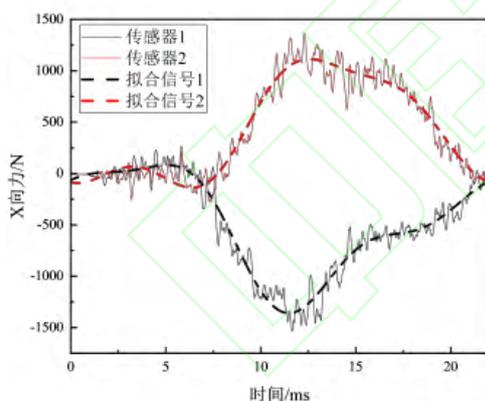
动态试验中的点火控制方案与静态试验一致。每发试验弹体上均等间距安装15个脉冲矢量发动机(理想条件下径向偏心距为0,轴向偏心距为10 mm)。试验时,弹体的转速设定

为 5 r/s，发动机的点火间隔为 226 ms。需要注意的是，尽管脉冲力的持续时间仅为 20 ms，但为了避免因弹体振荡导致数据采集过程中出现波形重叠，点火间隔根据单发静态试验数据确定为 226 ms。而在实际弹道飞行中，点火间隔应根据弹丸攻角幅度约束及修正能力需求进行设定。

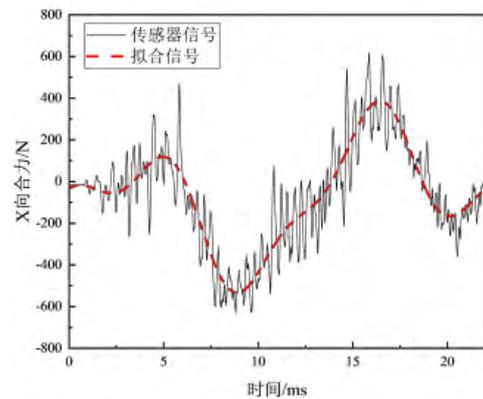
## 2 静态试验结果与分析

### 2.1 静态试验结果

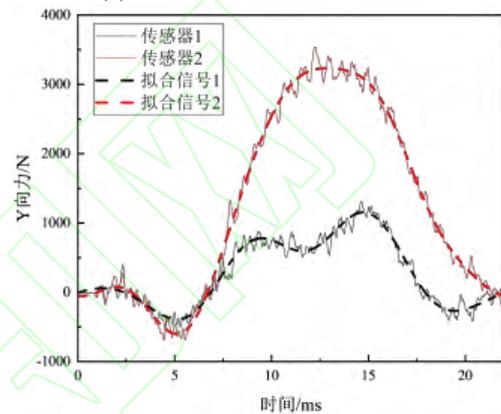
脉冲矢量发动机式修正机构推力测试试验共进行三发，每次试验均可靠运行。试验后，弹体外表面可见火药气体喷蚀留下的黑色残留物。通过对信号采集设备所获数据的处理，得到了 1#、6#、11#脉冲矢量发动机工作期间  $x$  方向和  $y$  方向的分力、 $x$  方向和  $y$  方向的合力以及总合力，分别如图 2、图 3 和图 4 所示。结果显示，尽管 1#、6#、11#发动机的初始摆放方向为  $y$  轴负向（理想情况下脉冲力应沿  $y$  轴正向），但根据试验数据分析，发动机工作过程中在  $x$  轴方向也产生了一定的力，这表明由于装配误差，脉冲矢量发动机存在径向偏心距。



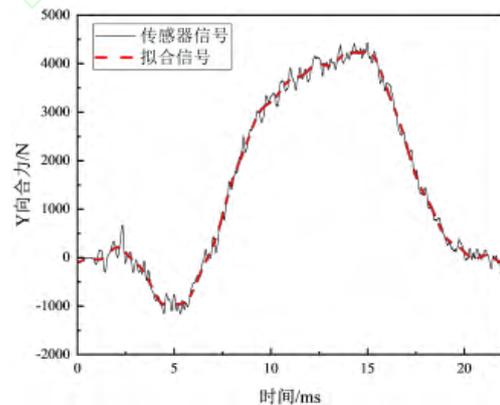
(a)  $x$  方向分力  
(a) X-direction component force



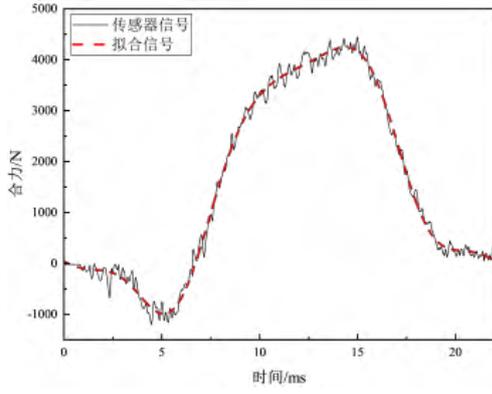
(b)  $x$  方向合力  
(b) Resultant force in X-direction



(c)  $y$  方向分力  
(c) Y-direction component force



(d)  $y$  方向合力  
(d) Resultant force in Y-direction

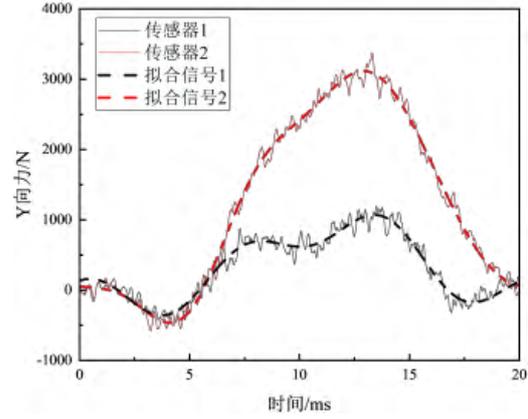


(e) 总合力

(e) Total resultant force

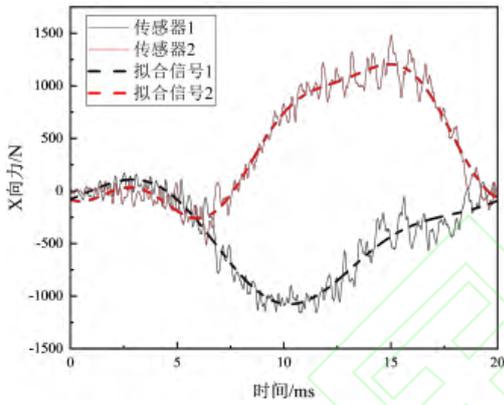
图 2 1#发动机  $x$  方向及  $y$  方向分力及合力曲线

Fig 2. X-direction and Y-direction component forces and resultant forces of 1#



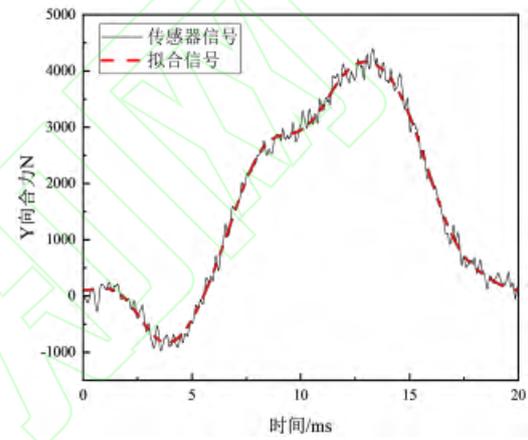
(c)  $y$  方向分力

(c) Y-direction component force



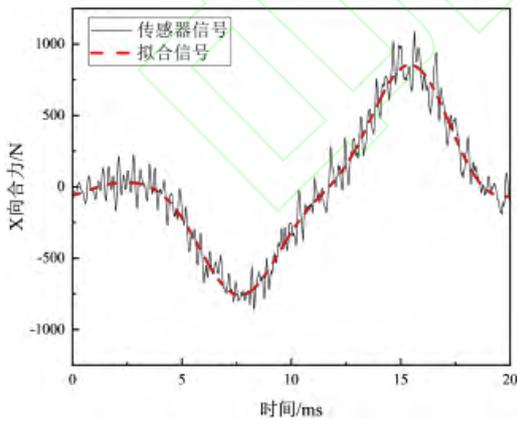
(a)  $x$  方向分力

(a) X-direction component force



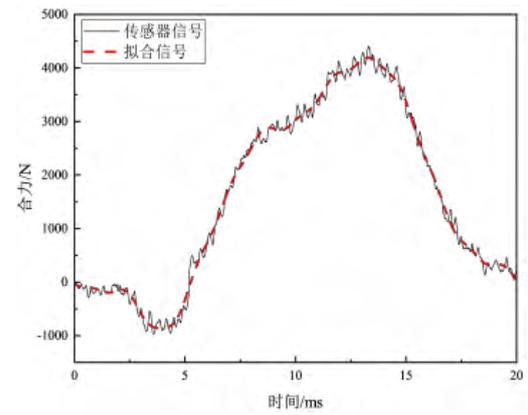
(d)  $y$  方向合力

(d) Resultant force in Y-direction



(b)  $x$  方向合力

(b) Resultant force in X-direction

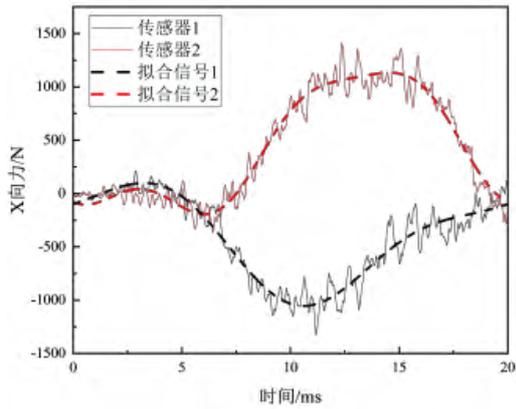


(e) 总合力

(e) Total resultant force

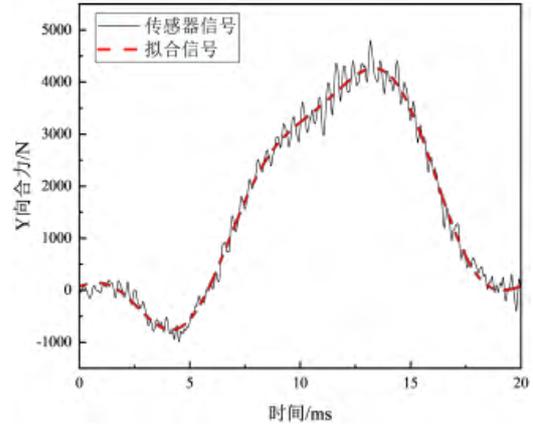
图 3 6#发动机  $x$  方向及  $y$  方向分力及合力曲线

Fig 3. X-direction and Y-direction component forces and resultant forces of 6#



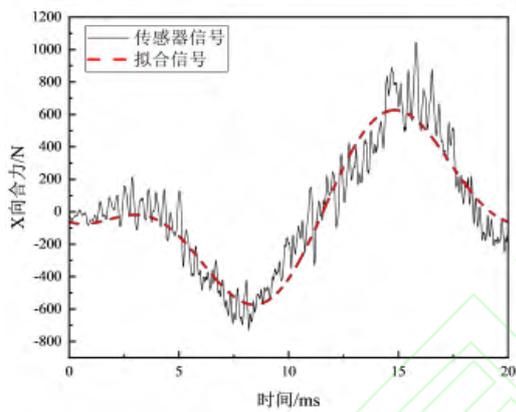
(a) x 方向分力

(a) X-direction component force



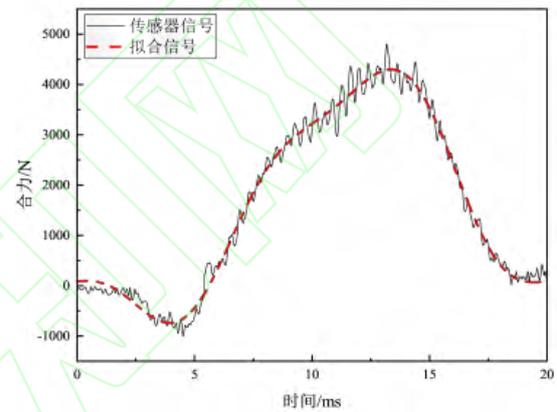
(d) y 方向合力

(d) Resultant force in Y-direction



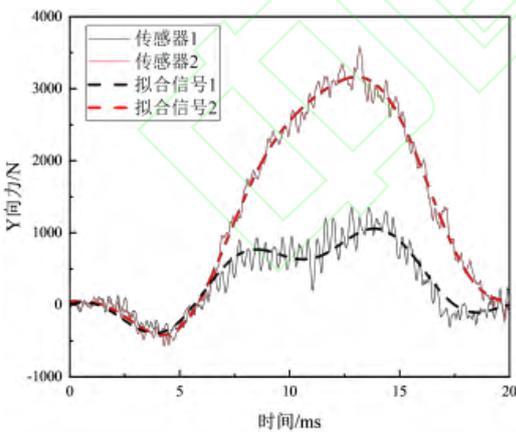
(b) x 方向合力

(b) Resultant force in X-direction



(e) 总合力

(e) Total resultant force



(c) y 方向分力

(c) Y-direction component force

图 4 11#发动机 x 方向及 y 方向分力及合力曲线

Fig 4. X-direction and Y-direction component forces and

resultant forces of 11#

从图 2~图 4 中三次试验的总合力曲线可以看出，脉冲矢量发动机工作时首先出现负向小幅波动。以 1#发动机为例，根据图 2 (e)的总合力曲线，约在 3.5 ms 时产生与推力方向相反的负向力，并在 1.5 ms 内迅速达到最低点，约为 1000 N，随后推力急剧上升至正向推力最大值。

如图 5 所示为脉冲矢量发动机的横截面图。通过对试验数据和结构分析，发现前 3.5 ms 内的波动是由于点火具启动时点火药燃烧引起弹体振动，导致合力曲线出现波动。此时正好约为 3.5 ms。当点火具点燃推进剂后，推进剂快速燃烧并产生压力，高压气体冲破脉冲发动机喷口的膜片，气体喷出后腔体内的压力迅速下降，低于外部压力，导致瞬时产生与推力方向相反的负向力，整个过程持续约 1.5 ms。随着推进剂的继续燃烧，气体迅速填补因破膜导致

的压力差，发动机推力随之迅速上升，直至达到峰值。

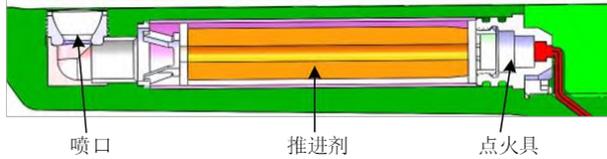


图 5 脉冲矢量发动机截面图

Fig 5. Cross-sectional view of the pulse vector engine

将图 2~图 4 中脉冲工作时间、峰值脉冲力及冲量等数据进行整理计算，得到相关工作参数及偏差百分比，详见表 1。三次脉冲发动机的平均工作时间为 20.67 ms，峰值力平均为 4290.39 N，冲量平均为 32.33 N·s。此外，根据峰值时刻的  $x$  方向和  $y$  方向力大小及方向，计算得到峰值合力与  $x$  轴正向的夹角。结果表明，1#、6#、11#发动机的夹角分别为  $86.95^\circ$ 、 $88.75^\circ$  和  $86.81^\circ$ ，平均值为  $87.50^\circ$ 。分析表明，由于装配误差，脉冲发动机工作时存在一定的径向偏心距，导致实际脉冲力的作用方位角与理论值之间存在偏差。

表 1 单发脉冲矢量发动机静态试验结果

Tab 1. Static test results of single-pulse vector engine

脉冲发动机编号	脉冲工作时间/ms	峰值脉冲力/N	冲量 / N·s	与 $x$ 轴正向夹角/ $^\circ$
1#	20.67	4439.14	33.12	$86.95^\circ$ (3.39%)
6#	20.82	4111.79	31.89	$88.75^\circ$ (1.39%)
11#	20.49	4320.23	31.99	$86.81^\circ$ (3.54%)

## 2.2 静态试验工作参数误差分析

通过对三发脉冲矢量发动机静态测试数据的分析可知，尽管为同批次产品，但由于制造工艺、装配误差以及工作时燃烧振动的影响，脉冲冲量大小、工作时间以及推力作用角度等参数不可避免地出现不同程度的变化。这些工作参数的波动将直接影响修正控制效果，并最终反映在落点散布的变化上。因此，有必要对脉冲修正机构的参数误差进行定量计算，为制导控制系统的设计提供更多数据支持。根据前文分析，由于装配误差，脉冲矢量发动机存在

表 2 脉冲矢量发动机径向偏心距计算结果

Tab 2. Calculation results of radial eccentricity for the Pulse Vector Engine

脉冲发动机编号	$F_{m(x_1)}$ / N	$F_{m(x_2)}$ / N	$F_{m(y_1)}$ / N	$F_{m(y_2)}$ / N	$F_m$ / N	$d_{imp}$ / mm
---------	------------------	------------------	------------------	------------------	-----------	----------------

一定的径向偏心距，导致实际脉冲推力方向与理想控制力方向之间存在夹角。下面将对径向偏心距的计算过程进行详细说明。

如图 6 所示，试验中脉冲矢量发动机产生大小为  $F_{imp}$  的推力，设在工作过程中，脉冲矢量发动机存在大小为  $d_{imp}$  的径向偏心距，则产生的力矩为：

$$M_{imp} = F_{imp} \times d_{imp} \quad (1)$$

如图 6 所示，传感器测量获得了  $x_m$  和  $y_m$  方向的力。根据这些测量数据，力矩的计算公式如下：

$$M_m = F_{m(y_1)} \times l_m - F_{m(y_2)} \times l_m + F_{m(x_1)} \times l_m - F_{m(x_2)} \times l_m \quad (2)$$

试验中当脉冲发动机工作时测力平台保持不动，因此有如下关系式成立

$$F_{m(y_1)} \times l_m - F_{m(y_2)} \times l_m + F_{m(x_1)} \times l_m - F_{m(x_2)} \times l_m = F_{imp} \times d_{imp} \quad (3)$$

试验中使用测力平台  $l_m = 115$  mm，结合试验所测数据根据公式 (1) 即可计算脉冲矢量发动机的径向偏心距。取最大合力时刻 1#、6#、11#脉冲矢量发动机各方向力，计算相应径向偏心距  $d_{imp}$ ，结果如表 2 所示，1#、6#、11#脉冲矢量发动机的径向偏心距分别为 5.63 mm、5.85 mm 和 7.51 mm。

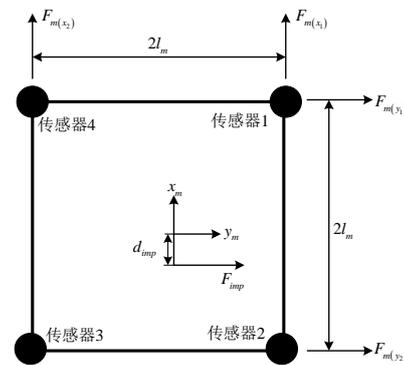


图 6 径向偏心距计算示意图

Fig 6 Schematic diagram of radial eccentricity calculation

1#	951.81	-856.17	3149.65	1133.84	4249.88	5.63
6#	1100.34	-710.36	3093.67	1069.72	4190.91	5.85
11#	1102.52	-739.24	3150.48	1028.03	4299.51	7.51

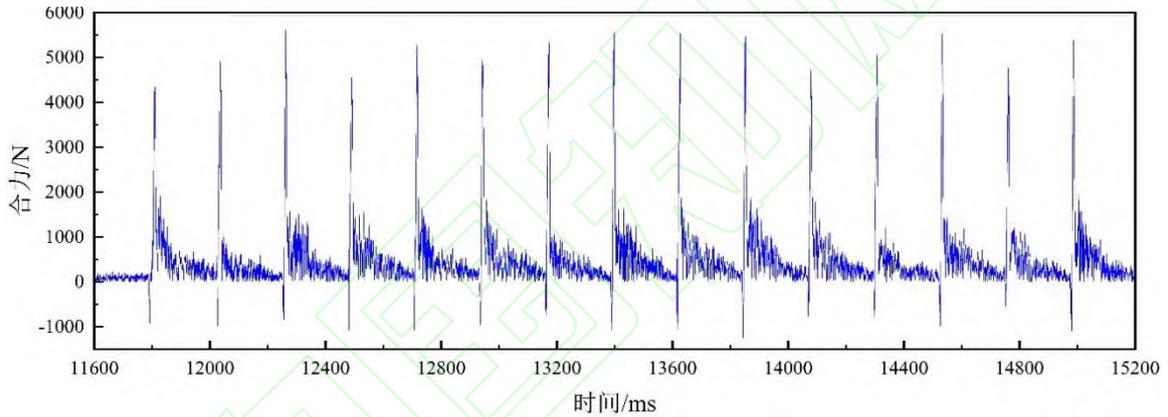
结合 2.2 节的数据分析和计算，得到了脉冲工作误差参数。其中，脉冲发动机工作冲量误差标准差值为 0.55 N·s，工作时间误差标准差值为 0.13 ms，角度误差标准差值为 0.88°，径向偏心距误差标准差值为 0.84 mm。然而，由于试验中的工程模型与实际弹体结构存在一定差异，尽管本章提供了径向偏心距的计算方法及结果，仍无法确认这些数值是否与实际装配弹丸完全一致。

### 3 动态试验结果与分析

#### 3.1 动态试验结果

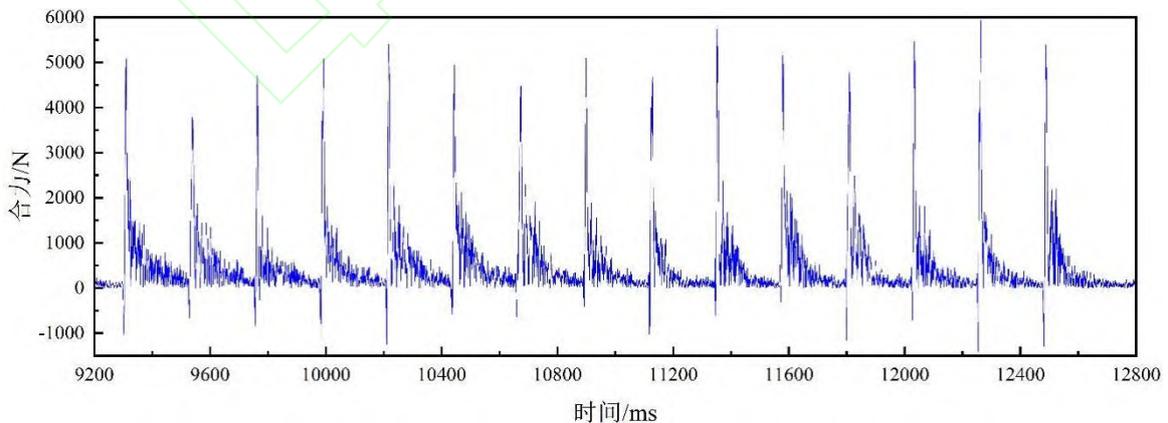
脉冲矢量发动机的动态测试共进行两组试

验（标记为#2 和#3 弹体），共 30 发脉冲发动机均正常工作。图 7 展示了#2 和#3 弹体脉冲矢量发动机连续作用后的合推力曲线，从中可以看出，脉冲矢量发动机的总体工作时间间隔均匀，说明无线点火控制电路正常工作。图 8~图 10 展示了#2 弹体中 1#、8#和 15#发动机在  $x$  方向和  $y$  方向的分力及合力曲线，而图 11~图 13 则展示了#3 弹体中 3#、8#和 13#发动机的对应曲线。结果显示，不同脉冲发动机的工作角度不同，导致  $x$  方向和  $y$  方向的力存在显著差异。



(a) #2 弹体合力曲线

(a) Resultant force curve of projectile #2

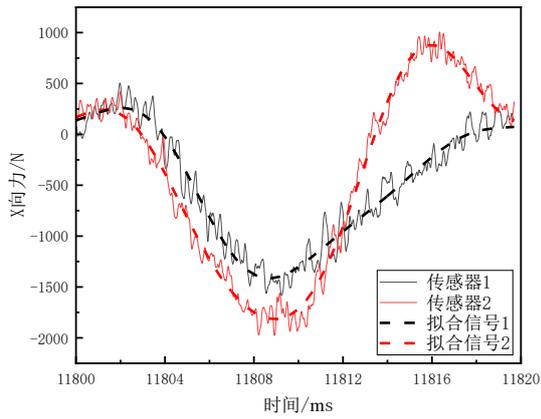


(b) #3 弹体合力曲线

(b) Resultant force curve of projectile #3

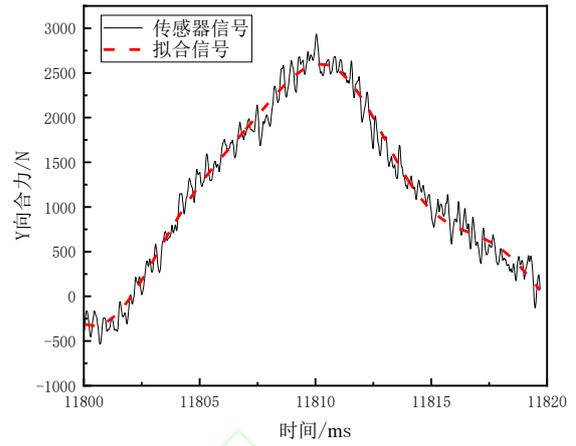
图 7 脉冲矢量发动机动态试验推力曲线

Fig 7. Thrust curve of pulse vector engine during dynamic test



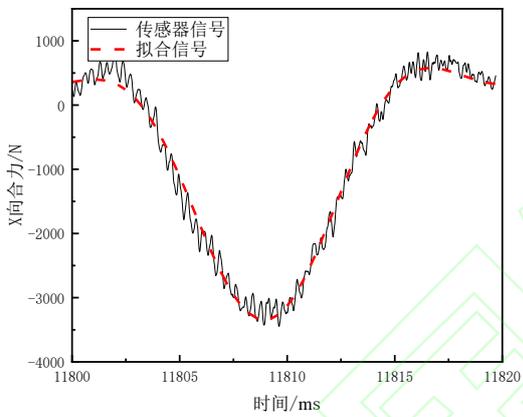
(a) x 方向分力

(a) X-direction component force



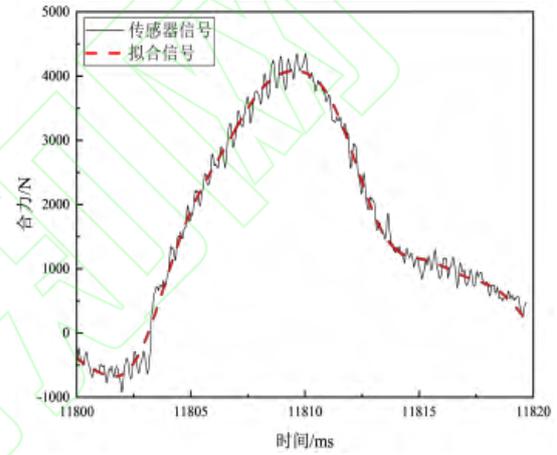
(d) y 方向合力

(d) Resultant force in Y-direction



(b) x 方向合力

(b) Resultant force in X-direction

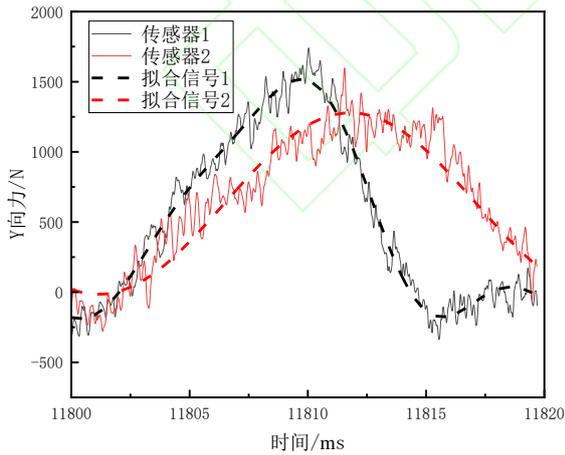


(e) 总合力

(e) Total resultant force

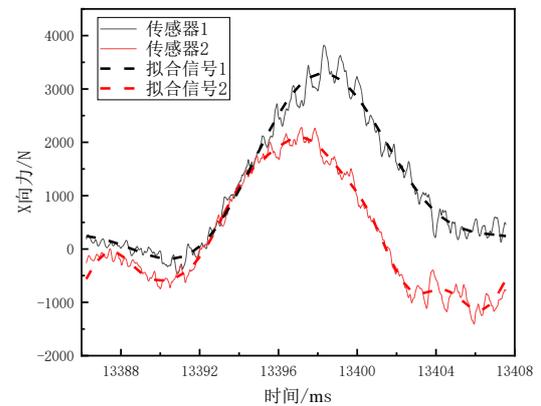
图 8 #2 弹体 1# 发动机分力及合力曲线

Fig 8. Component forces and resultant force curves of Engine 1# for Projectile #2



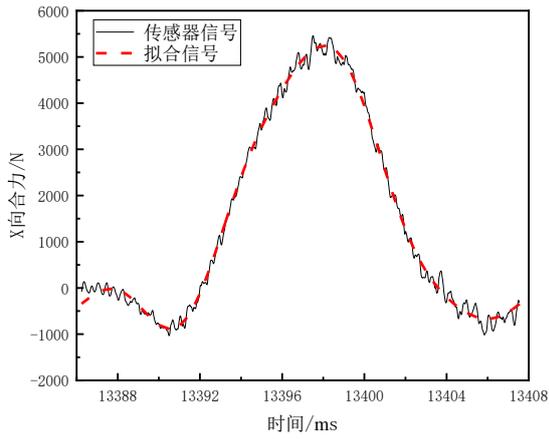
(c) y 方向分力

(c) Y-direction component force



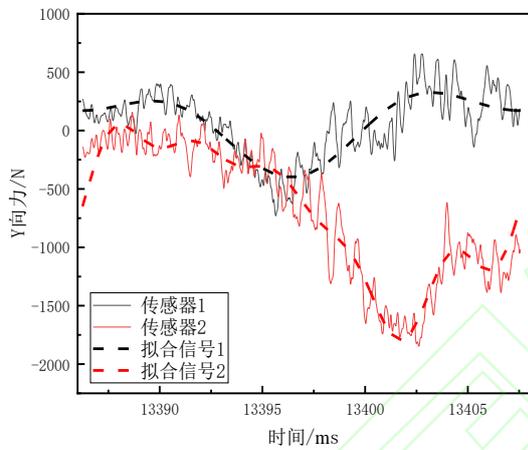
(a) x 方向分力

(a) X-direction component force



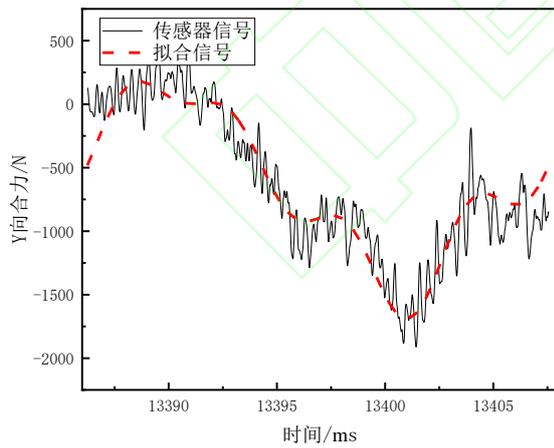
(b) x 方向合力

(b) Resultant force in X-direction



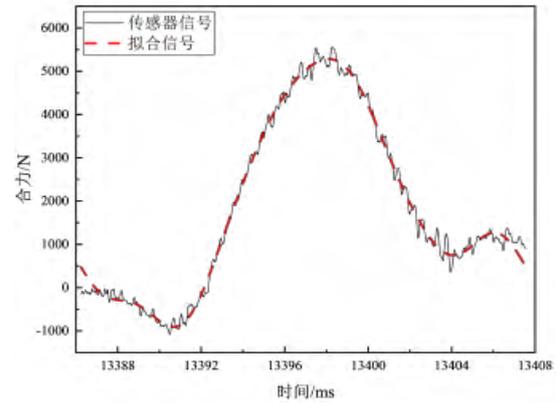
(c) y 方向分力

(c) Y-direction component force



(d) y 方向合力

(d) Resultant force in Y-direction

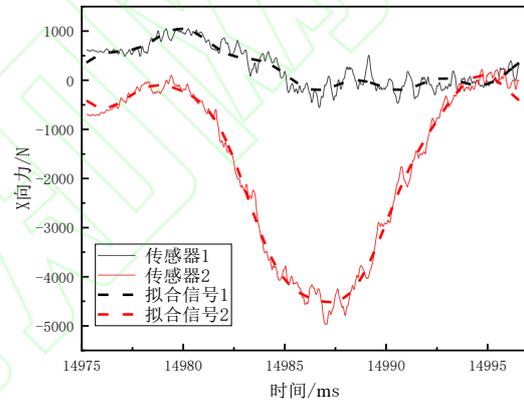


(e) 总合力

(e) Total resultant force

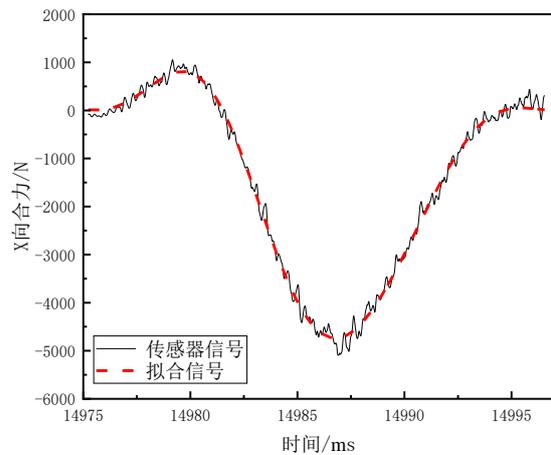
图 9 #2 弹体 8# 发动机分力及合力曲线

Fig 9. Component forces and resultant force curves of Engine 8# for Projectile #2



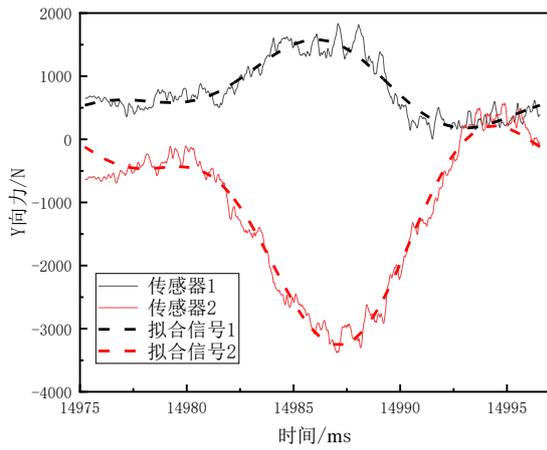
(a) x 方向分力

(a) X-direction component force



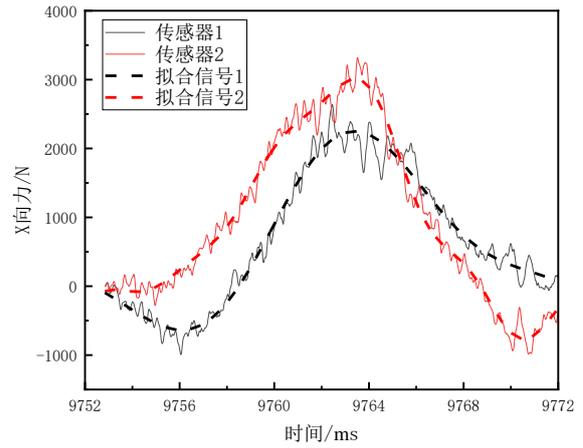
(b) x 方向合力

(b) Resultant force in X-direction



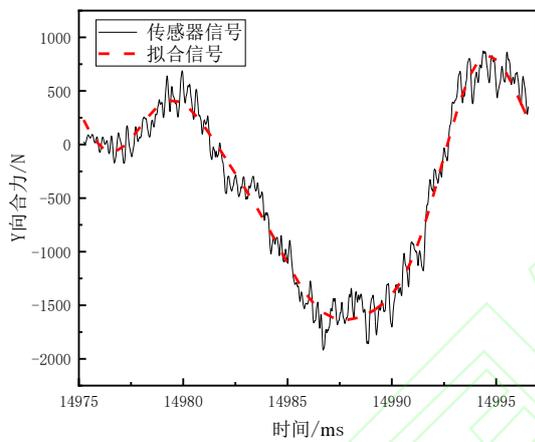
(c) y 方向分力

(c) Y-direction component force



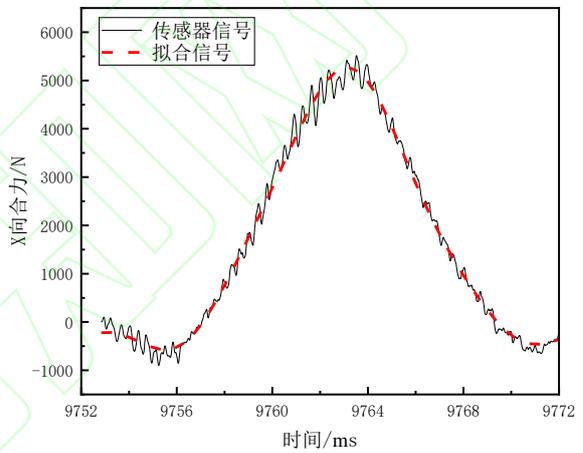
(a) x 方向分力

(a) X-direction component force



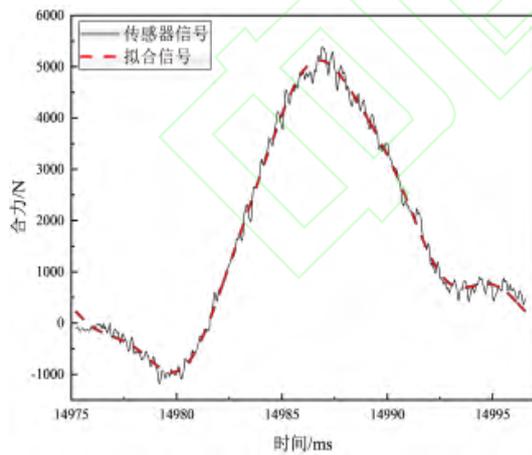
(d) y 方向合力

(d) Resultant force in Y-direction



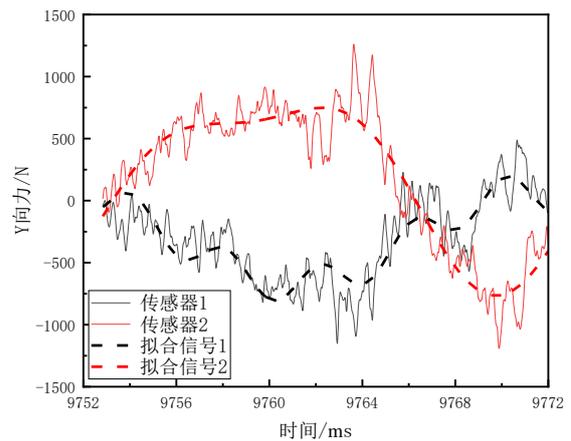
(b) x 方向合力

(b) Resultant force in X-direction



(e) 总合力

(e) Total resultant force

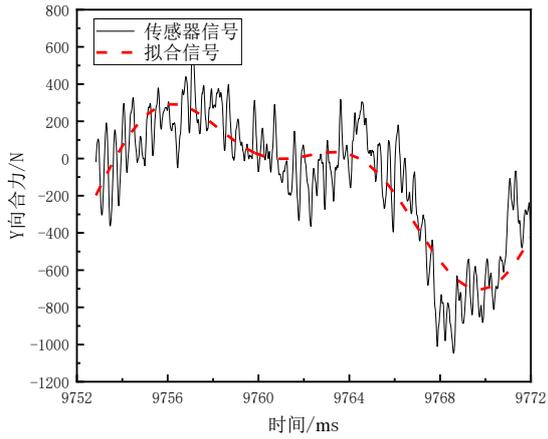


(c) y 方向分力

(c) Y-direction component force

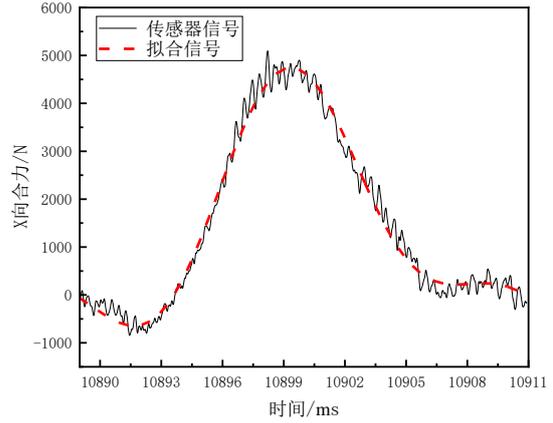
图 10 #2 弹体 15# 发动机分力及合力曲线

Fig 10. Component forces and resultant force curves of Engine 15# for Projectile #2



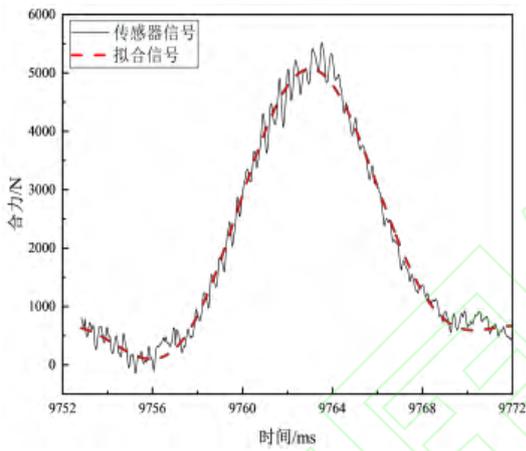
(d) y 方向合力

(d) Resultant force in Y-direction



(b) x 方向合力

(b) Resultant force in X-direction

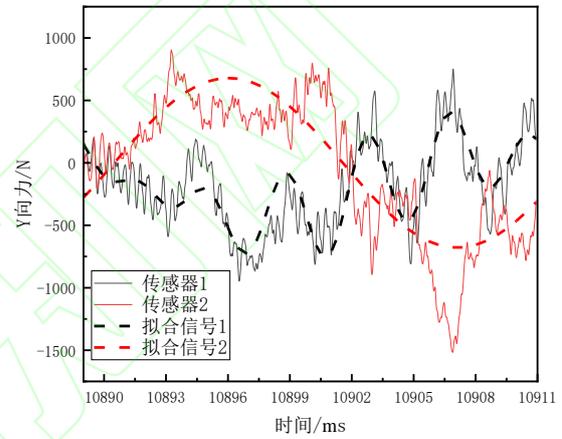


(e) 总合力

(e) Total resultant force

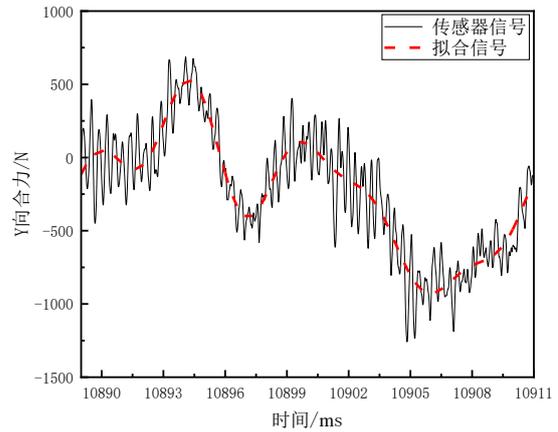
图 11 #3 弹体 3# 发动机分力及合力曲线

Fig 11. Component forces and resultant force curves of Engine 3# for Projectile #3



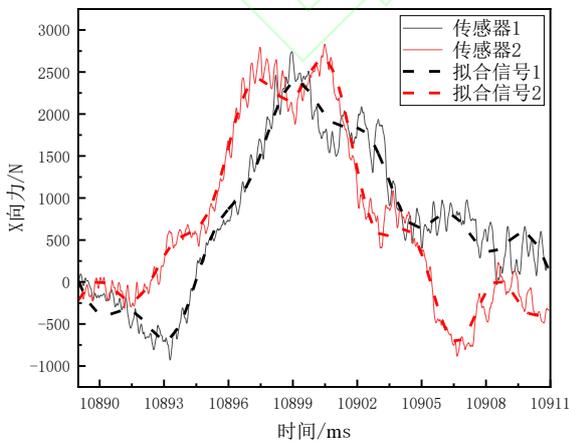
(c) y 方向分力

(c) Y-direction component force



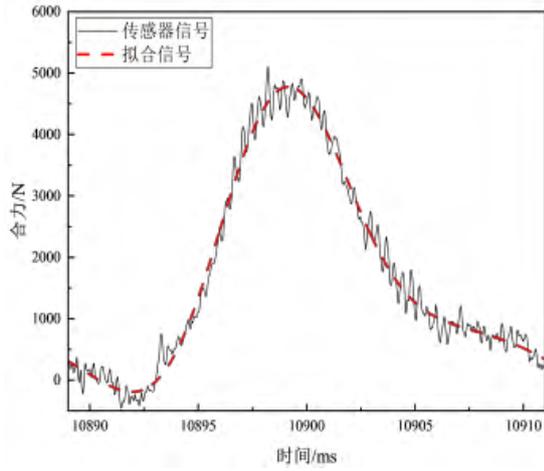
(d) y 方向合力

(d) Resultant force in Y-direction



(a) x 方向分力

(a) X-direction component force



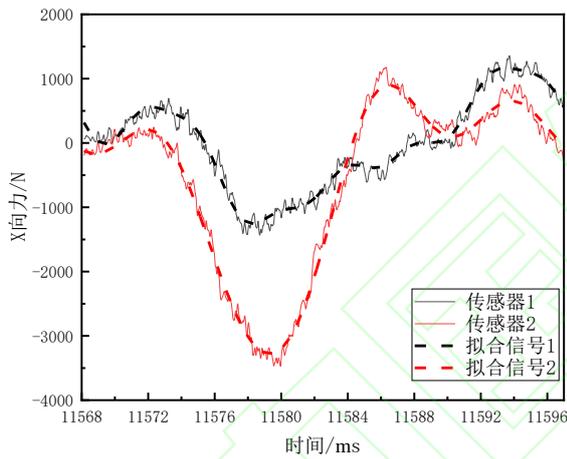
(e) 总合力

(e) Total resultant force

图 12 #3 弹体 8# 发动机分力及合力曲线

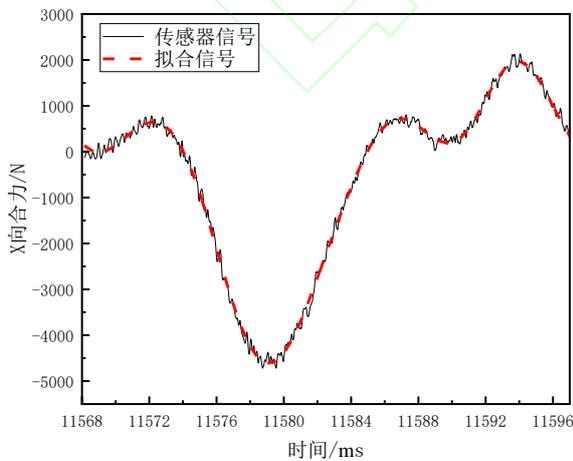
Fig 12. Component forces and resultant force curves of

Engine 8# for Projectile #3



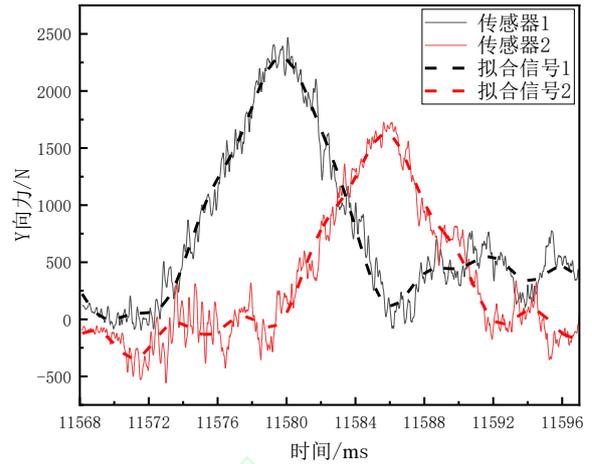
(a) x 方向分力

(a) X-direction component force



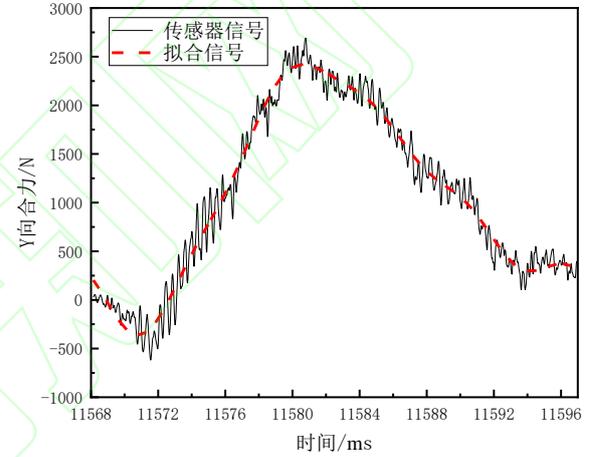
(b) x 方向合力

(b) Resultant force in X-direction



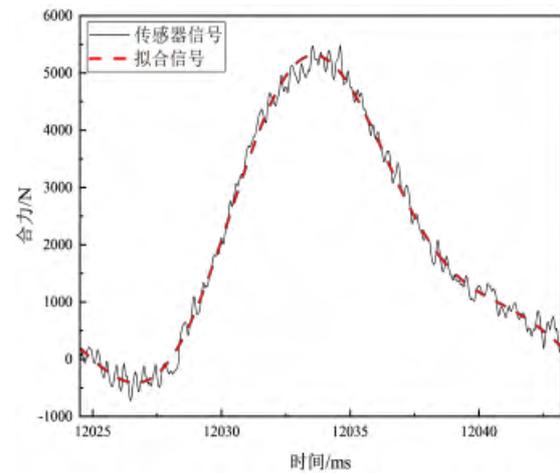
(c) y 方向分力

(c) Y-direction component force



(d) y 方向合力

(d) Resultant force in Y-direction



(e) 总合力

(e) Total resultant force

图 13 #3 弹体 13# 发动机分力及合力曲线

Fig 13. Component forces and resultant force curves of

engine 13# for Projectile #3

### 3.2 动态试验工作参数误差分析

为进一步详细分析脉冲矢量发动机的动态连续工作特性，根据试验结果对以下工作参数进行定量分析：

#### 3.2.1 脉冲矢量发动机峰值合力

从图 7 可以看出，不同序号的发动机在工作时的峰值力存在一定波动。两组试验的峰值

力具体数值见表 3 和表 4。最大峰值力为 5933.10 N，最小峰值力为 3725.79 N。#2 弹体的峰值力均值为 5171.28 N，而#3 弹体的均值为 5120.97 N。相较于静态试验中测得的峰值力（4290.39 N），两组动态连续试验中脉冲发动机的峰值力均有所增加。

表 3 #2 弹体脉冲矢量发动机工作峰值力统计表

Tab 3. Statistics of Peak Thrust for Pulse Vector Engine #2 Projectile

单位: N								
编号	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#
峰值力	4344.57	4899.13	5613.22	4512.78	5254.17	4950.48	5453.27	5538.53
编号	9#	10#	11#	12#	13#	14#	15#	均值
峰值力	5535.49	5376.86	4885.69	5066.63	5534.38	5227.24	5376.73	5171.28

表 4 #3 弹体脉冲矢量发动机工作峰值力统计表

Tab 4. Statistics of Peak Thrust for Pulse Vector Engine #3 Projectile

单位: N								
编号	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#
峰值力/N	4328.40	3725.79	5516.45	5037.60	5367.77	5092.90	4475.21	5099.78
编号	9#	10#	11#	12#	13#	14#	15#	均值
峰值力/N	4744.24	5822.19	5339.64	4675.76	5475.29	5933.10	5380.47	5120.97

#### 3.2.2 单脉冲矢量发动机冲量

表 5 和表 6 分别为#2 弹体和#3 弹体中单脉冲矢量发动机冲量统计结果。从表中可以看出，相较于单发静态试验中冲量均值 32.33 N·s，除了两组动态试验中的 1#发动机外，其余脉冲发动机的冲量均有所增加。分析指出，由于试验中弹体与试验平台及地面固连，当脉冲矢量发动机工作时，其推力使试验平台发生弹性变形，

储存了弹性能。单发脉冲矢量发动机工作停止后，试验平台释放储存的弹性能，引发振动。由于脉冲矢量发动机点火时间间隔较短，前一发发动机工作产生的振动会影响后一发发动机的测量，导致新一发脉冲矢量发动机的冲量与平台振动叠加，从而使测得的冲量高于设计值。

表 5 #2 弹体脉冲矢量发动机冲量统计表

Tab 5. Impulse Statistics of Pulse Vector Engine for Projectile #2

单位: N·s								
编号	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#
冲量	32.74	39.68	38.26	41.27	35.80	38.66	38.27	38.73
编号	9#	10#	11#	12#	13#	14#	15#	均值
冲量	41.44	35.63	37.87	38.37	36.98	46.84	34.68	38.35

表 6 #3 弹体脉冲矢量发动机冲量统计表

Tab 6. Impulse Statistics of Pulse Vector Engine for Projectile #3

单位: N·s								
编号	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#

冲量	31.61	36.59	38.92	41.18	37.09	41.02	43.26	37.99
编号	9 <sup>#</sup>	10 <sup>#</sup>	11 <sup>#</sup>	12 <sup>#</sup>	13 <sup>#</sup>	14 <sup>#</sup>	15 <sup>#</sup>	均值
冲量	39.05	39.79	44.68	39.86	38.89	43.85	36.45	39.35

### 3.2.3 脉冲矢量发动机工作时间

表 7 及表 8 展示了每组试验中脉冲发动机的工作时间。与三发静态试验中测得的工作时间均值 (20.67 ms) 相比, 动态试验结果变化

不大。这表明设计的发动机工作时间参数具有良好的 consistency。

表 7 #2 弹体脉冲矢量发动机工作时间统计表

Tab 7. Operating Time Statistics of Pulse Vector Engine for Projectile #2

单位: ms

编号	1 <sup>#</sup>	2 <sup>#</sup>	3 <sup>#</sup>	4 <sup>#</sup>	5 <sup>#</sup>	6 <sup>#</sup>	7 <sup>#</sup>	8 <sup>#</sup>
工作时间	23.22	19.34	22.00	19.80	20.08	21.89	19.31	19.68
编号	9 <sup>#</sup>	10 <sup>#</sup>	11 <sup>#</sup>	12 <sup>#</sup>	13 <sup>#</sup>	14 <sup>#</sup>	15 <sup>#</sup>	均值
工作时间	22.52	19.55	18.69	18.68	21.71	18.93	20.03	20.36

表 8 #3 弹体脉冲矢量发动机工作时间统计表

Tab 8. Operating Time Statistics of Pulse Vector Engine for Projectile #3

单位: ms

编号	1 <sup>#</sup>	2 <sup>#</sup>	3 <sup>#</sup>	4 <sup>#</sup>	5 <sup>#</sup>	6 <sup>#</sup>	7 <sup>#</sup>	8 <sup>#</sup>
工作时间	23.18	23.11	21.32	22.45	20.71	20.35	21.58	21.90
编号	9 <sup>#</sup>	10 <sup>#</sup>	11 <sup>#</sup>	12 <sup>#</sup>	13 <sup>#</sup>	14 <sup>#</sup>	15 <sup>#</sup>	均值
工作时间	22.40	19.99	23.59	20.87	19.60	20.09	21.74	21.53

### 3.2.4 试验弹体转速

与静态试验不同, 动态试验中难以精确定位初始点火时刻的脉冲发动机位置。然而, 在实际飞行过程中, 可以通过地磁等姿态测量传感器反馈的实时转速来确定每一脉冲发动机的实际位置。因此, 为了分析脉冲力对弹体转速的影响, 计算了每两发脉冲发动机之间的工作时间间隔 (按峰值力时间) 及间隔角度, 从而确定每两发脉冲发动机峰值力之间的转速值。具体转速数据见表 9 及表 10。

体的试验转速均值为 5.33 r/s, 均高于设定的电机转速 5 r/s, 以及电机转速波动的最大幅值 5.06 r/s。根据静态试验分析, 装配误差导致脉冲发动机存在一定径向偏心距, 从而引起静态试验结果实际作用方位角的变化。在动态试验中, 这种偏心距会导致试验弹体受到滚转力矩, 从而使脉冲力作用时弹丸的转速发生变化。前文已讨论了径向偏心距的计算方法。考虑到试验样弹与实际弹丸之间的差异, 本文将通过外弹道仿真进一步验证上述结论。

#2 弹体的试验转速均值为 5.31 r/s, #3 弹

表 9 #2 弹体脉冲矢量发动机工作转速统计表

Tab 9. Rotational Speed Statistics of Pulse Vector Engine for Projectile #2

单位: r·s<sup>-1</sup>

编号	1 <sup>#</sup> ~2 <sup>#</sup>	2 <sup>#</sup> ~3 <sup>#</sup>	3 <sup>#</sup> ~4 <sup>#</sup>	4 <sup>#</sup> ~5 <sup>#</sup>	5 <sup>#</sup> ~6 <sup>#</sup>	6 <sup>#</sup> ~7 <sup>#</sup>	7 <sup>#</sup> ~8 <sup>#</sup>
转速	5.48	5.30	5.42	5.12	5.15	5.51	5.14
编号	8 <sup>#</sup> ~9 <sup>#</sup>	9 <sup>#</sup> ~10 <sup>#</sup>	10 <sup>#</sup> ~11 <sup>#</sup>	11 <sup>#</sup> ~12 <sup>#</sup>	12 <sup>#</sup> ~13 <sup>#</sup>	13 <sup>#</sup> ~14 <sup>#</sup>	14 <sup>#</sup> ~15 <sup>#</sup>
转速	5.37	5.22	5.28	5.38	5.34	5.38	5.22

表 10 #3 弹体脉冲矢量发动机工作转速统计表

Tab 10. Rotational Speed Statistics of Pulse Vector Engine for Projectile #3

单位: r·s <sup>-1</sup>							
编号	1#~2#	2#~3#	3#~4#	4#~5#	5#~6#	6#~7#	7#~8#
转速	5.39	5.34	5.51	5.23	5.06	5.55	5.21
编号	8#~9#	9#~10#	10#~11#	11#~12#	12#~13#	13#~14#	14#~15#
转速	5.45	5.22	5.05	5.46	5.46	5.46	5.27

## 4 仿真分析与验证

### 4.1 脉冲力导致转速变化对弹道影响分析

此前的仿真计算均基于脉冲矢量发动机径向偏心距  $D_{imp}=0$  的假设。然而，本节的转速数据分析揭示了径向偏心距的存在导致弹体转速在脉冲作用前后发生变化，这种转速变化将直接影响弹道修正弹的修正效果。本节的主要研究目标是通过外弹道仿真分析这一影响过程。仿真初始参数如下： $m = 20.348 \text{ kg}$ ， $\psi_0 = 0^\circ$ ， $v_0 = 655 \text{ m/s}$ ， $d = 0.122 \text{ m}$ ， $x_0 = y_0 = z_0 = 0 \text{ m}$ ， $\omega = -10 \text{ m/s}$ ， $L_{imp} = 10 \text{ mm}$ ， $J_x = 0.0383 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $J_y = 0.44335 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $\gamma_{imp} = \pi/2$ 。在飞行弹道 48 s 处进行连续起控，对径向偏心距  $D_{imp}$  在  $\pm 2 \text{ mm}$  和  $\pm 4 \text{ mm}$  时进行仿真，计算结果如图 14 所示。

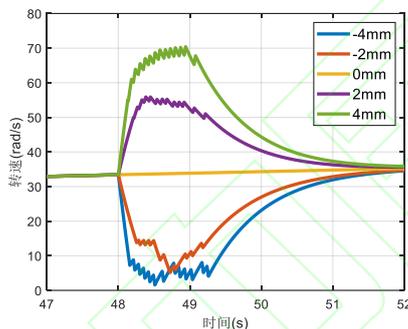


图 14 不同径向偏心距引起的弹道特征变化

Fig 14. Trajectory Characteristics Variation Induced by Different Radial Eccentricities

表 11 不同径向偏心距的修正效果

Table 11. Correction Effectiveness for Different Radial Eccentricities

径向偏心距/mm	横向修正量/m	最大攻角/ $^\circ$
-4	260.21	2.75
-2	278.07	2.76
0	289.78	3.14
2	272.80	3.71
4	262.23	3.02

根据图 14 所示，在 15 个脉冲连续作用过程中，无论径向偏心距为正还是负，转速最终均趋于平衡状态。这是因为径向偏心距不影响弹丸的速度，因此在所有脉冲发动机工作结束后，弹丸转速仍会收敛到相同的平衡值。然而，当径向偏心距  $D_{imp}$  为负时，转速的波动性更为明显。这是由于转速减慢使得下一次脉冲发动机达到理想控制方位角的时间延长，从而在增加的点火花间隔内，转速的变化被收敛得更多，导致转速增大的幅度大于减小的幅度，表现为曲线波动更为明显。表 11 显示，径向偏心距的绝对值增大时，横向修正能力减小。分析表明，脉冲作用的序号取决于当前转速、脉冲发动机位置及工作时间。由于转速向平衡值收敛的过程可能导致脉冲实际作用方位角偏离理想控制方位角，从而影响修正能力。因此，在弹丸设计中，需严格控制结构加工和装配精度，以减少径向偏心距对修正能力和飞行稳定性的影响。

### 4.2 讨论与分析

本研究针对脉冲矢量发动机修正机构，分别在静态及模拟弹丸低速旋转的动态环境下开展了力学特性测试试验。基于试验数据，对脉冲发动机的峰值力、单脉冲冲量、工作持续时间、实际作用方位角以及弹体转速等关键参数进行了对比分析，并探讨了不同试验条件下的力学响应差异及其潜在影响机制。

#### 1) 峰值力与单脉冲冲量的动态响应差异

动态试验数据显示，单脉冲冲量普遍高于静态试验结果。这一现象可能源于动态环境下脉冲发动机的连续点火过程，其中前一发脉冲的残余弹性能释放与后一发脉冲的力学作用产生叠加效应，从而导致峰值力的提升（除 1#发动机外）。值得注意的是，由于实际飞行中的弹丸处于无约束状态，其力学响应与固连试验条件存在本质区别。因此，在评估单脉冲冲量

的参数误差时，静态试验数据可能更具参考价值。该发现提示，在工程应用中需谨慎考虑动态叠加效应对修正机构实际性能的影响。

### 2) 单脉冲工作持续时间的稳定性分析

静态与动态试验中的单脉冲工作时间表现出较好的一致性。基于静态试验及两组动态试验（共 33 发）的数据分析表明，脉冲矢量发动机的工作时间参数误差可被进一步量化。这种参数稳定性可能表明，工作时间受环境条件（静态/动态）的影响较小，其误差来源更可能与发动机自身的工作特性或测试系统的固有偏差相关。后续研究可针对不同工况下的工作时间波动进行更精细化的统计分析，以确定其误差边界。

### 3) 实际作用方位角与弹体转速的误差机制

试验数据表明，静态试验中脉冲实际方位角与理想值的偏差，以及动态试验中弹体实际转速与电机控制转速的差异，均与装配误差引起的径向偏心距密切相关。这一结果提示，径向偏心距可能是影响修正弹精度的关键因素之一。为更真实地模拟工程实际，本仿真研究假设径向偏心距服从标准差为 0.1 mm 的正态分布，以反映装配过程中的随机误差。然而，需要指出的是，实际工程中的偏心距分布可能受加工工艺、装配方式等多重因素影响，因此后续研究可进一步探讨不同误差分布模型对修正精度的影响。

本研究通过系统对比静态与动态试验数据，深入揭示了脉冲矢量发动机在不同工况下的力学响应特性差异，并定量分析了装配误差对修正精度的影响机制。试验结果表明，动态工况下的脉冲叠加效应、工作时间参数的稳定性特征以及径向偏心距的误差传递规律，为脉冲矢量发动机的结构优化设计提供了重要的理论依据和技术参考。根据以上分析可得脉冲修正机构参数误差如下表 12 所示，可为后续工程应用中的控制精度计算提供数据支撑。

表 12 脉冲矢量发动机式修正机构干扰因素统计表

Tab 12. Interference Factor Statistics of the Pulse Vector

Engine Correction Mechanism		
误差参数名称	分布规律	标准差
脉冲冲量大小误差 $\Delta I_{imp}$	正态分布	0.55 Ns
脉冲工作时间误差 $\Delta \tau_{imp}$		1.39 ms

径向偏心距误差  $\Delta D_{imp}$

0.1 mm

### 4.3 不同工作参数误差对控制精度影响分析

不同工作参数误差对脉冲修正弹的控制精度影响各不相同。除了表 13 中的干扰因素外，本节重点分析脉冲矢量发动机工作参数误差对落点散布的影响。文献中的制导控制策略基于 Bi-LSTM 网络模型的落点预测控制算法，点火逻辑采用就近点火。假设脉冲发动机数量为 15 个，单脉冲冲量为 35.85 N·s，脉冲点火时间间隔为 50 ms，启控点设在弹目斜距 1.5 km 处，计算所得的圆概率误差（CEP）结果如表 14 所示。

表中的算例 1 给出了在理想标准条件下（仅考虑表 13 中的干扰因素）的 CEP 值，而算例 2 至 4 反映了各工作参数误差单独存在时的 CEP 计算结果。分析表明，不同工作参数误差对控制精度的影响程度不同。径向偏心距误差对弹丸落点精度的影响最大，使 CEP 值相比理想条件增大 39.89%；其次是脉冲工作时间误差，CEP 值增大 31.23%；单脉冲冲量误差的影响最小，CEP 值仅增大 10.44%。

径向偏心距误差不仅影响脉冲力矩大小，进而改变弹丸姿态，还会使脉冲力在作用过程中改变弹丸的转速，可能导致脉冲点火序号判断的偏差，影响最终修正效果。脉冲工作时间的误差主要通过和弹丸转速联合作用，影响点火序号的决策。而单脉冲冲量误差的影响较小，因为在脉冲发动机数量充足的情况下，系统可以通过后续脉冲修正前一脉冲作用引起的脱靶量。因此，相较于冲量大小，径向偏心距和脉冲工作时间误差对修正精度影响更大，需在实际工程应用中严格控制这两项参数的误差，以确保精度要求的满足。

表 13 脉冲修正弹落点散布主要干扰因素统计表

Tab 13. Statistics of Major Disturbance Factors Affecting

Impact Dispersion for Trajectory Correction Projectile

Equipped with Pulse Vector Engines

误差参数名称	分布规律	标准差
弹体质量误差 $\Delta m$		0.05 kg
初速误差 $\Delta v_0$	正态分布	2 m/s
初始射角误差 $\Delta \theta_0$		0.2°

初始弹道偏角误差 $\Delta\psi_0$	0.2°
风速误差 $\Delta\omega_0$	3 m/s
阻力系数 $\Delta c_x$	0.02
升力系数 $\Delta c_y$	0.03
静力矩系数 $\Delta m_z$	0.03

表 14 不同脉冲矢量发动机工作参数误差对控制精度的影响

Tab 14. Effect of Working Parameter Errors in Different Pulse Vector Engines on Control Accuracy

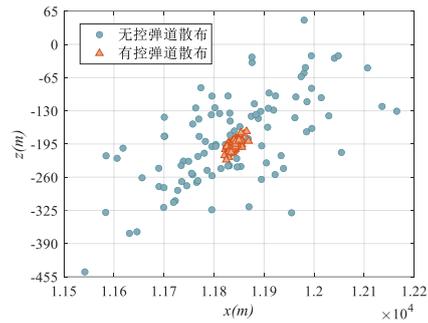
算例序号	单脉冲冲量大小误差/ N·s	脉冲工作时间误差/ s	径向偏心距误差/ mm	CEP/ m
1	0	0	0	10.63
2	0.55	0	0	11.74
3	0	1.39	0	13.95
4	0	0	0.1	14.87

#### 4.4 综合随机误差下的落点散布仿真与分析

4.2 节讨论了脉冲修正弹的落点精度对不同工作参数误差的敏感性。本节在考虑表 13 中的干扰因素基础上，进一步研究脉冲矢量发动机工作参数误差的综合影响，并进行 45°射角条件下的落点散布仿真分析，衡量标准为脉冲修正弹的圆概率误差（CEP）。其余仿真初始条件与前文一致，制导控制策略仍采用基于 Bi-LSTM 网络模型的落点预测控制算法，点火逻辑为就近点火。仿真结果如图 15 和图 16 所示。

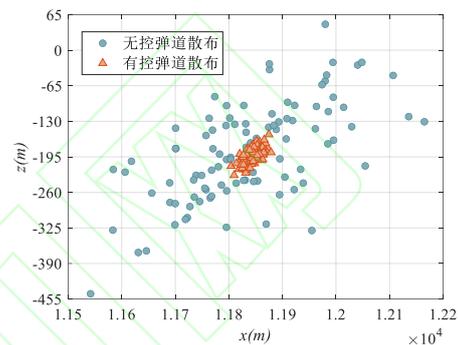
仿真结果表明，在 45°射角条件下，无控有风弹道的射程散布为 83.76 m，横向散布为 45.60 m，CEP 为 111.33 m；当仅考虑表 13 中的弹道干扰源（即未考虑脉冲工作参数误差）时，修正后的弹丸射程散布为 6.34 m，横向散布为 5.71 m，CEP 为 10.49 m；当考虑脉冲修正机构的工作参数综合误差时，修正弹道的射程散布为 10.18 m，横向散布为 7.18 m，CEP 为 15.03 m。

图 16 展示了每次 Monte Carlo 仿真中的脱靶量情况，脱靶量表示弹丸实际落点与理想目标落点之间的距离。当未考虑脉冲工作参数误差时，最大脱靶量约为 24.53 m；考虑综合误差时，最大脱靶量约为 32.72 m。



(a) 未考虑脉冲工作参数误差落点散布

(a) Impact Dispersion Without Considering Pulse Operating Parameter Errors

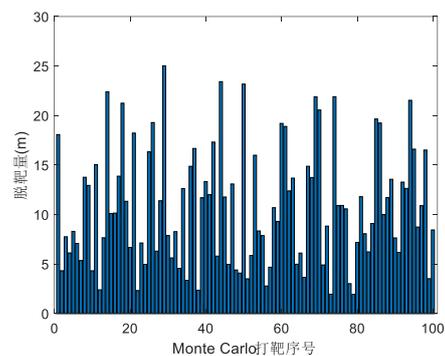


(b) 综合误差落点散布

(b) Impact Dispersion with Comprehensive Error Consideration

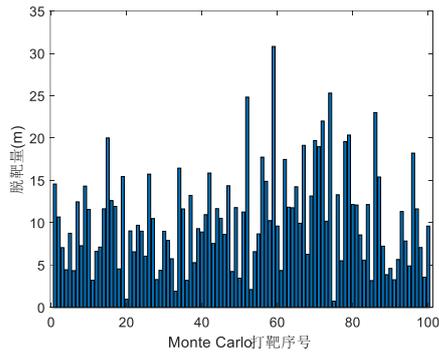
图 15 不同扰动源误差落点散布对比 (45°射角)

Fig 15. Impact Point Distribution Comparison under Various Disturbance Sources (Elevation Angle = 45°)



(a) 未考虑脉冲工作参数误差脱靶量值

(a) Miss distance without considering pulse operating parameter errors



(b) 综合误差脱靶量值

(b) Miss distance under comprehensive error effects

图 16 不同扰动源误差脱靶量值对比 (45°射角)

Fig 16. Comparison of Miss Distances Induced by Different Disturbance Sources (Elevation Angle: 45°)

## 5 结论

本文对影响脉冲修正弹落点精度的弹道扰动源进行了分析, 并据此开展了脉冲修正机构工作参数误差的静态和动态试验, 同时通过试验结果进行了落点散布的仿真验证。研究内容与结论如下:

1) 基于静态试验, 对脉冲矢量发动机修正机构的工作参数进行了定量分析。结果显示, 单次脉冲工作时间均值为 20.67 ms, 峰值力均值为 4290.39 N, 冲量均值为 32.33 N·s, 作用方位角均值为 87.50°。实际脉冲作用方位角与理想控制方位角之间存在差异。三发脉冲发动机的径向偏心距分别为 5.63 mm、5.85 mm 和 7.51 mm。通过误差溯源分析确认径向偏心距是主要影响因素, 这一发现为修正算法的参数补偿提供了重要依据。

2) 通过脉冲矢量发动机的连续动态试验, 结果显示脉冲工作时间 (20.36 ms 和 21.53 ms) 与静态试验结果一致。#2 和#3 弹体的单脉冲冲量 (38.35 N·s 和 39.35 N·s) 大于静态试验均值, 分析表明这是多脉冲连续作用时, 新一发脉冲与前一发脉冲引发的平台振动叠加效应所致。

3) 试验表明, 脉冲发动机装配误差导致一定的径向偏心距, 使试验弹体转速高于设定电机转速。通过不同偏心距条件下的外弹道仿真, 分析了脉冲力引起的转速变化对弹道的影响, 并验证了试验结论。为避免径向偏心距对修正精度及飞行稳定性的影响, 应严格控制结构加工和装配精度。

4) 基于静态和动态试验结果, 给出了脉

冲矢量发动机修正机构的工作参数误差。结合弹丸结构参数误差、起始扰动及气动参数偏差, 进行了 Monte Carlo 仿真, 分析综合误差对落点散布的影响。在 45°射角下, 考虑工作参数误差后, CEP 为 15.03 m (降低 86.50%)。仿真计算结果证实了脉冲修正策略的有效性。同时, 研究结果为脉冲修正弹的优化设计提供了重要依据。

## 参考文献

- [1] 邢炳楠, 杜忠华, 杜成鑫. 二维弹道修正弹及其制导控制技术综述[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(4): 53-68.
- XING B N, DU Z H, DU C X. Review on two-dimensional trajectory correction projectile and its guidance and control technology[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(4): 53-68. (in Chinese)
- [2] 雷晓云, 张志安. 二维弹道修正机构方案与修正控制算法综述[J]. 控制与决策, 2019, 34(8): 1577-1588.
- LEI X Y, ZHANG Z A. Overview of correction mechanism scheme and control algorithm of two dimensional trajectory correction projectile[J]. Control and Decision, 2019, 34(8): 1577-1588. (in Chinese)
- [3] 王中原, 史金光, 常思江, 等. 弹道修正弹技术发展综述[J]. 弹道学报, 2021, 33(2): 1-12.
- WANG Z Y, SHI J G, CHANG S J, et al. Review on development of technology of trajectory correction projectile[J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(2): 1-12. (in Chinese)
- [4] YIN T T, JIA F X, WANG X M. Moving horizon based wavelet de-noising method of dual-observed geomagnetic signal for nonlinear high spin projectile roll positioning[J]. Defence Technology, 2020, 16(2): 417-424.
- [5] 赵新新, 史金光, 王中原, 等. 鸭舵式双旋弹舵翼非线性控制力建模与分析[J]. 兵工学报, 2024, 45(8): 2607-2616.
- ZHAO X X, SHI J G, WANG Z Y, et al. Modeling and analysis of rudder nonlinear control force for dual-spin projectile with canards[J]. Acta Armamentarii, 2024, 45(8): 2607-2616. (in Chinese)
- [6] 杨杰, 常思江, 魏伟. 带扰流片旋转稳定弹动态稳定性[J]. 兵工学报, 2021, 42(8): 1613-1623.
- YANG J, CHANG S J, WEI W. Dynamic stability of spin-stabilized projectile with spoiler[J]. Acta Armamentarii,

- 2021, 42(8): 1613-1623. (in Chinese)
- [7] 默朝明. 变质心高速旋转炮弹弹道修正方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- MO C M. Research on trajectory correction of high-rolling projectile on variable centroid control mode[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [8] 王丹妮. 变质心飞行器控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- WANG D N. Control method for a moving-mass vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [9] 郭首邑, 王良明, 傅健, 等. 一种新型后舵尾控修正弹的弹道控制仿真[J]. 兵工学报, 2024, 45(7): 2209-2217.
- GUO S Y, WANG L M, FU J, et al. Simulation research on ballistic control of a new tail rudder controlled trajectory correction projectile[J]. Acta Armamentarii, 2024, 45(7): 2209-2217.(in Chinese)
- [10] YANG Z W, WANG L M, CHEN J W. Movement characteristics of a dual-spin guided projectile subjected to a lateral impulse[J]. Aerospace, 2021, 8(10): 309.
- [11] GŁĘBOCKI R, JACEWICZ M. Parametric study of guidance of a 160-mm projectile steered with lateral thrusters[J]. Aerospace, 2020, 7(5): 61.
- [12] 邢炳楠, 杜忠华, 杜成鑫. 采用弹道修正技术的红外干扰弹性能优化[J]. 国防科技大学学报, 2022, 44(2): 141-149.
- XING B N, DU Z H, DU C X. Performance optimization of infrared interference decoy based on trajectory correction technique[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(2): 141-149. (in Chinese)
- [13] 孙瑞胜, 洪侨, 陈晋璋, 等. 脉冲修正弹控制参数粒子群优化算法[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(4): 159-163.
- SUN R S, HONG Q, CHEN J Z, et al. Particle swarm optimization method for impulse-correction projectiles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(4): 159-163. (in Chinese)
- [14] 韩子鹏. 火箭外弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014.
- HAN Z P. Exterior ballistics of projectiles and rockets[M]. Beijing: Beijing Insititute of Technology Press, 2014. (in Chinese)
- [15] 郭锡福. 远程火炮武器系统射击精度分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- GUO X F. Firing accuracy analysis for long range Gun weapon systems[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [16] WANG Y, WANG X M, YU J Y. Influence of control strategy on stability of dual-spin projectiles with fixed canards[J]. Defence Technology, 2018, 14(6): 709-719.
- [17] 曹小兵. 脉冲末修迫弹弹道特性分析与控制方案设计[D]. 南京: 南京理工大学, 2012.
- CAO X B. Analysis of ballistic characteristics and design of control scheme for terminaltrajectory correction mortar projectile equipped with lateral impulses[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)